

**Институт транспорта и связи**

**ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ  
И ДИНАМИКИ ПОЛЕТА**

**Рига, 2010**

Изложены теоретические основы аэродинамики и динамики полета самолетов гражданской авиации. Рассмотрены основные понятия движущейся среды, создание аэродинамических сил, основные режимы полета, характеристики устойчивости и управляемости, влияние на них эксплуатационных факторов.

Для студентов высших учебных заведений, обучающихся по программе Техническая эксплуатация авиационного транспорта, и слушателей, обучающихся по программе Part-66.

## СОДЕРЖАНИЕ

1.	ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ .....	5
1.1.	Основные понятия и определения .....	5
1.1.1.	<i>Основные параметры среды</i> .....	5
1.1.2.	<i>Основные свойства среды</i> .....	5
1.1.3.	<i>Процессы изменения состояния газа</i> .....	6
2.	АТМОСФЕРА ЗЕМЛИ .....	7
3.	ОСИ КООРДИНАТ В АЭРОДИНАМИКЕ .....	10
4.	ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ О ДВИЖУЩЕЙСЯ СРЕДЕ .....	11
4.1.	Линия тока и трубка тока .....	11
4.2.	Уравнение неразрывности, уравнение Бернулли .....	11
4.3.	Уравнение Бернулли для сжимаемой среды .....	13
4.4.	Приемник воздушного давления .....	13
5.	ОСОБЕННОСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ .....	15
5.1.	Образование скачка уплотнения .....	15
5.2.	Основные уравнения течения газа через скачек уплотнения .....	16
6.	ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПОДОБИЯ .....	18
7.	ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ .....	20
7.1.	Особенности течений в пограничном слое .....	20
7.2.	Пограничный слой на плоской поверхности .....	21
7.3.	Коэффициент трения плоской пластины .....	23
7.4.	Особенности обтекания криволинейных поверхностей .....	23
8.	ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ И КИНЕМАТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА САМОЛЕТА .....	25
8.1.	Основные геометрические характеристики крыла и профиля .....	25
8.2.	Основные кинематические характеристики профиля (крыла бесконечного размаха) .....	28
8.3.	Зависимости коэффициентов подъемной силы и силы сопротивления профиля от угла атаки. Критический угол атаки. Срыв потока. ....	32
8.4.	Поляра профиля .....	33
8.5.	Коэффициент момента тангажа. Центр давления. Фокус профиля. ....	34
8.6.	Формула Жуковского .....	38
8.7.	Обтекание крыла конечного размаха .....	39
8.8.	Средняя аэродинамическая хорда крыла .....	44
8.9.	Особенности обтекания стреловидного крыла .....	46
8.10.	Особенности обтекания крыла малого удлинения .....	49
8.11.	Влияние сжимаемости среды .....	50
8.12.	Влияние качества на условия полета .....	52
9.	МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА .....	53
9.1.	Назначение механизации крыла .....	53
9.2.	Закрылок .....	54
9.3.	Предкрылок .....	56
9.4.	Интерцептор .....	57

10.	АЭРОДИНАМИКА ЧАСТЕЙ САМОЛЕТА .....	58
10.1.	Характеристика органов управления .....	58
10.2.	Шарнирные моменты рулей .....	59
10.3.	Характеристика фюзеляжа .....	61
10.4.	Аэродинамическая интерференция частей самолета .....	62
11.	ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ .....	64
11.1.	Геометрические и кинематические характеристики винта .....	64
11.2.	Основные режимы работы винта .....	66
11.3.	Особенности аэродинамики несущего винта .....	67
12.	ПРЯМОЛИНЕЙНЫЙ ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ .....	72
12.1.	Силы, действующие на самолет в полете .....	72
12.2.	Горизонтальный полет .....	73
12.3.	Набор высоты и снижение .....	77
12.4.	Дальность и продолжительность полета .....	79
13.	КРИВОЛИНЕЙНЫЙ ПОЛЕТ .....	81
13.1.	Криволинейный полет в горизонтальной плоскости .....	81
13.2.	Криволинейный полет в вертикальной плоскости .....	84
14.	ВЗЛЕТ И ПОСАДКА .....	88
14.1.	Взлет и набор высоты .....	88
14.2.	Прерванный и продолженный взлет .....	89
14.3.	Снижение и посадка .....	90
14.4.	Посадочные характеристики самолета .....	92
14.5.	Уход на второй круг .....	92
14.6.	Влияние различных факторов на взлетно-посадочные характеристики самолета .....	93
14.6.1.	<i>Влияние конструктивных факторов .....</i>	93
14.6.2.	<i>Влияние условий эксплуатации .....</i>	94
15.	УСТОЙЧИВОСТЬ, УПРАВЛЯЕМОСТЬ И БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА	95
15.1.	Статические моменты тангажа .....	96
15.2.	Моменты тангажа, обусловленные вращением самолета .....	99
15.3.	Развитие продольного возмущенного движения .....	101
15.4.	Продольная устойчивость самолета по перегрузке .....	102
15.5.	Устойчивость самолета по скорости .....	104
15.6.	Продольная балансировка самолета (общие сведения) .....	104
	ЛИТЕРАТУРА .....	105

## 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

### 1.1. Основные понятия и определения

*Аэродинамика* это наука о законах движения воздушной (газовой) среды и силового взаимодействия этой среды с граничными поверхностями.

*Граничные поверхности* разделяются на:

- *внешние* – поверхности тел, обтекаемые потоком;
- *внутренние* – газ движется внутри различных каналов.

При малых скоростях полета воздух принимается как несжимаемая среда. Но с ростом скорости полета (на трансзвуковых и сверхзвуковых скоростях) необходимо учитывать свойство сжимаемости среды.

При полетах на небольших высотах воздушную среду принимают сплошной. Но при полете на больших высотах, где плотность воздуха очень мала, необходимо уже применять другие зависимости, которые должны учитывать несплошность среды.

На высотах до 15 км (высоты полета гражданских самолетов) во всех случаях принимаем среду сплошной. Это справедливо, ведь размеры исследуемых тел (самолет, вертолет, планер и другие летательные аппараты) гораздо больше свободного пробега молекул.

#### 1.1.1. Основные параметры среды

- $g=9,81$  – ускорение свободного падения ( $\text{м/с}^2$ );
- $\rho = \frac{m}{V}$  (*плотность*) – это масса газа (жидкости) заключенная в единице объема ( $\text{кг/м}^3$ ), для воздуха  $\rho=1,225$ ;
- $\gamma = \rho \cdot g$  (*удельный вес*) – это вес газа (жидкости) заключенная в единице объема ( $\text{Н/м}^3$ );
- *массовые силы* – силы, действующие на каждый элемент среды (сила тяжести, сила инерции);
- *поверхностные силы* – силы, действующие на поверхности  $S$  со стороны окружающей среды (трение, давление);
- *силы трения* – силы, действующие по касательной к поверхности ( $\text{Н/м}^2$ );
- *силы давления* – силы, действующие перпендикулярно поверхности ( $\text{Н/м}^2$ ).

#### 1.1.2. Основные свойства среды

- *Вязкость* – способность сопротивляться деформации сдвига.
- *Идеальная среда* – среда, в которой отсутствуют вязкость.
- *Сжимаемость* – способность среды изменять свой объем (плотность) при изменении давления и температуры:

$$\frac{p}{\rho} = R \cdot T ;$$

где  $R$  – газовая постоянная (для воздуха  $R=29,27$ );

$T$  – температура (град К);  $T=t+273$ ;

$t$  – температура (град С).

- *Скорость звука* – скорость распространения звука в газовой среде:

$$a = \sqrt{\frac{dp}{d\rho}} = \sqrt{k \cdot \frac{p}{\rho}} = \sqrt{k \cdot R \cdot T} = 20,1 \cdot \sqrt{T};$$

где  $k=1.4$ .

### **1.1.3. Процессы изменения состояния газа**

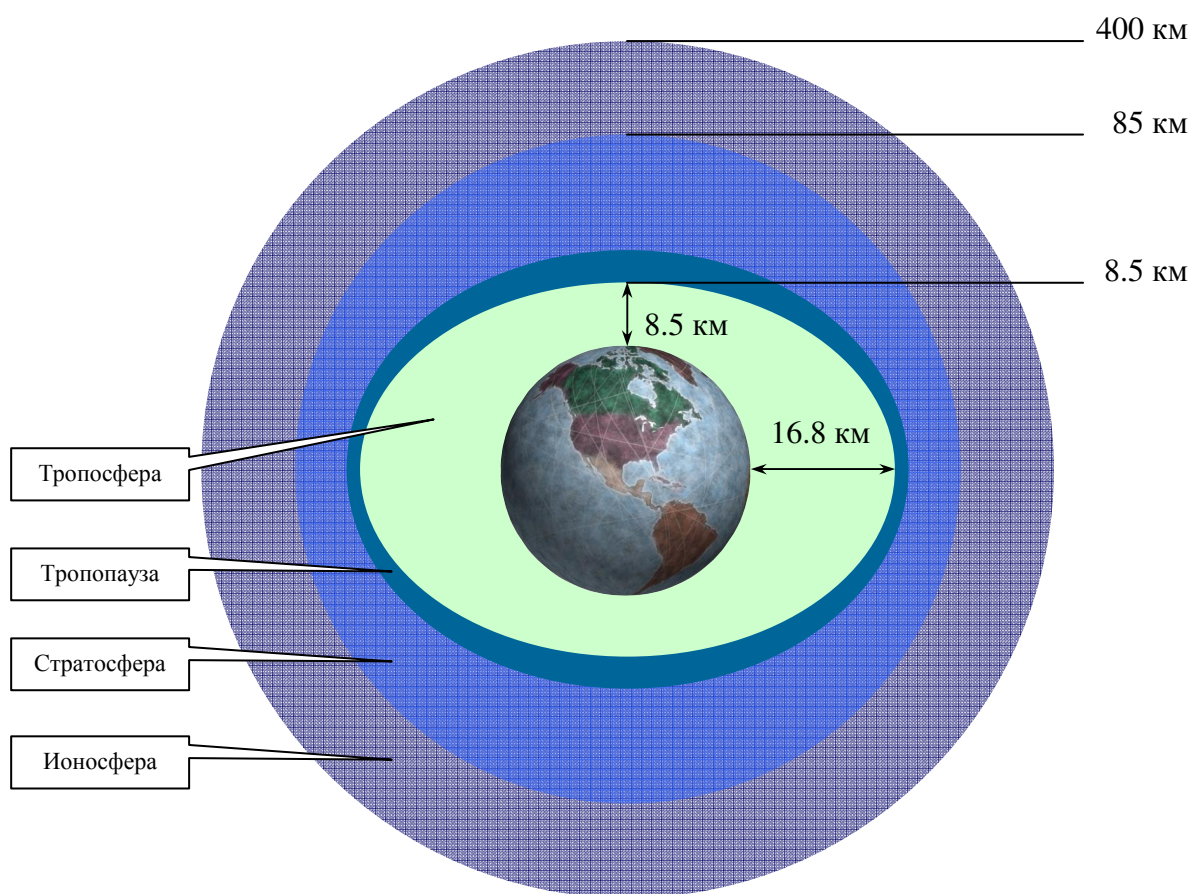
- *Изотермический* – при изменении состояния газа температура постоянна ( $dT=0$ ).
- *Изобарный* – при изменении состояния газа давление постоянно ( $dP=0$ ).
- *Изохорный*– при изменении состояния газа объем постоянный ( $dV=0$ ).
- *Изотропный* – при изменении состояния газа энергия среды постоянна ( $dE=0$ ).
- *Адиабатический* – при изменении состояния газа отсутствует теплообмен.
- *Изоэнтропический* – при изменении состояния газа энтропия остается постоянной ( $dS=0$ ).

## 2. АТМОСФЕРА ЗЕМЛИ

*Атмосфера* это внешняя газовая оболочка Земли, которая начинается у ее поверхности и простирается в космическое пространство приблизительно на 3000 км. Примерно 90% всей массы атмосферы приходится на высоты до 16 км. На высоте свыше 100 км располагается всего 0,0001% атмосферы. В зависимости от характера изменения температуры атмосферу разделяют на 4 слоя:

- тропосфера;
- стратосфера;
- ионосфера;
- термосфера.

На рис. 2.1 приведено примерное распределение слоев земной атмосферы.



*Рис. 2.1. Атмосфера земли*

### Тропосфера

Тропосфера простирается от поверхности земли до высоты 16800 м над экватором и до 8500 м над полюсами. Такая разница в высоте зависит от разницы температуры и гравитации. Тропосфера составляет лишь 1% от атмосферы, но содержит 75% ее массы. Именно в этом слое происходят все погодные изменения. Там существует постоянное падение температуры в  $6.5^\circ$ , которое приходится на каждый километр высоты от поверхности земли.

Примечание. Зона, где заканчивается тропосфера и начинается стратосфера, называется тропопауза. Между этими двумя слоями не существует четкого разграничения, т.к. они накладываются друг на друга.

### **Стратосфера**

Стратосфера простирается на 85 км над поверхностью земли. Примерно до 27 км ее температура остается неизменной – ( $-56.5^{\circ}\text{C}$ ). Затем температура начинает повышаться снова.

Примечание. Стратосфера – это довольно «спокойная» часть атмосферы, которая часто характеризуется отсутствием неблагоприятных погодных условий и благоприятными условиями полетов.

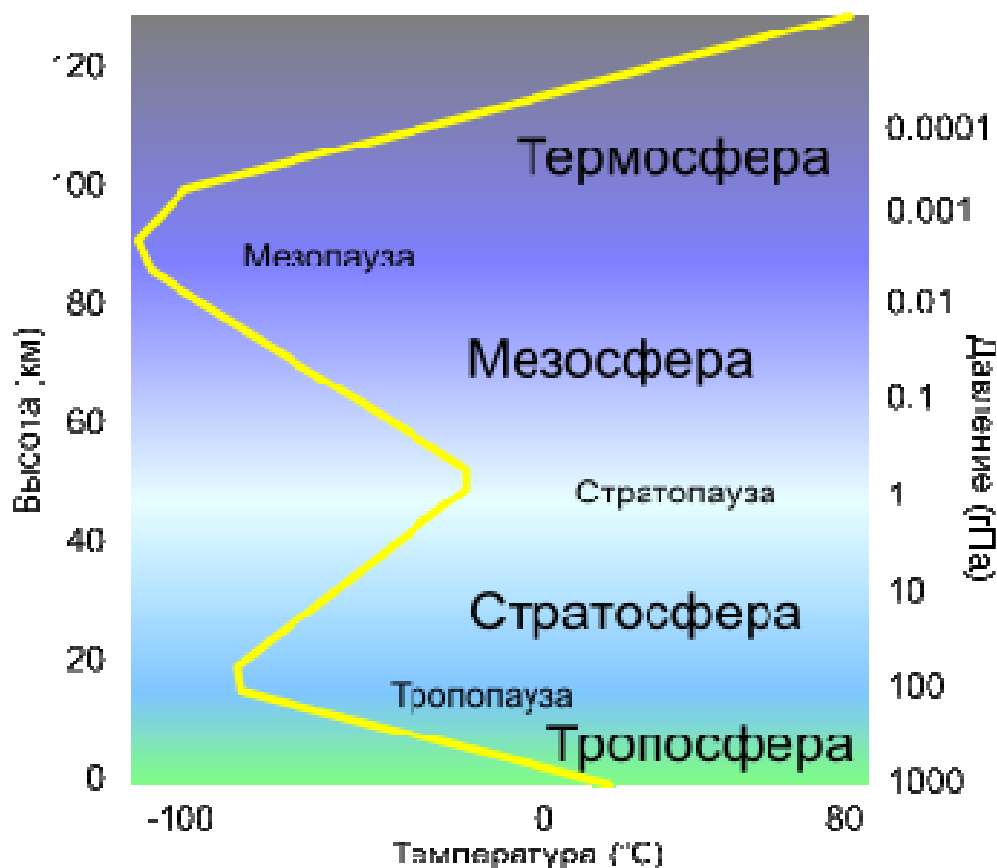
### **Ионосфера**

Ионосфера простирается до высоты примерно 400 км. Атмосферные газы в этом слое ионизированы и обладают огромной электропроводимостью.

### **Экзосфера**

Экзосфера является последним слоем и постепенно переходит в свободный космос. Она состоит из распыленного водорода и гелия, но водород все же является доминирующим элементом.

На рис. 2.2 приведен график изменения температуры в зависимости от высоты.



*Рис. 2.2. График изменения температуры в зависимости от высоты*

### **Состав атмосферы**

Воздух – это смесь газов в относительно одинаковых пропорциях, находящихся в большей части атмосферы. Определенный объем сухого воздуха на уровне моря состоит из 21% кислорода, 78% азота и 1% других газов. Начиная с высоты примерно 20 км объем кислорода уменьшается со скоростью 0.3% на 1 км. Примерно на высоте 60 км и выше кислород исчезает.



Более низкие слои атмосферы так же содержат пары воды. Количество водяных паров, которое может содержаться в воздухе, зависит от температуры. Можно сказать, что чем выше температура, тем больше водяных паров воздух может удерживать.

### Водяные пары

Как было упомянуто ранее, количество водяного пара в воздухе зависит от температуры воздуха и, в меньшей степени, от давления воздуха.

Пример: 1 м<sup>3</sup> насыщенного влагой воздуха при температуре 20 °С содержит 17.2 граммов водяного пара. Если температура воздуха упадет до 10°С, половина водяного пара будет «вытеснена» из воздуха в виде капель воды, в результате чего образуются облака или атмосферные осадки.

### Влажность

Термин «влажность» характеризует количество воды, находящегося в воздухе. Термин «относительная влажность» отношение парциального давления паров воды в газе (в первую очередь, в воздухе) к равновесному давлению насыщенных паров при данной температуре. Эквивалентное определение — отношение массовой доли водяного пара в воздухе к максимально возможной при данной температуре. Измеряется в процентах.

Пример: «0% относительной влажности» показывает, что воздух «совершенно сух», т.е. абсолютно не содержит воды. Это совершенно маловероятное условие вне лабораторных условий.

Однако, «100% относительной влажности» (т.е. насыщенный влагой воздух), встречается довольно часто. Это означает, что воздух впитал **всю** воду, которую был способен впитать. Это все напоминает «абсолютно полную» губку.

Процент влажности в значительной степени влияет на плотность воздуха. Высокая относительная влажность снизит плотность воздушной массы, на которую она влияет, в то время как низкая относительная влажность увеличивает плотность.

Водяной пар считается самым легким компонентом воздуха, таким образом, чем выше концентрация водяного пара, тем «легче» (менее плотным) становится воздух.

### Стандартная атмосфера

Характеристики стандартной атмосферы (на уровне моря) приведены в таблице 2.1.

Таблица 2.1.

**Параметры стандартной атмосферы (МСА)**

Давление воздуха:	1013.25 (кПа)
Температура воздуха:	+15 °С
Плотность воздуха:	1.249 kg/m <sup>3</sup>
Относительная влажность:	0 %
Падение температуры:	-6.5 °С км 1000 m.

В таблице 2.2. приведены значения температуры и давления МСА на разной высоте согласно ICAO (Международная Организация ГА).

Таблица 2.2.

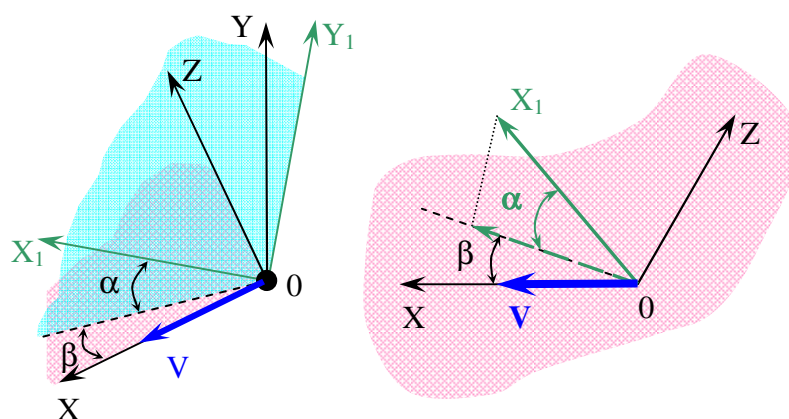
**Изменение температуры и давления МСА от высоты**

Высота (м)	Температура (°С)	Давление (кПа)
0	15.0	1,013.25
1,000	8.5	898.73
5,000	-17.5	540.15
10,000	-50.0	264.31
11,000	-56.5	226.32
15,000	-56.5	120.44
20,000	-56.5	54.75

### 3. ОСИ КООРДИНАТ В АЭРОДИНАМИКЕ

В основном используются две системы координат, связанные с движущимся телом:

- *Скоростная* ( $XYZ$ ). Ось  $X$  направлена по скорости полета, ось  $Y$  лежит в плоскости симметрии ЛА, направлена вверх и перпендикулярна оси  $X$ , ось  $Z$  перпендикулярна плоскости  $XY$  и направлена в сторону правого полукрыла.
- *Связанная* ( $X_1Y_1Z_1$ ). Соответствует геометрическим осям ЛА. Положение тела относительно скорости полета (набегающего потока) определяется двумя углами (рис. 3.1):
  - угол атаки  $\alpha$ ;
  - угол скольжения  $\beta$ .



**Рис. 3.1.** Связь между связанной и скоростной системами координат

Угол атаки  $\alpha$  это угол между осью  $OX_1$  и плоскостью  $XZ$ , в которой лежит вектор скорости полета. Это угол между проекцией вектора скорости на продольную плоскость симметрии ЛА  $X_1Y_1$  и осью  $OX_1$ .

Угол скольжения  $\beta$  это угол между вектором скорости полета и продольной плоскостью симметрии ЛА  $X_1Y_1$ .

При повороте тела вокруг оси  $OX$  (вокруг вектора скорости полета) взаимное расположение тела и потока остается неизменным. Соответственно сохраняются и аэродинамические силы, которые в пространстве поворачиваются вместе с телом и системой осей координат.

## 4. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ О ДВИЖУЩЕЙСЯ СРЕДЕ

### 4.1. Линия тока и трубка тока

В основном мы будем рассматривать *установившееся течение*. Это такое течение, в котором характеристики среды ( $v$ ,  $p$ ,  $\rho$ ) зависят только от изменения координат ( $x$ ,  $y$ ,  $z$ ). Т.е. скорость, давление и плотность в конкретной точке не меняются ни по величине, ни по направлению:

$$\frac{\delta v}{\delta t} = \frac{\delta p}{\delta t} = \frac{\delta \rho}{\delta t} = 0.$$

Если это не выполняется, то течение становится *неустановившимся*.

*Линия тока* это линия, в каждой точке которой вектор скорости направлен по касательной к этой линии (рис. 4.1). Если мы имеем установившееся течение, то линия тока совпадает с траекторией движения частицы.

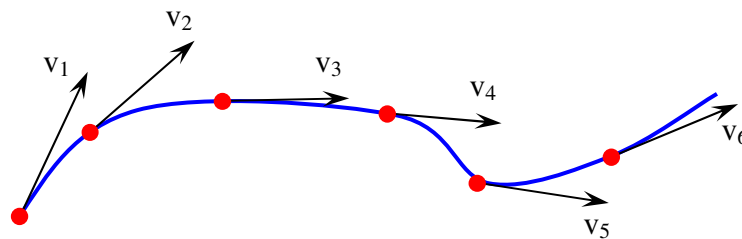


Рис. 4.1. Линия тока

Если в поле скоростей имеется замкнутый контур, то через каждую его точку можно провести линии тока. Тогда совокупность этих линий образуют поверхность, называемую *трубкой тока* (рис. 4.2).

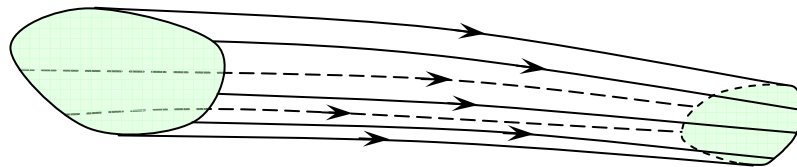


Рис. 4.2. Трубка тока ограничивает струйку

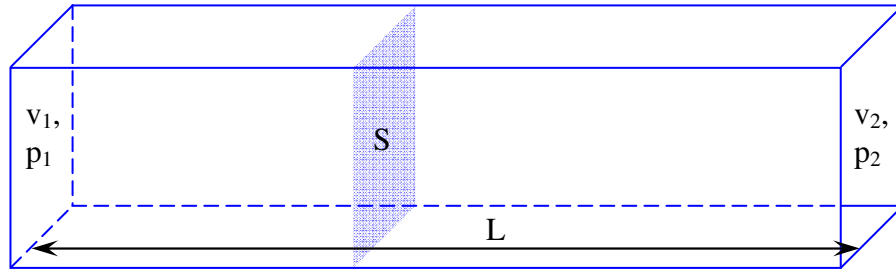
Жидкость, ограниченная трубкой тока, представляет собой *струйку*. Трубка тока обладает важным свойством – *через ее стенки жидкость не может втекать внутрь или вытекать из нее*. Это объясняется тем, что в любой точке трубки тока скорость направлена по касательной к поверхности. Следовательно, *масса жидкости в струйке остается постоянной*.

### 4.2. Уравнение неразрывности, уравнение Бернулли

Ранее мы определили, что воздушная среда, как и любая другая газовая среда, обладает свойством неразрывности. Попробуем доказать это утверждение (выведем уравнение неразрывности).

Рассмотрим какой-либо объем газа (рис. 4.3). В двух его сечениях имеем разное давление. За счет разности давлений  $(p_1 - p_2)$  на площади  $S$  создается сила, равная:

$$F = (p_1 - p_2) \cdot S.$$



**Рис. 4.3.** Расчетная схема для вывода уравнения неразрывности

При перемещении на расстояние  $L$  совершается работа:

$$A = F \cdot L = (p_1 - p_2) \cdot S \cdot L.$$

Совершая работу при перемещении, мы изменяем кинетическую энергию:

$$\Delta E = E_2 - E_1.$$

Кинетическая энергия равна:

$$K = \frac{m \cdot V^2}{2}.$$

Учитывая свойство струйки (в струйке масса неизменна), мы имеем:

$$A = \Delta E \text{ или } (p_1 - p_2) \cdot S \cdot L = \frac{m \cdot V_2^2}{2} - \frac{m \cdot V_1^2}{2}.$$

Сократим левую и правую часть на произведение  $S \cdot L$  (объем) получим следующую форму уравнения:

$$(p_1 - p_2) = \frac{\rho \cdot V_2^2}{2} - \frac{\rho \cdot V_1^2}{2} \text{ или } p_1 + \frac{\rho \cdot V_1^2}{2} = p_2 + \frac{\rho \cdot V_2^2}{2}.$$

Последняя запись еще называется уравнением Бернулли. И оно является одним из основных уравнений аэрогидромеханики.

Другими словами это уравнение выражает закон сохранения энергии движущейся жидкости. Этот закон можно сформулировать следующим образом: *в установившемся движении идеальной жидкости сумма удельной кинетической и потенциальной энергий вдоль струйки не изменяется.*

Из всего выше сказанного можно сделать очень важный вывод: **С УВЕЛИЧЕНИЕМ СКОРОСТИ ДАВЛЕНИЕ УМЕНЬШАЕТСЯ.**

Для струйки жидкости уравнение неразрывности приобретет более простой вид. Равенство втекающей в первое сечение струйки ( $S_1$ ) и вытекающей через второе сечение ( $S_2$ ) масс жидкости дает уравнение:

$$\rho_1 \cdot V_1 \cdot S_1 = \rho_2 \cdot V_2 \cdot S_2.$$

Если среда несжимаема ( $\rho_1 = \rho_2 = \text{const}$ ), то

$$V_1 \cdot S_1 = V_2 \cdot S_2 \text{ или } \frac{V_1}{V_2} = \frac{S_2}{S_1}.$$

Следовательно, в струйке несжимаемой жидкости скорости обратно пропорциональны площади поперечных сечений.

### 4.3. Уравнение Бернулли для сжимаемой среды

Если необходимо учитывать сжимаемость среды (что очень важно при трасзвуковых и сверхзвуковых полетах), то уравнение Бернулли принимает следующий вид:

$$\frac{k}{k-1} \cdot p + \frac{\rho \cdot V^2}{2} = const.$$

Используя уравнение состояния газа  $\frac{p}{\rho} = R \cdot T$ , последнее уравнение можно записать в другой форме:

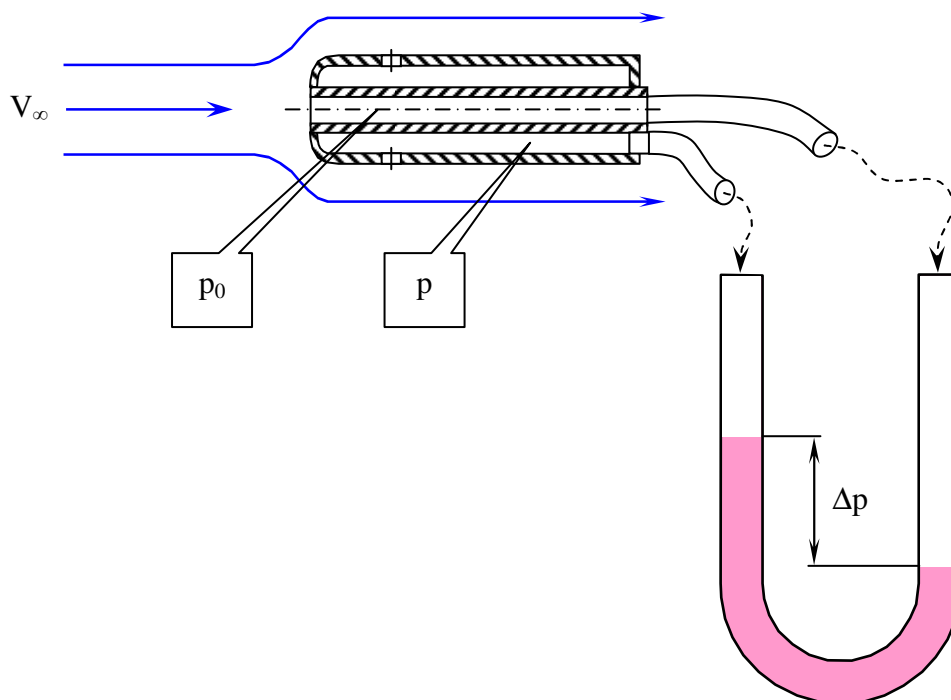
$$\frac{k}{k-1} \cdot R \cdot T + \frac{V^2}{2} = const.$$

Учитывая, что  $k \cdot R \cdot T = a^2$ , получим еще одну форму записи уравнения:

$$\frac{a^2}{k-1} + \frac{V^2}{2} = const.$$

### 4.4. Приемник воздушного давления

Для измерения параметров потока (скорости, давления) используется приемник воздушного давления (трубка Пито), соединенный с манометром (рис. 4.4).



**Рис. 4.4.** Измерение скорости потока при помощи приемника воздушного давления (трубки Пито)

Две трубки размещены в потоке. Внутренняя трубка воспринимает полное давление потока  $p_0$  (давление заторможенного потока, т.к. внутри трубки скорость потока равна 0). Внешняя трубка замеряет статическое давление потока  $p$ . В соответствии с уравнением Бернулли:

$$p_0 = p + \frac{\rho \cdot V^2}{2} \quad \text{или} \quad \Delta p = p_0 - p = \frac{\rho \cdot V^2}{2}.$$

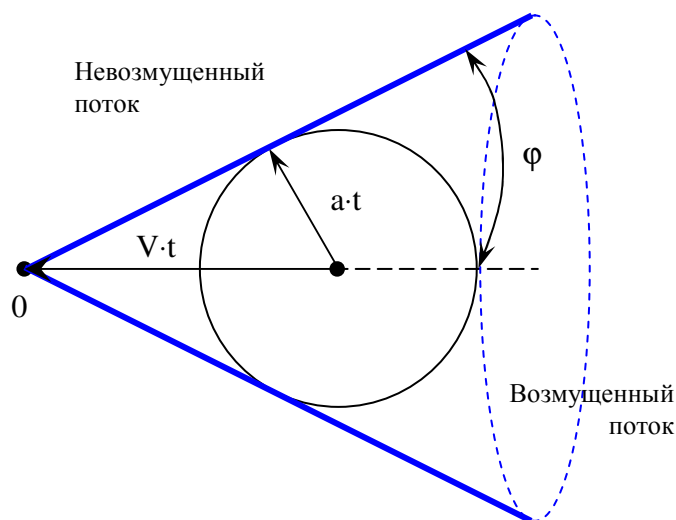
Так как деформация потока вблизи приемника воздушного давления незначительна, то этой деформацией можно пренебречь. И следовательно, принимается, что  $V=V_\infty$ . Как видно из выше записанного выражения, квадрат скорости потока пропорционален перепаду давления, замеренного манометром:

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2 \cdot \Delta p}{\rho}}.$$

## 5. ОСОБЕННОСТИ СВЕРХЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ

### 5.1. Образование скачка уплотнения

В сверхзвуковом потоке, как уже отмечалось, каждая сферическая волна будет “уноситься” потоком (рис. 5.1). И если из точки 0 провести касательные к сферам, то касательная будет образующей конуса, называемого конусом возмущения.



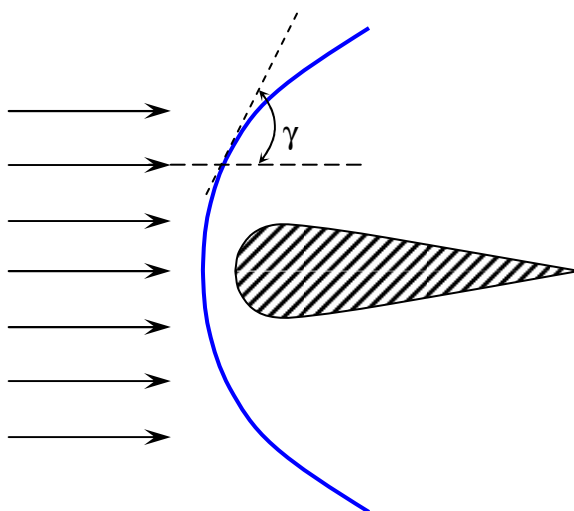
*Рис. 5.1. Распространение малых возмущений в газовой среде при  $V > a$  ( $M > 1$ )*

Боковая поверхность конуса возмущения является границей, отделяющей возмущенную область потока от невозмущенной. Половинный угол при вершине конуса  $\varphi$ , можно определить из соотношения:

$$\operatorname{tg}(\varphi) = \frac{a \cdot t}{V \cdot t} = \frac{1}{M}.$$

Как видно из рис. 7, возмущения в сверхзвуковом потоке могут распространяться ТОЛЬКО внутри конуса возмущений. Однако при движении тела конечных размеров (самолета) со сверхзвуковой скоростью происходит образование *скачков уплотнения* (рис. 8), которые также представляют собой поверхности, разделяющие возмущенную и не возмущенную области потока. Но при переходе через эту поверхность параметры газа изменяются на конечную величину.

Головная часть тела представляет собой совокупность множества точечных источников возмущения, каждый из которых вызывает некоторое возмущение. И в итоге около головной части возникает значительное повышение плотности, температуры, давления. Таким образом, возникает волна сильного давления, которая распространяется со своей, больше скорости звука, скоростью. Следовательно, такая волна даже в сверхзвуковом потоке может отойти от головной части тела и двигаться против сверхзвукового потока. Этим условием и определяется форма скачка, который представляет собой границу, до которой сильные возмущения могут распространяться. В плоском потоке (в сечении скачка плоскостью) в общем случае скачек имеет криволинейную форму. Если разбить скачек на малые элементы, то каждый такой элемент можно считать линейным (плоским), образующим с направлением невозмущенного потока некоторый угол  $\gamma$  (рис. 5.2).



**Рис. 5.2.** Криволинейный скачек уплотнения

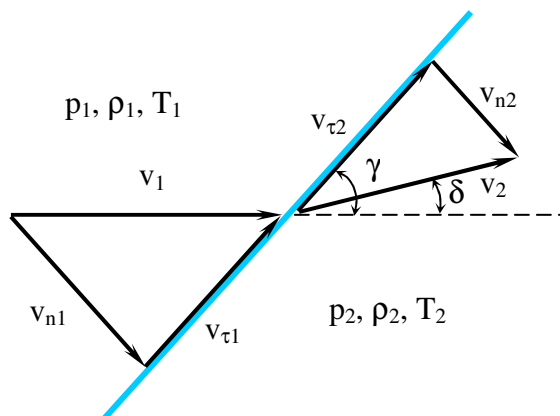
Если  $\gamma = \frac{\pi}{2}$ , то скачек называется *прямым*, при  $\gamma < \frac{\pi}{2}$  скачек называется *косым*.

Но скачек нельзя представить в виде “стенки”, в толще которой газ имеет повышенную плотность и давление.

*Скачек уплотнения* это поверхность, отделяющая область невозмущенного потока от возмущенной области, где давление и плотность сильно увеличены в сравнении с параметрами невозмущенного потока.

## 5.2. Основные уравнения течения газа через скачек уплотнения

Рассмотрим косой скачек, расположенный под некоторым углом  $\gamma$  к набегающему потоку (рис. 5.3). Пусть до скачка невозмущенный поток имеет скорость  $v_1$  и, соответственно, все другие параметры с тем же индексом. При переходе через скачек скорость изменится по величине и направлению. Обозначим эту скорость  $v_2$ , а всем остальным параметрам газа за скачком присвоим тот же индекс.



**Рис. 5.3.** Изменение параметров потока на скачке уплотнения



Если параметры газа до скачка заданы и известен угол скачка  $\gamma$ , то можно определить все параметры газа за скачком и угол отклонения потока  $\delta$ . Вывод соотношений параметров до и после скачка достаточно сложен. Поэтому запишем только результирующие формулы. Из уравнения неразрывности имеем соотношение:

$$\frac{v_{n2}}{v_{n1}} = \frac{\rho_1}{\rho_2}.$$

$$v_{\tau 1} = v_{\tau 2} = v_{\tau}, \quad v_{\tau 1} = v_1 \cdot \cos(\gamma), \quad v_{n1} = v_1 \cdot \sin(\gamma).$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{2 \cdot k}{k+1} \cdot M_1^2 \cdot \sin^2(\gamma) - \frac{k-1}{k+1}; \quad \frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{\frac{k+1}{2} \cdot M_1^2 \cdot \sin^2(\gamma)}{1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_1^2 \cdot \sin^2(\gamma)}.$$

Температура за скачком уплотнения:  $\frac{T_2}{T_1} = \frac{p_2}{p_1} \cdot \frac{\rho_1}{\rho_2}.$

Угол отклонения  $\delta$  скорости  $v_2$  за скачком уплотнения можно определить из уравнения:

$$v_{n2} = v_2 \cdot \sin(\gamma - \delta).$$

Основные заключения:

- необходимое условие возникновения скачка уплотнения – наличие сверхзвуковой скорости перед скачком ( $M_1 > 1$ ); другими словами: скачек может возникнуть только при торможении сверхзвукового потока;
- нормальная составляющая скорости за скачком уплотнения всегда является дозвуковой;
- плотность при переходе через скачек не может увеличиться более чем в  $\frac{k+1}{k-1}$  раз.

## 6. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ПОДОБИЯ

Два аэродинамических явления подобны, если они отличаются только масштабом сходственных параметров. Как отмечалось ранее, силовое взаимодействие тела с потоком определяется большим количеством параметров. При подобии явлений должно выполняться подобие по каждому параметру в каждой точке потока, т.е. все сходственные параметры должны быть соответственно пропорциональны.

*Аэродинамические явления будут подобны, если все соответствующие параметры имеют одинаковые отношения во всех сходственных точках.*

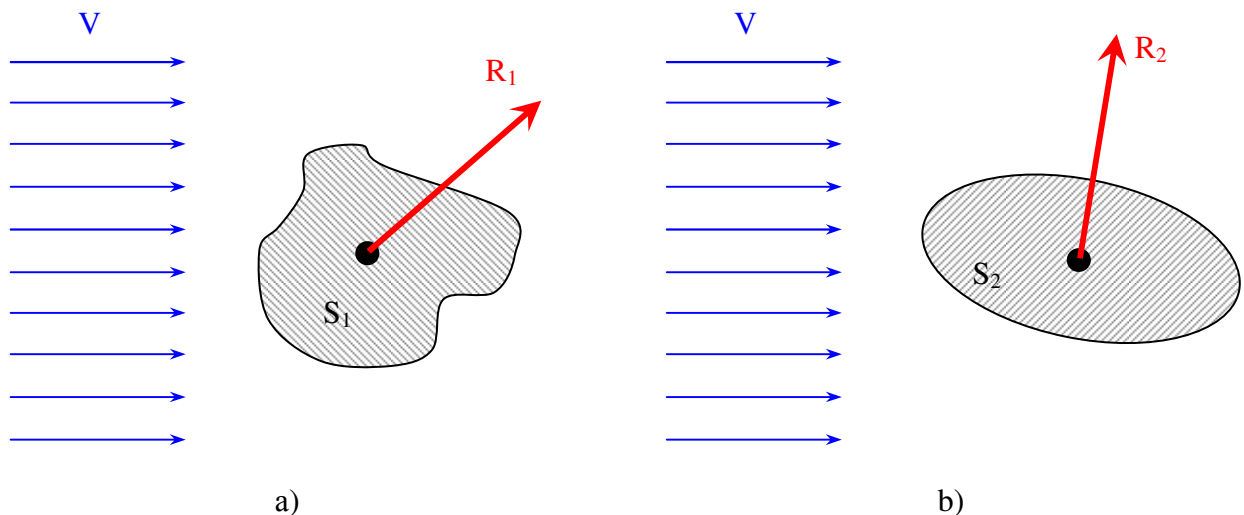
Подобные явления, выраженные в безразмерной форме, совпадают, если все их сходственные безразмерные параметры равны.

Теория подобия отвечает на два основных вопроса:

1. При каких условиях явления подобны?
2. Как перенести полученные для одного явления результаты на другие подобные явления?

Теория подобия имеет важное значение в экспериментальной аэродинамике при моделировании различных явлений.

Если в поток поместить тело, то в результате на тело начинает действовать какая-то аэродинамическая сила  $R_I$  (рис. 6.1 а).



**Рис. 6.1.** Взаимодействие тел с потоком

Эта сила пропорциональна динамическому давлению (скоростному напору) потока, и характерной площади тела  $S_I$ , находящегося в потоке:

$$R_I \approx \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_I.$$

Для того чтобы в этой пропорции можно было поставить знак равенства, введем коэффициент пропорциональности  $C_R$ :

$$R_I = C_{RI} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_I.$$

Если же в это поток поместить другое тело (другой формы), на второе тело будет своя аэродинамическая сила  $R_2$  (рис. 10. б), которая также зависит от скоростного напора и характерной площади тела  $S_2$ , но только со своим коэффициентом пропорциональности:

$$R_2 = C_{R2} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_2.$$

Силы  $R_1$  и  $R_2$  не равны. Если площади тел  $S_1$  и  $S_2$  равны между собой, следовательно, в обеих формулах имеются одинаковые сомножители:

$$\frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_1 = \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S_2.$$

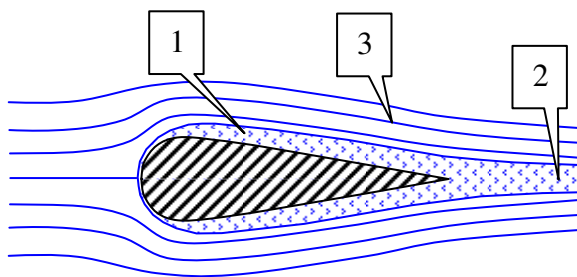
А раз это так, то аэродинамические силы  $R_1$  и  $R_2$  характеризуются только безразмерными коэффициентами  $C_{R1}$  и  $C_{R2}$ . Своими безразмерными коэффициентами характеризуются любые аэродинамические силы (подъемная сила –  $C_Y$ , сила сопротивления –  $C_X$ ) и моменты (например, момент тангажа –  $m_z$ ).

## 7. ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ

### 7.1. Особенности течений в пограничном слое

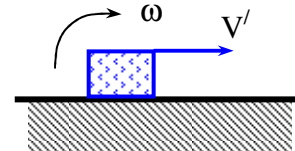
При обтекании тела вязкой (реальной) жидкостью непосредственно на поверхности тела скорость равна 0. Жидкость как бы “прилипает” к поверхности тела. По мере удаления от поверхности скорость возрастает и только на каком-то расстоянии от поверхности становится равной скорости идеальной жидкости.

*Пограничный слой* это тонкий слой жидкости, прилегающий к поверхности тела, в котором происходит резкое увеличение скорости от 0 до значения местной скорости обтекания. Этот слой очень тонкий и даже на реальном крыле большого самолета не превышает нескольких см. На рис.7.1 показан пример обтекания профиля крыла реальной жидкостью. Пограничный слой по своей структуре всегда вихревой. Иллюстрация этого утверждения приведена на рис. 7.2.



**Рис. 7.1.** Обтекание тела реальным потоком жидкости

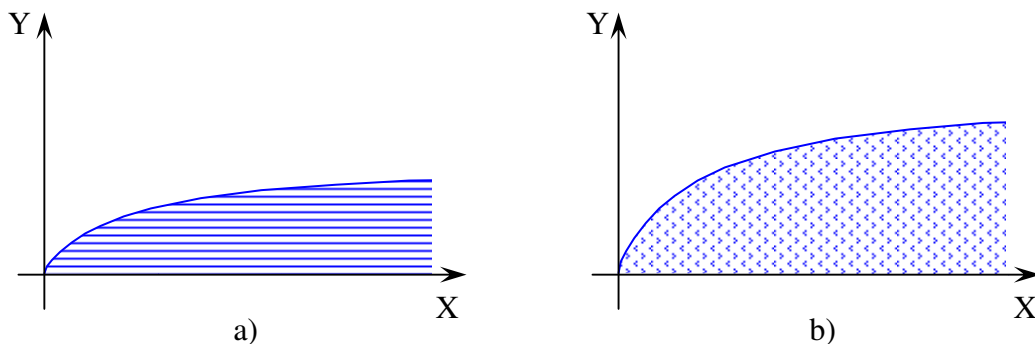
- 1 – область пограничного слоя;
- 2 – область спутного следа;
- 3 – область безвихревого потока.



**Рис. 7.2.** Образование микровихря в пограничном слое

Возьмем небольшой объем потока на поверхности тела. Непосредственно на поверхности скорость потока равна 0. При удалении от поверхности поток обладает уже какой-то скоростью  $V'$ . Соответственно, за счет разности скоростей возникает вращение выделенного малого элемента – возникает вихревое движение.

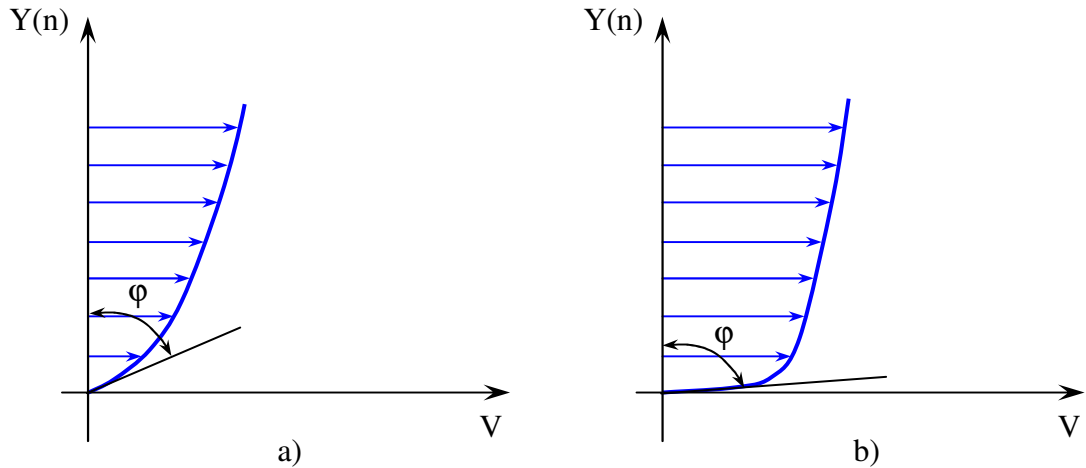
По своей структуре пограничный слой может быть ламинарным, турбулентным или смешанным. Структура ламинарного и турбулентного слоев приведена на рис. 7.3.



**Рис. 7.3.** Структура пограничного слоя

- a) ламинарный пограничный слой; b) турбулентный пограничный слой

В ламинарном (слоистом) пограничном слое жидкость движется упорядочено, струйками. А в турбулентном пограничном слое наблюдается беспорядочное движение жидких частиц, вызывающее пульсации скорости и энергичное перемешивание жидкости. Вследствие этого характер изменения скорости различен. На рис. 7.4 приведена диаграмма изменения скорости в пограничном слое.



**Рис. 7.4.** Изменение скорости в пограничном слое  
а) ламинарный пограничный слой; б) турбулентный пограничный слой

Движение потока реальной жидкости описывается вторым законом Ньютона. Напряжение трения в слоях жидкости:

$$\tau_{тр} = \mu \cdot \left( \frac{dv}{dn} \right)_{n \rightarrow 0};$$

где:  $\mu$  - динамическая вязкость жидкости;

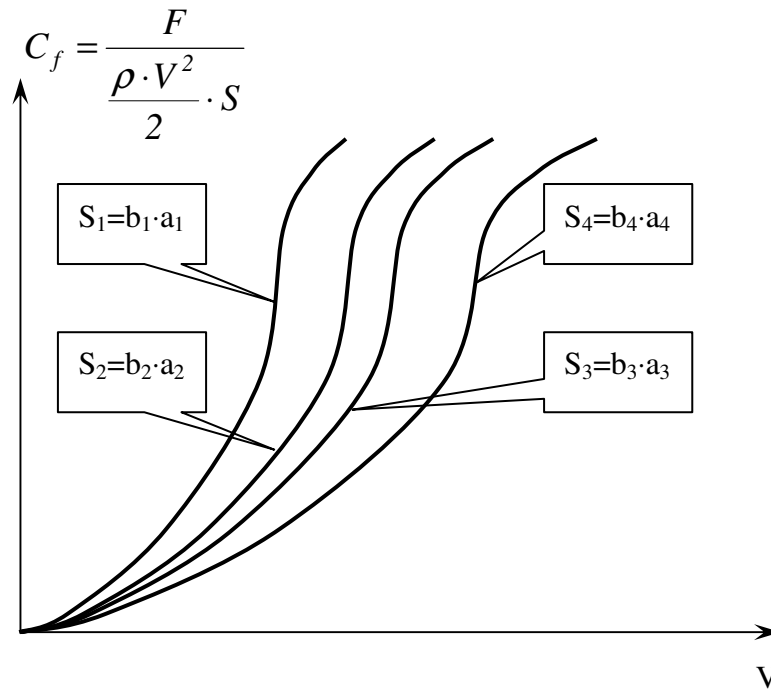
$$\cos(\varphi) = \left( \frac{dv}{dn} \right)_{n \rightarrow 0}.$$

Т.к. угол  $\varphi$  в ламинарном пограничном слое меньше, чем в турбулентном пограничном слое (см. рис. 14). Следовательно, градиент изменения скорости  $\left( \frac{dv}{dn} \right)_{n \rightarrow 0}$  в ламинарном пограничном слое выше, чем в турбулентном. Разность скоростей в “соседних” слоях в ламинарном слое больше, следовательно, и силы трения также больше. А раз так, то:

$$\tau_{тр(лам)} > \tau_{тр(турб)}.$$

## 7.2. Пограничный слой на плоской поверхности

Поместим в воздушный поток плоскую пластину при угле атаки  $\alpha=0$ . Соответственно сила сопротивления трения (коэффициент трения  $C_f$ ) данной пластины будет иметь свою зависимость от скорости. Если при постоянной скорости потока поместить пластину с другими геометрическими характеристиками (другой длины или ширины) то зависимость силы сопротивления от скорости изменяться соответственно (рис. 7.5).



**Рис. 7.5.** Зависимости сопротивления плоских пластин от скорости потока при разных размерах пластин

Если же построить подобные характеристики пластин, но вместо абсолютного значения скорости  $V$  ввести относительный параметр:

$$Re = \frac{b \cdot v}{\nu};$$

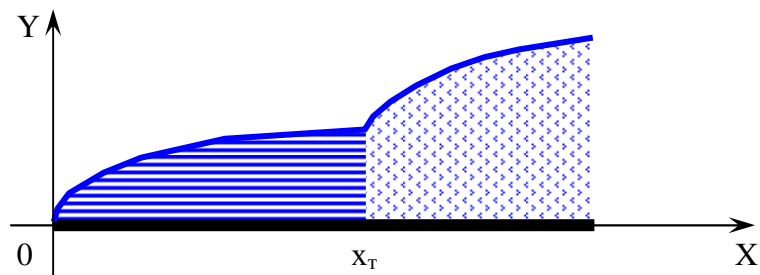
где  $b$  – линейный размер объекта в потоке;

$v$  – скорость потока;

$\nu = \frac{\mu}{\rho}$  – кинематическая вязкость среды.

То мы получим единую для всех случаев характеристику  $C_f = f(Re)$ . Введенная безразмерная характеристика  $Re$  называется числом Рейнольдса.

Если в поток поместить плоскую пластину, но при достаточно малых числах  $Re$  пограничный слой будет ламинарным, при увеличении  $Re$  пограничный слой становится смешанным, затем становится турбулентным. Точка на поверхности пластины, где происходит переход пограничного слоя из ламинарного в турбулентное состояние, называется *точкой перехода* (рис. 7.6). Реально это не точка, а некоторая область.



**Рис. 7.6.** Точка перехода

При исследовании обтекания плоской пластины было определено, что число  $Re$  в точке перехода всегда имеет одно и то же значение –  $Re \approx 500000$ . Это позволяет определить координату точки перехода для пластины, если известны скорость и вязкость среды:

$$x_m = 500000 \cdot \frac{\nu}{v}.$$

Но для крыльев использовать данный метод нельзя, так как на положение точки перехода существенно влияет кривизна поверхности.

### 7.3. Коэффициент трения плоской пластины

Пусть плоская пластина размахом  $a$  и шириной  $b$  поставлена по потоку (т.е. угол атаки  $\alpha=0^\circ$ ). Коэффициент трения равен:

$$C_f = \frac{F}{\frac{\rho \cdot v^2}{2} \cdot S}.$$

Тогда из данного уравнения можно вывести формулы для толщины ( $\delta$ ) и коэффициента трения ( $C_f$ ) плоской пластины:

1. В ламинарном пограничном слое:

$$C_f = \frac{1,328}{\sqrt{Re}}, \quad \delta = 5,83 \cdot \sqrt{\frac{\nu \cdot x}{v}};$$

где  $x$  – координата

2. В турбулентном пограничном слое:

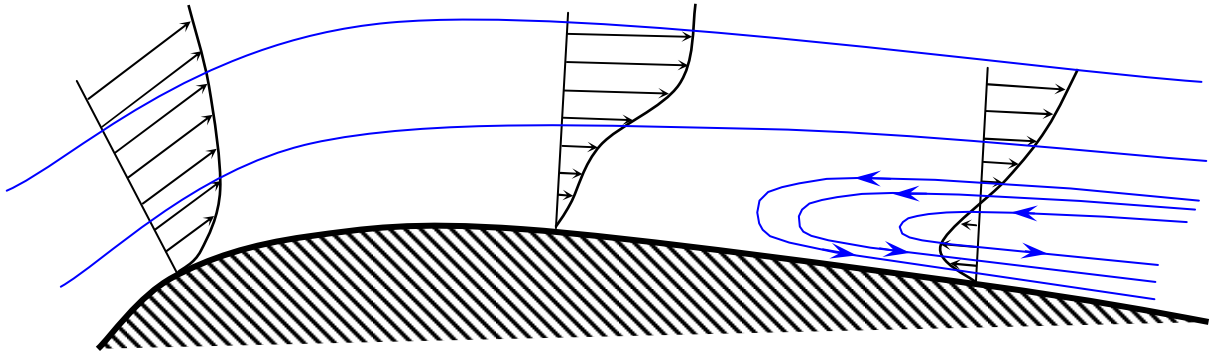
$$\delta = \frac{0,37 \cdot x}{\sqrt[5]{Re_x}}, \quad C_f = \frac{0,074}{\sqrt[5]{Re}} \text{ при } Re < 10^7 \text{ или } C_f = \frac{0,455}{(\ln Re)^{2,58}} \text{ при } Re > 10^7.$$

3. В смешанном пограничном слое:

$$C_f = C_{f(b)тур} - (C_{f(x_m)тур} - C_{f(x_m)лам}) \cdot \frac{x_m}{b}.$$

### 7.3. Особенности обтекания криволинейных поверхностей

В отличие от плоской пластины, на криволинейной поверхности давление нельзя считать постоянным. Кривизна тела может существенно изменить обтекание тела. В пограничном слое жидкость тормозится силами трения. А на криволинейной поверхности кроме сил трения в пограничном слое действует еще разность давления. В области где  $\frac{dp}{dx} > 0$ , будет происходить торможение потока. И в результате может оказаться, что на заднем скате поверхности в пограничном слое образуются даже обратные, встречные течения. Тогда основной пограничный слой отрывается от поверхности и огибает встречное течение с внешней стороны (рис. 7.7). Это явление носит название *отрыв пограничного слоя*.



*Рис. 7.7. Отрыв пограничного слоя*

После отрыва пограничного слоя изменяется обтекание тела внешним потоком – происходит срыв потока. А это приводит к изменению распределения давления по поверхности тела. Ухудшаются аэродинамические характеристики (например, у крыла резко падает подъемная сила и возрастает сила сопротивления). На крыле срыв потока происходит на больших углах атаки. С целью предупреждения срыва потока применяют специальные устройства (например, предкрылки). Как видно из рис. 14, вблизи поверхности при ламинарном течении пограничный слой будет отрываться легче, чем при турбулентном течении.

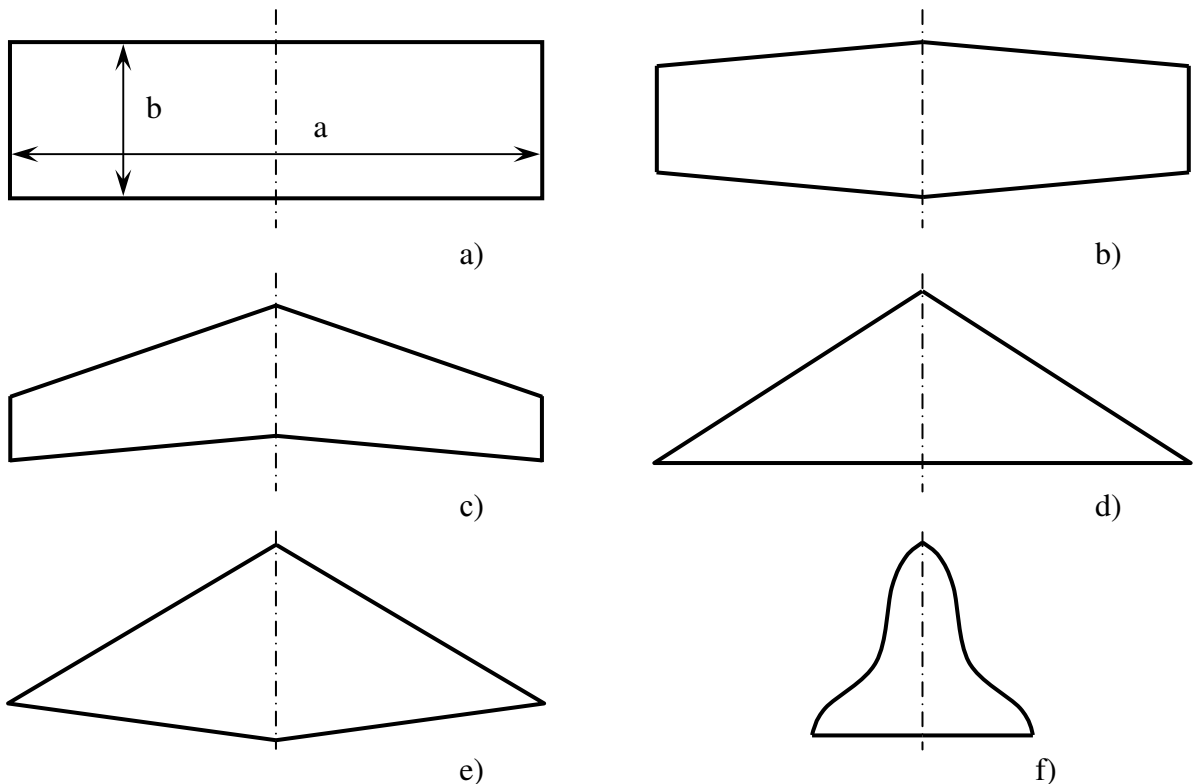


## 8. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ И КИНЕМАТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА САМОЛЕТА

### 8.1. Основные геометрические характеристики крыла и профиля

Основные формы крыла в плане (рис. 8.1):

- a) прямоугольная;
- b) трапецевидное;
- c) стреловидное;
- d) треугольное;
- e) ромбовидное;
- f) оживальное.



**Рис. 8.1.** Основные формы крыла в плане  
*a* – прямоугольное; *b* – трапецевидное; *c* – стреловидное;  
*d* – треугольное; *e* – ромбовидное; *f* – оживальное.

Достаточно часто форма крыла представляет собой комбинацию представленных на рис. 17 форм крыла.

Размер  $l$  называют *размахом* крыла, а ширина крыла  $b$  называется *хордой* крыла. *Удлинением* крыла называют отношение размаха крыла к его хорде:

$$\lambda = \frac{l}{b} \quad \text{или} \quad \lambda = \frac{l^2}{S}.$$

Последняя запись удобна, если хорда крыла переменна по размаху. В этом случае вводят понятие *средняя хорда*:

$$b_{cp} = \frac{S}{l}.$$

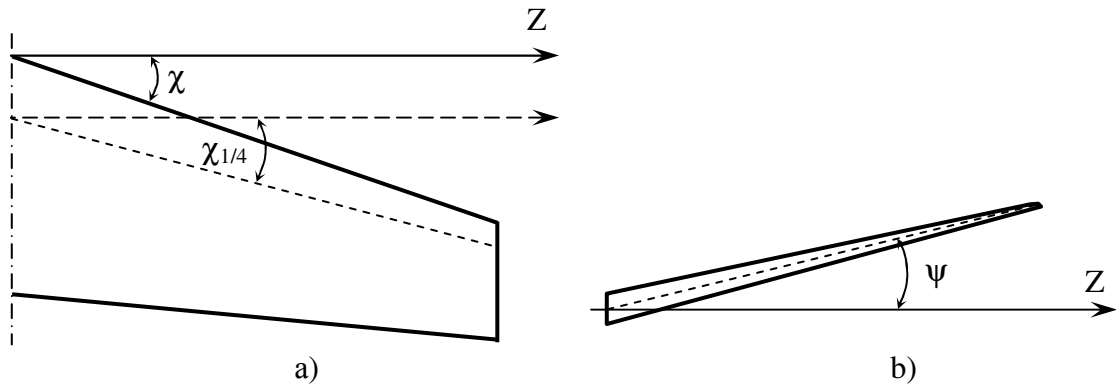
А также вводят понятие *сужение крыла*:

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

где  $b_0$  – корневая хорда крыла;  
 $b_k$  – концевая хорда крыла.

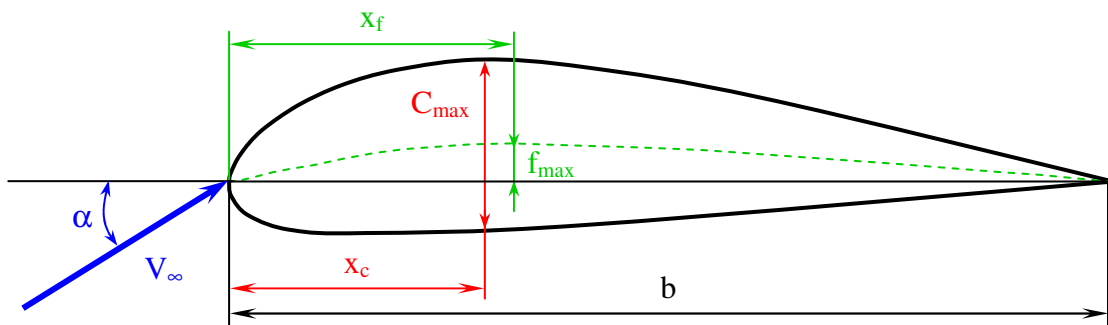
У прямоугольного крыла  $\eta=1$ , а у треугольного крыла  $\eta=\infty$ . Стреловидное крыло характеризуется углом стреловидности  $\chi$  (рис. 8.2 а). Угол стреловидности это угол между осью  $Z$  и передней кромкой крыла. Иногда угол стреловидности измеряют между осью  $Z$  и линией, проведенной через точки, расположенные от передней кромки крыла на расстоянии  $\frac{1}{4} \cdot b$ . Например, у самолета Ил-14 стреловидность по передней кромке крыла равна 0, а по 1/4 хорд угол стреловидности отрицательный.

При виде спереди строительная ось крыла самолета образует с осью  $Z$  угол, напоминающий латинскую букву  $V$ . Поэтому этот угол так и называют *углом поперечного V*. Этот угол может быть как положительным (см. рис. 8.2 б), так и отрицательным. Также он может быть равен 0.



**Рис. 8.2.** Характерные углы крыла  
 а – угол стреловидности; б – угол поперечного V

Если разрезать крыло плоскостью, нормальной к его строительной оси, то полученное сечение называется *профилем крыла* (рис. 8.3).



**Рис. 8.3.** Геометрические характеристики профиль крыла

----- средняя линия профиля.

$b$  – хорда профиля;  $x_c$  – координата максимальной толщины профиля;  $x_f$  – координата максимального прогиба профиля;  $\alpha$  – угол атаки профиля;  $V_\infty$  – вектор набегающего воздушного потока;  $C_{max}$  – максимальная толщина профиля;  $f_{max}$  – максимальный прогиб профиля.

Линия, соединяющая самые крайние точки профиля (носок и хвостик), называется *хордой профиля*.

Отношение наибольшей толщины профиля  $c_m$  к его хорде  $b$  называют *относительной толщиной* профиля:

$$\bar{c} = \frac{c_m}{b}.$$

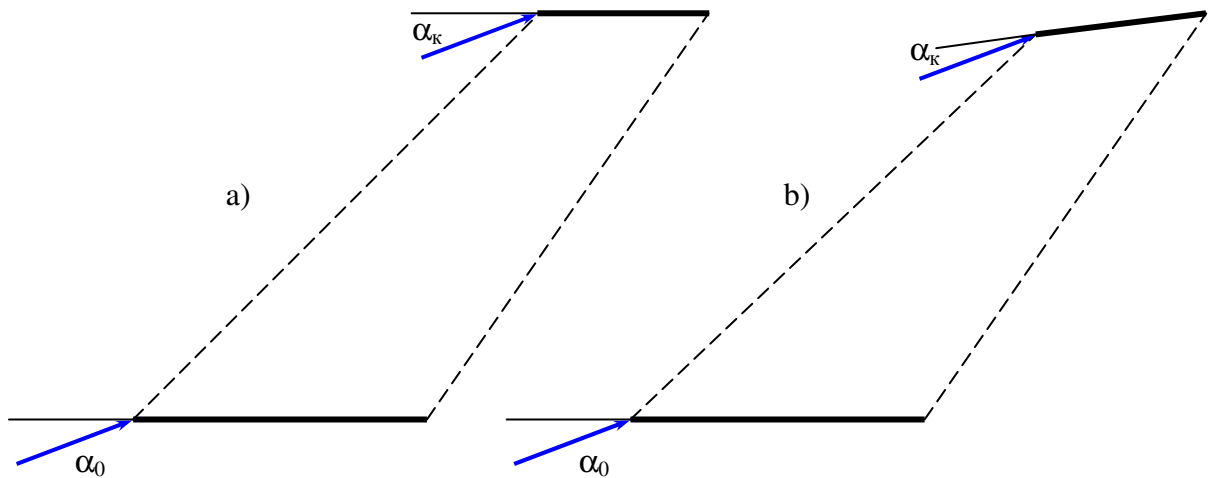
Эта точка расположена относительно носка профиля на расстоянии  $x_c$ . Относительная координата максимальной толщины равна:

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

Профиль может быть симметричный или несимметричный. В последнем случае можно говорить о *кривизне профиля*. Кривизну профиля оценивают по величине максимального прогиба средней линии профиля  $f$ , точнее, по *относительной кривизне* и *относительной координате максимальной кривизны*:

$$\bar{f} = \frac{f}{b} \quad \text{и} \quad \bar{x}_f = \frac{x_f}{b}.$$

Крыло *однопрофильное* – если во всех сечениях профили подобны. Крыло называется *геометрически плоским*, если хорды всех сечений каждого полукрыла лежат в одной и той же плоскости ( $\alpha_0 = \alpha_k$ ), в противном случае ( $\alpha_0 \neq \alpha_k$ ) говорят о *крутке* крыла (рис. 8.4).



**Рис. 8.4.** Геометрическая крутка крыла.

*a* – крыло без геометрической крутки ( $\alpha_0 = \alpha_k$ );

*b* – крыло с геометрической круткой ( $\alpha_0 \neq \alpha_k$ ).

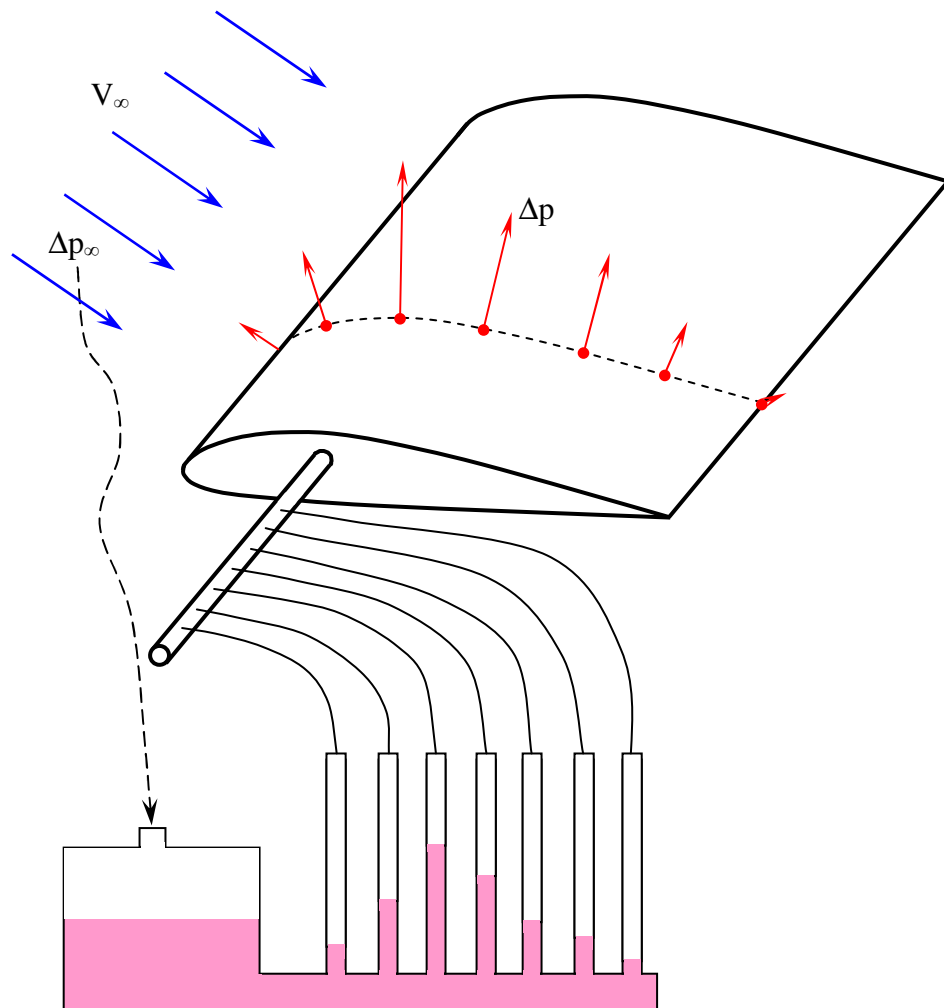
Кроме геометрической крутки крыло может иметь еще и аэродинамическую крутку – применение по размаху крыла разных аэродинамических профилей. Крыло современного самолета ГА, как правило, имеет и геометрическую и аэродинамическую крутку.

## 8.2. Основные кинематические характеристики профиля (крыла бесконечного размаха)

Если в поток поместить крыло бесконечного размаха (профиль) то за счет деформации потока вблизи профиля на верхней и нижней поверхности профиля изменяется статическое давление (см. уравнение Бернулли). Изменение давления вблизи поверхности профиля можно характеризовать коэффициентом давления:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{\rho \cdot V_\infty^2}{2}}.$$

На рис. 8.5 приведена схема измерения давления на поверхности крыла.



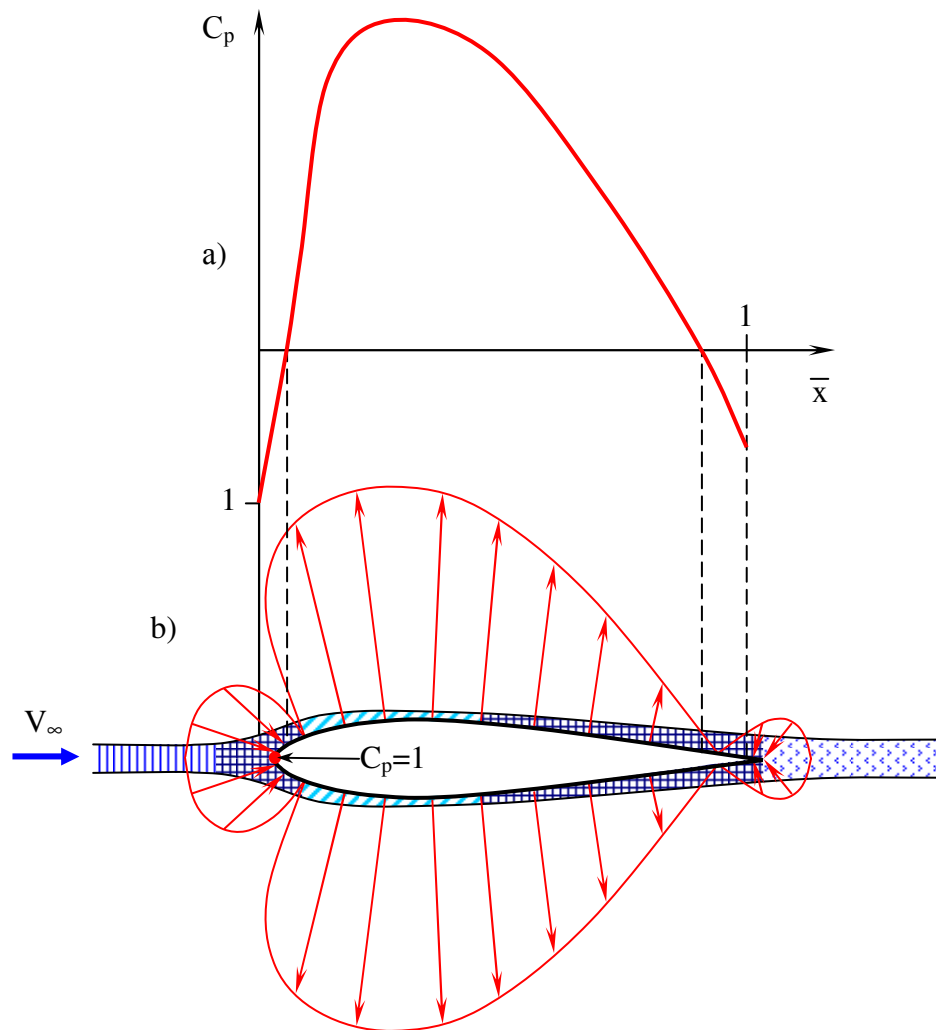
**Рис. 8.5.** Измерение давления на поверхности крыла

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

- $C_p < 0$ : статическое давление ( $p$ ) в данной точке ниже статического давления невозмущенного потока ( $p_\infty$ );
- $C_p = 0$ : статическое давление ( $p$ ) в данной точке равно статическому давлению невозмущенного потока ( $p_\infty$ );

- $C_p > 0$ : статическое давление ( $p$ ) в данной точке выше статического давления невозмущенного потока ( $p_\infty$ ).

На рис. 8.6 представлены области изменения статического давления вдоль поверхности профиля (векторная и координатная диаграммы).



**Рис. 8.6.** Координатная (а) и векторная (б) диаграммы распределения коэффициента давления по симметричному профилю при  $\alpha=0$ .

- площадь сечения струйки постоянно;  $p=p_\infty$ ,  $V=V_\infty$ ,  $C_p=0$ .
- площадь сечения струйки увеличивается;  $p \uparrow$ , а  $V \downarrow$ ,  $C_p > 0$ .
- площадь сечения струйки уменьшается;  $p \downarrow$ , а  $V \uparrow$ ,  $C_p < 0$ .
- особая точка (точка торможения потока):  $V=0$ ,  $C_p=1$ .

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. Если взять участок профиля с размахом  $a=1$  м, площадь этого участка будет равна:

$$S = a \cdot b = 1 \cdot b.$$

Подъемная сила создается за счет разности давлений над и под профилем:

$$Y = \left( \int_0^b p_v \cdot dx - \int_0^b p_n \cdot dx \right) \cdot S = \left( \int_0^b C_{p_n} \cdot dx - \int_0^b C_{p_v} \cdot dx \right) \cdot \frac{\rho \cdot V_\infty^2}{2} \cdot b.$$

Коэффициент подъемной силы профиля соответственно равен:

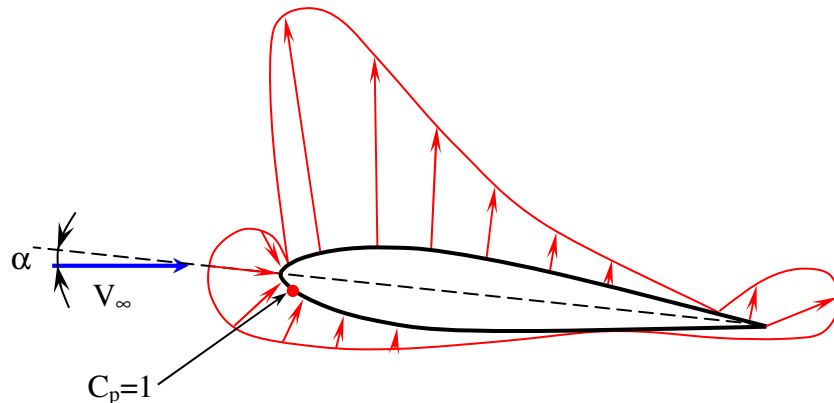
$$C_{y(\text{проф})} = \frac{Y}{\frac{\rho \cdot V_\infty^2}{2} \cdot b} = C_{p_n} - C_{p_v}.$$

Но 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 ( $C_y=0$ ).

Часть энергии потока затрачивается на преодоление сил трения на поверхности профиля. Так как картина давлений при сходе с профиля не замыкается (из-за положительного коэффициента  $C_p$  на хвостике профиля), то появляется разница давлений спереди и сзади профиля. Сумма этих двух сил (трения и давления) называют *профильным сопротивлением*:

$$C_{xp} = C_{x(\text{тр})} + C_{x(\text{давл})}.$$

На рис. 8.7 представлена векторная диаграмма распределения давления симметричного профиля при угле атаки  $\alpha > 0$ .



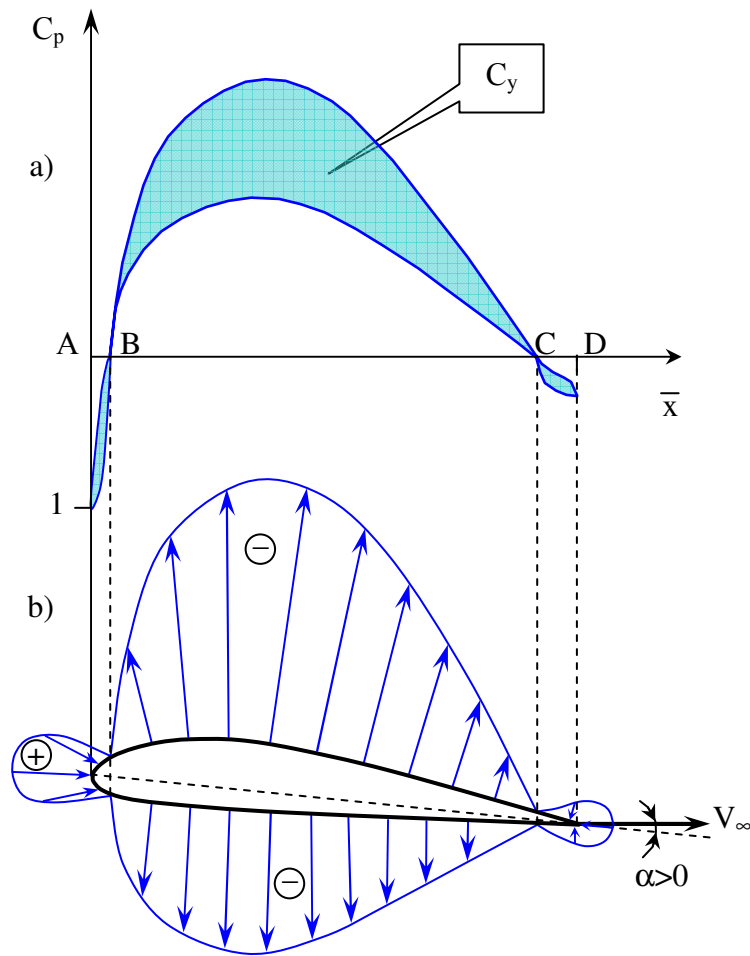
**Рис. 8.7.** Векторная диаграмма распределения коэффициента давления симметричного профиля при угле атаки отличного от 0.

Как видно из рисунка, наблюдается несимметричная картина обтекания профиля. Причем на большей части верхней поверхности профиля  $C_p < 0$ , на нижней поверхности коэффициент давления  $C_p > 0$ . И на профиле создается подъемная сила. При этом точка торможения потока с носика профиля смещается на нижнюю поверхность профиля. Как видно из рис. 8.6 и 8.7 при незначительном изменении угла атаки значительно меняется картина обтекания. И на хвостике профиля увеличивается  $C_p$ . Следовательно, смыкание струек при сходе с профиля ухудшается. И за счет это проявляется еще добавочное сопротивление давления, которое зависит от угла атаки. И полный коэффициент профильного сопротивления состоит из 3 слагаемых:

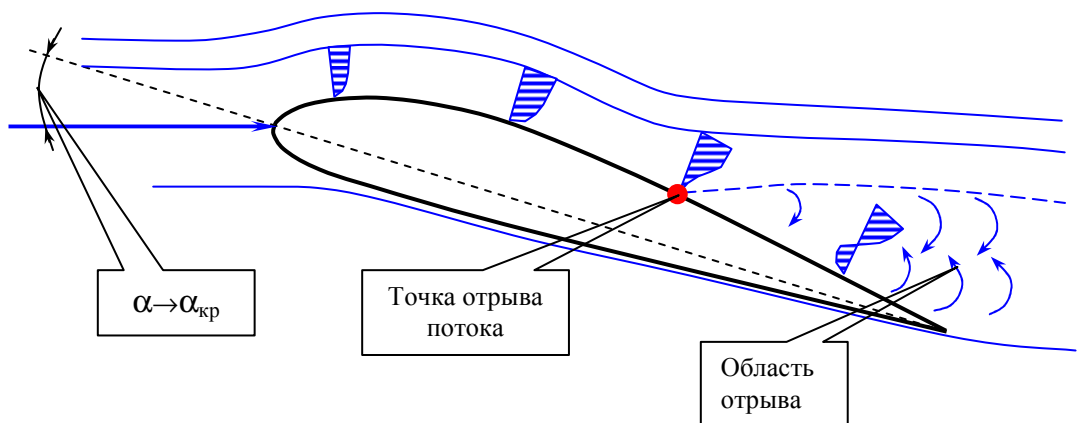
$$C_{xp} = C_{x(\text{тр})} + C_{x(\text{давл})} + C_{p(\alpha)}.$$

Два первых члена можно считать практически постоянной величиной, третий член  $C_{p(\alpha)}$  зависит от угла атаки  $\alpha$  и увеличивается с ростом  $\alpha$ .

На рис. 8.8 приведены диаграммы для несимметричного профиля. Разница давлений над и под профилем и является коэффициентом аэродинамической силы профиля.



**Рис. 8.8.** Координатная (a) и векторная (b) диаграммы распределения коэффициента давления по несимметричному профилю при  $\alpha > 0$ .



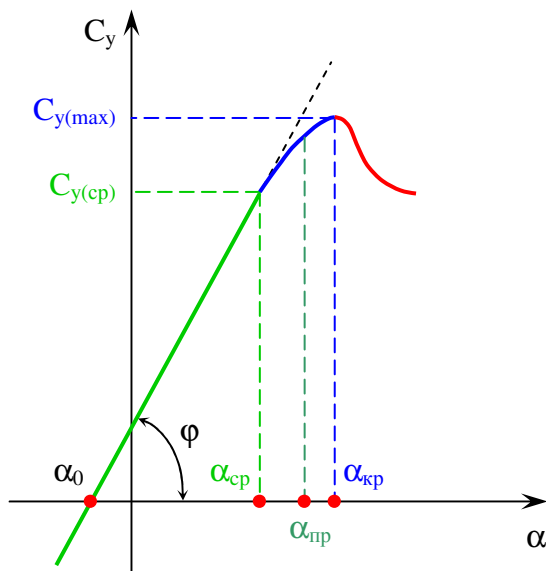
**Рис. 8.9.** Срыв потока на профиле

На участках  $AB$  скорость потока меньше чем скорость невозмущенного потока ( $V_\infty$ ). На участках  $BC$  скорость потока выше чем скорость невозмущенного потока. И затем вблизи задней кромки профиля скорость потока опять становится меньше скорости невозмущенного потока. Но при этом распределение давлений над и под профилем имеет разные картины. И в результате этого создается подъемная сила.

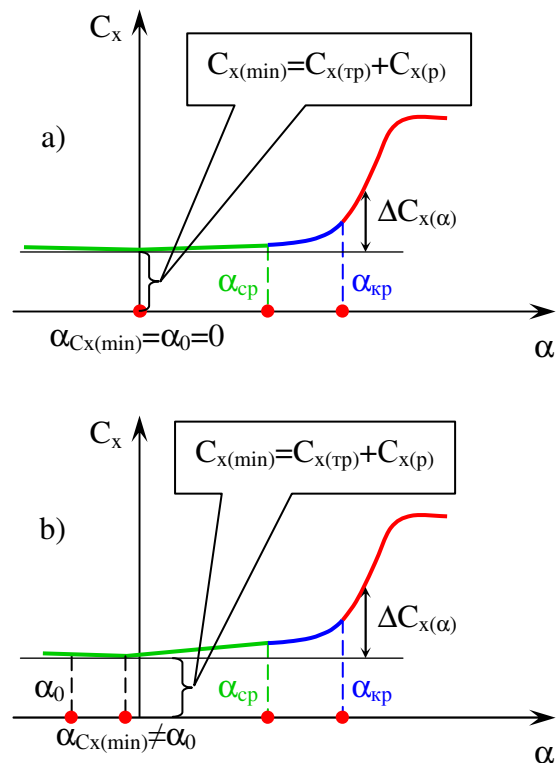
Начинаем увеличивать угол атаки (относительно набегающего потока кривизна поверхности профиля увеличивается), и при достижении какой-то величины близкой к  $\alpha_{кр}$  на конце верхней поверхности профиля зарождается отрыв пограничного слоя (рис. 8.9). И при дальнейшем увеличении угла атаки точка отрыва пограничного слоя начинает быстро перемещаться по верхней поверхности профиля, возникает зона обширного срыва потока. Что приводит к резкому уменьшению  $C_y$  и резкому росту  $C_x$ .

### 8.3. Зависимости коэффициентов подъемной силы и силы сопротивления профиля от угла атаки. Критический угол атаки. Срыв потока.

В случае симметричного профиля кривая  $C_y(\alpha)$  проходит через начало координат, а у несимметричных профилей пересекает ось абсцисс при некотором отрицательном значении угла атаки  $\alpha_0$  (рис. 8.10). Этот угол называется *углом атаки нулевой подъемной силы*. В диапазоне некоторых углов атаки ( $\alpha_0 \leq \alpha \leq \alpha_{кр}$ ) наблюдается линейная зависимость  $C_y$  от  $\alpha$ . На рис. 8.11 приведена зависимость изменения коэффициента  $C_x$  от угла атаки  $\alpha$  для симметричного и несимметричного профиля.



**Рис. 8.10.** Зависимость изменения коэффициента подъемной силы  $C_y$  от угла атаки  $\alpha$



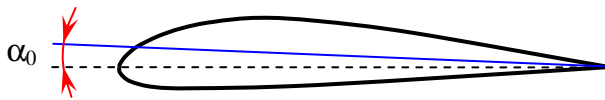
**Рис. 8.11.** Зависимость изменения коэффициента силы сопротивления  $C_x$  от угла атаки  $\alpha$

*а* – симметричный профиль  
*б* – несимметричный профиль



При угле атаки  $\alpha_0$  коэффициент трения симметричного профиля принимает минимальное значение (сопротивление создается только за счет сил трения). Для несимметричного профиля угол атаки минимального сопротивления не равен углу атаки  $\alpha_0$  (см. рис. 8.11 б). При углах атаки от  $\alpha_0$  до  $\alpha_{cr}$  наблюдается линейная зависимость коэффициентов подъемной силы  $C_y$  и сопротивления  $C_x$ . При углах атаки от  $\alpha_{cr}$  до  $\alpha_{кр}$  на профиле формируется и разрастается отрыв пограничного слоя (происходит срыв потока). Но коэффициент подъемной силы продолжает расти. На этих углах также начинается резкий рост и коэффициента сопротивления  $C_x$ . При достижении угла атаки  $\alpha_{кр}$  коэффициент подъемной силы достигает максимального своего значения  $C_{y(max)}$ . При дальнейшем росте угла атаки коэффициент подъемной силы начинает уменьшаться. Коэффициент сопротивления  $C_x$  на закритических углах ( $\alpha > \alpha_{кр}$ ) продолжает еще резко увеличиваться. В реальных условиях полета выход крыла на критический угол атаки чрезвычайно опасен. Поэтому при приближении угла атаки к  $\alpha_{кр}$  ( $\alpha = \alpha_{кр}$ ) пилот получает соответствующий сигнал. Также каждый профиль характеризуется скоростью изменения коэффициента подъемной силы (см. рис. 8.10):

$$C_y^\alpha = \operatorname{tg}(\varphi) = \frac{\Delta C_y}{\Delta \alpha}.$$



**Рис. 8.12.** *Аэродинамическая хорда несимметричного профиля (синяя сплошная линия)*

Если в профиле под углом  $\alpha_0$  провести линию к геометрической хорде, то такая линия называется *аэродинамической хордой* (рис. 8.12). В симметричном профиле аэродинамическая и геометрическая хорды совпадают ( $\alpha_0 = 0$ ).

Коэффициент полной аэродинамической силы равен:

$$C_R = \sqrt{C_y^2 + C_x^2}.$$

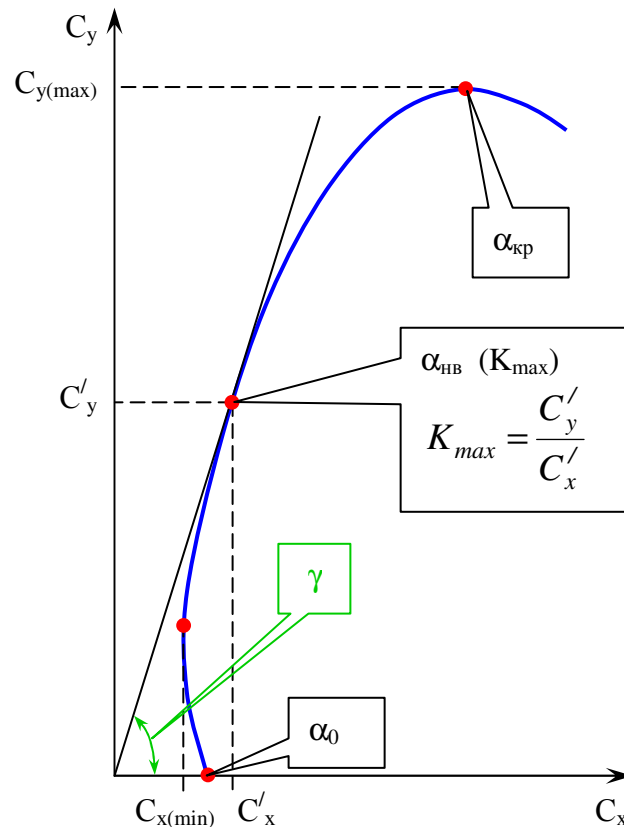
*Аэродинамическим качеством* профиля называется отношение коэффициента подъемной силы к коэффициенту сопротивления профиля:

$$K = \frac{C_y}{C_x}.$$

Если угол атаки равен  $\alpha_0$ , то  $C_y = 0$ , и качество равно 0. С ростом угла атаки до некоторого угла  $\alpha_{нв}$  качество увеличивается (т.к. рост коэффициента  $C_y$  больше, чем увеличение коэффициента  $C_x$ ). Угол атаки, при котором качество достигает максимального значения, называется *наивыгоднейшим углом атаки*. При дальнейшем росте угла атаки качество начинает уменьшаться.

#### 8.4. Поляра профиля

Одной из важнейших аэродинамических характеристик профиля является графическая зависимость  $C_y = f(C_x)$ . Такая кривая называется *полярой профиля* (рис. 8.13). На получившейся кривой еще отмечают соответствующие углы атаки. Как правило, масштаб по оси абсцисс ( $C_x$ ) выбирают в 5÷10 раз крупнее, чем по оси ординат ( $C_y$ ). Это обусловлено тем, что величина  $C_x$  в несколько раз меньше  $C_y$ .



**Рис. 8.13. Поляра профиля**

Имея поляру профиля можно определить следующие характерные величины профиля:

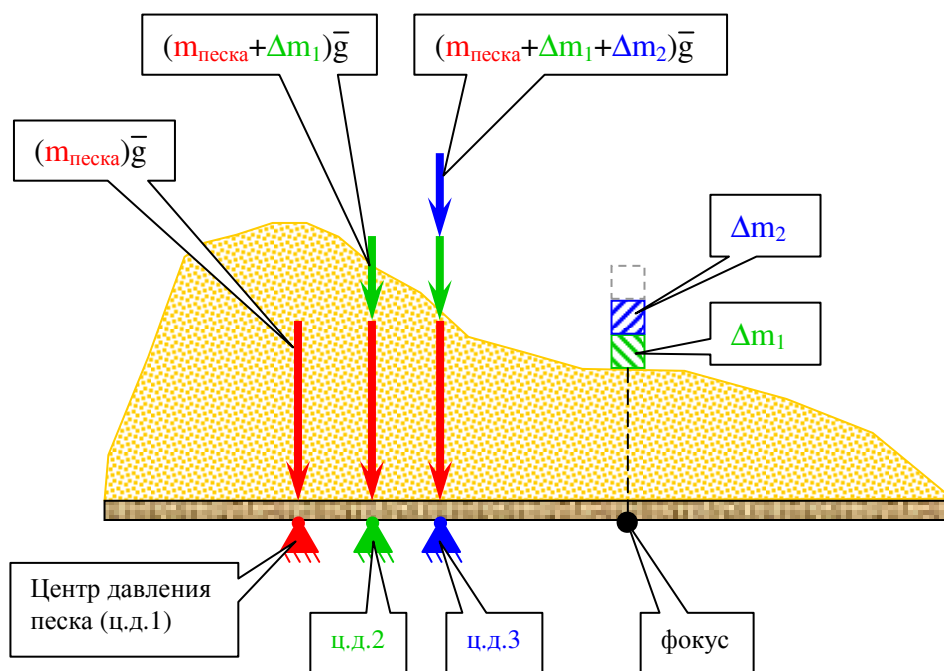
- Максимальный коэффициент подъемной силы  $C_{y(max)}$  и соответствующий ему критический угол атаки  $\alpha_{кр}$ .
- Наивыгоднейшим углом атаки  $\alpha_{нв}$  называется угол, при котором  $K_{max} = \frac{C_y}{C_x} = \text{tg}(\gamma) = \text{max}$ . На поляре величина  $\alpha_{нв}$  определяется точкой касания и прямой, совпадающей с вектором  $C_R$ .
- Угол нулевой подъемной силы ( $\alpha_0$ ) – это точка пересечения поляры и оси абсцисс.
- Наименьшее значение коэффициента сопротивления  $C_{x(min)}$  и соответствующий ему угол атаки минимального сопротивления, который находится в точке касания поляры и прямой, параллельной оси ординат.

### 8.5. Коэффициент момента тангажа. Центр давления. Фокус профиля.

Предположим, в нашем распоряжении имеется доска, на которой неравномерно насыпан песок (рис. 8.14). Затем эту доску уравновесили. Точка равновесия является точкой приложения равнодействующей силы давления насыпанного песка.

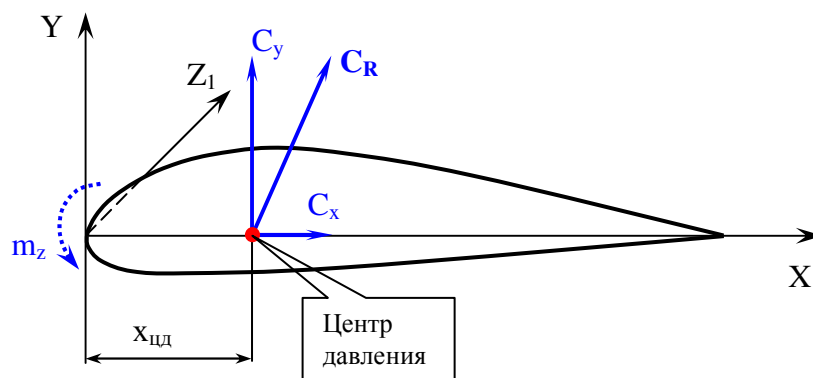
Теперь найдем произвольную точку, в которой будем дополнительно нагружать уже имеющуюся систему –  $\Delta m_1, \Delta m_2, \dots$ . Соответственно, центр давления доски будет

смещаться влево (см. рис. 8.14). Но момент от суммарной массы песка относительно этой точки остается постоянным. Такая точка называется *фокусом*.



**Рис. 8.14.** Определение центра приложения равнодействующей силы распределенной нагрузки

Точно также можно определить точку приложения равнодействующей силы давления на профиль. Точка приложения вектора равнодействующей аэродинамической силы  $\vec{C}_R$  называется *центром давления профиля* (рис. 8.15).



**Рис. 8.15.** Центр давления и момент тангажа профиля.

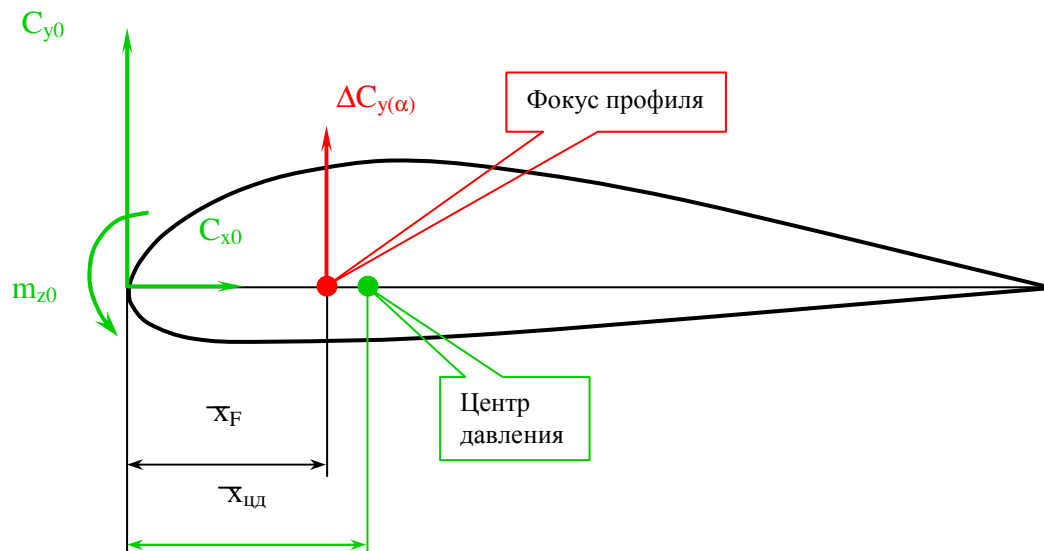
И данная сила создает крутящий момент относительно носка профиля (относительно оси  $Z_1$ ). Момент аэродинамических сил профиля относительно оси  $Z_1$  называется *моментом тангажа* или *продольным моментом профиля*. Его момент равен:

$$m_z = \frac{M_{zp}}{\frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot b} \quad \text{или} \quad m_z = -C_y \cdot \bar{x}_{цд}.$$

где  $\bar{x}_{цд} = \frac{x_{цд}}{b}$  – относительная координата центра давления.

Коэффициент момента тангажа определяется опытным путем (продувкой профиля в аэродинамической трубе). У симметричного профиля  $\bar{x}_{цд} \approx 0.25$  и очень мало зависит от угла атаки профиля. Для несимметричного профиля эта координата меняется с изменением угла атаки  $\alpha$ .

Поэтому вводят понятие еще одной точки, характеризующей аэродинамику профиля – фокус профиля. *Фокусом профиля* называют точку на хорде, относительно которой момент  $M_z$  остается постоянным при изменении угла атаки. Перенесем аэродинамические силы в начало координат, добавив соответствующий момент (рис. 8.16).



**Рис. 8.16.** Фокус профиля

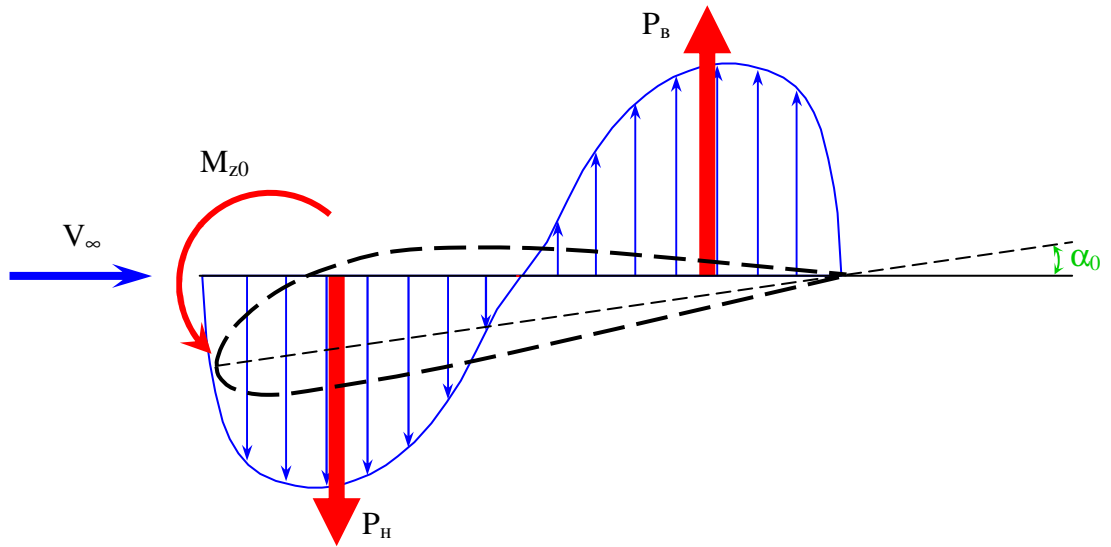
Другими словами в фокусе профиля прилагается приращение аэродинамической силы при изменении угла атаки. Эта точка аналогична точке приложения добавочной силы (см. рис. 8.14). Тогда коэффициент тангажа несимметричного профиля на линейном участке можно представить в виде:

$$m_z = m_{z0} - \bar{x}_F \cdot C_y.$$

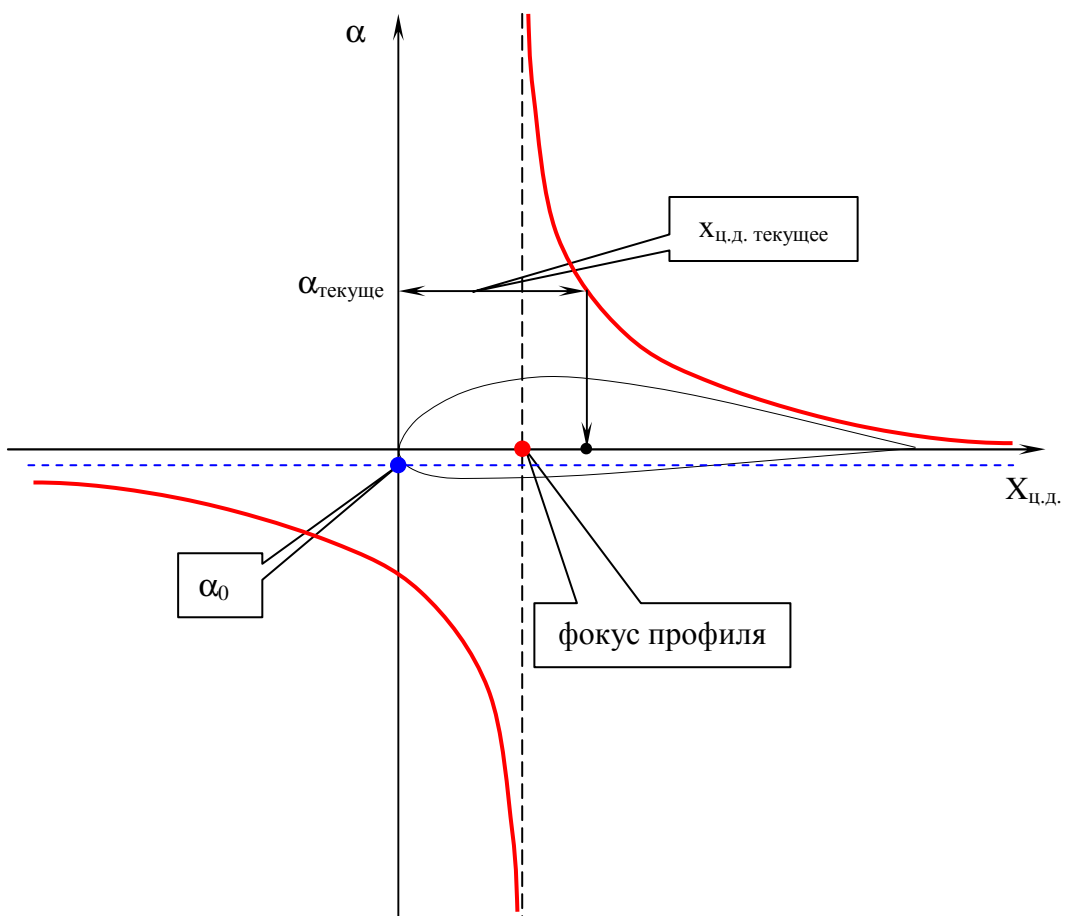
где  $\bar{x}_F = \frac{x_F}{b}$  – относительная координата фокуса профиля.

Для обычных профилей  $\bar{x}_F = 0.25$ , т.е. фокус профиля лежит приблизительно на расстоянии  $1/4b$  от передней кромки профиля. Для симметричного профиля фокус и центр давления практически совпадают.

Дадим пояснение величине  $m_{z0}$ . Рассмотрим случай, когда подъемная сила несимметричного профиля равна нулю ( $Y=0$ ). В этом случае картина распределения давления над и под профилем равны, но не симметричны (рис. 8.17).



**Рис. 8.17.** Создание момента тангажа несимметричного профиля при  $\alpha_0$



**Рис. 8.18.** Изменение координаты центра давления несимметричного профиля в зависимости от угла атаки

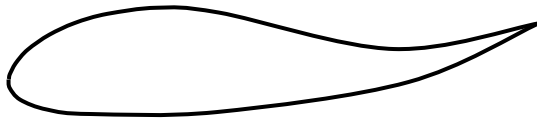
Равнодействующие силы давлений  $P_n$  и  $P_v$  расположены в разных точках. Из-за этого возникает момент  $M_0$ . Соответственно коэффициент этого момента равен:

$$m_{z0} = -\frac{M_{z0}}{\frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot b}.$$

Возникает вопрос: где находится центр давления, если подъемная сила профиля равна 0? Ведь по определению:

$$M = Y \cdot b, \text{ но } Y = 0, \text{ а } M \neq 0 \text{ следовательно } b = \pm\infty.$$

Для понимания движения центра давления будем подходить к углу  $\alpha_0$ , например, со стороны  $\alpha > \alpha_0$  (рис. 8.18). При подходе к  $\alpha_0$   $Y \rightarrow 0$ , а центр давления стремиться в  $-\infty$  (назад). При дальнейшем уменьшении угла атаки (при переходе  $\alpha_0$ ) центр давления



**Рис. 8.19.** Профиль с положительным значением  $m_{z0}$

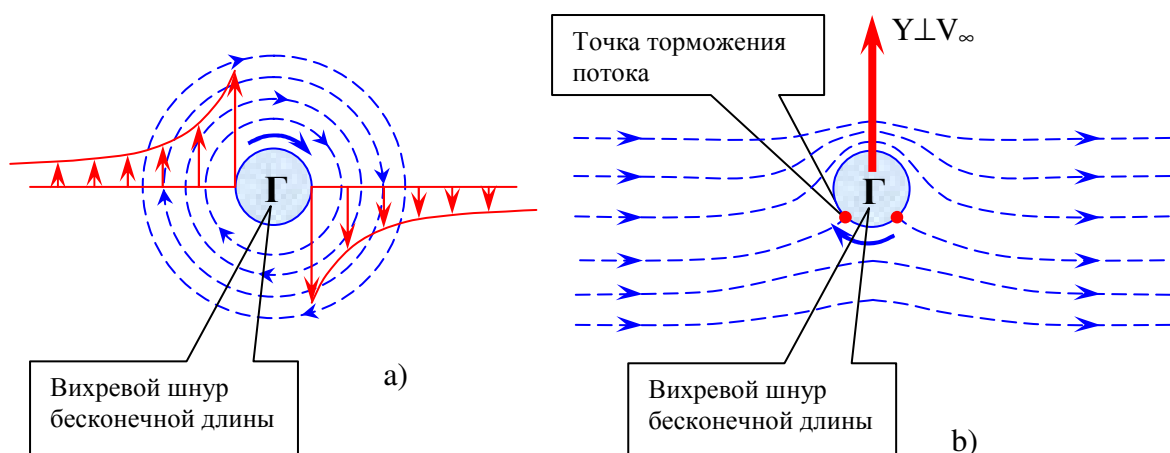
скачком перемещается в  $+\infty$  (вперед), и оттуда движется к ФОКУСУ профиля. А если двигаться от  $\alpha_0$  на увеличение угла атаки, то центр давления также движется к ФОКУСУ, но из  $-\infty$ . На рис. 8.19 представлен особый профиль. Для профиля такой формы все наоборот:  $m_{z0} > 0$ , а движение центра давления

строго наоборот. Профиль такого вида позволяет осуществлять полет летательных аппаратов особой компоновки: дельтаплан, летающее крыло.

## 8.6. Формула Жуковского

Рассмотрим вихревой шнур бесконечной длины в неподвижной среде (рис. 8.20 а). Если бы среда была бы идеальной (отсутствует вязкость), то со средой, в которой находится вихрь, ничего бы не происходило бы. Но за счет вязкости вокруг вихря в среде генерируется скорость, на одинаковом расстоянии от вихря равная по величине в любом направлении.

Если же подобный вихрь поместить в плоскопараллельный поток, то картина распределения скоростей вокруг вихря будет не симметричной (рис. 8.20 б).



**Рис. 8.20.** Взаимодействие бесконечного вихря и среды  
а – вихрь в неподвижной среде; б – вихрь в плоскопараллельном потоке

В результате взаимодействия потока и вихря создается подъемная сила:

$$Y_{\varepsilon} = \rho \cdot V_{\infty} \cdot \Gamma_{\varepsilon},$$

где  $\rho$  - плотность среды;

$V_{\infty}$  - скорость невозмущенного воздушного потока;

$\Gamma_{\varepsilon}$  – интенсивность бесконечного вихря.

Рассматривая безотрывное обтекание крыла бесконечного размаха (профиля) Н.Е. Жуковский доказал теорему о подъемной силе крыла (рис. 8.21). Заменяем профиль прямолинейным бесконечным вихрем, эквивалентным по воздействию на воздушный поток:

$$Y = \rho \cdot V_{\infty} \cdot \Gamma,$$

где  $\Gamma$  - циркуляция по замкнутому контуру, охватывающему крыло.

Направление подъемной силы получим, если повернем вектор скорости невозмущенного потока  $V_{\infty}$  против направления циркуляции на  $90^{\circ}$ .

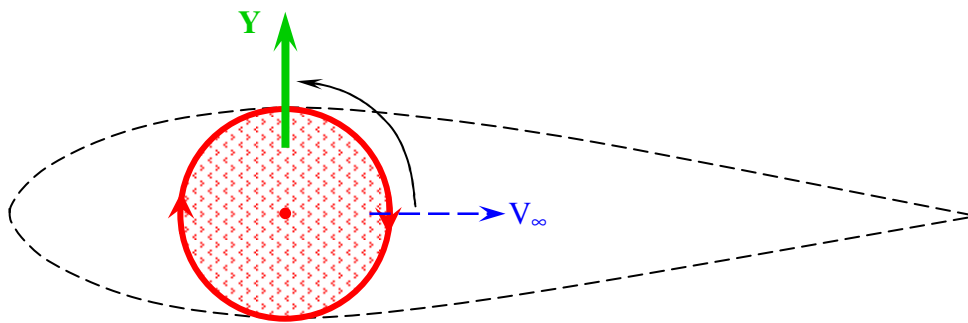


Рис. 8.21. Теорема Жуковского

Такой вихрь Жуковский назвал *присоединенным вихрем*. В реальном потоке этот теоретический вихрь существует в действительности, но он как бы “размазан” по поверхности крыла в виде пограничного слоя (течение в пограничном слое всегда вихревое).

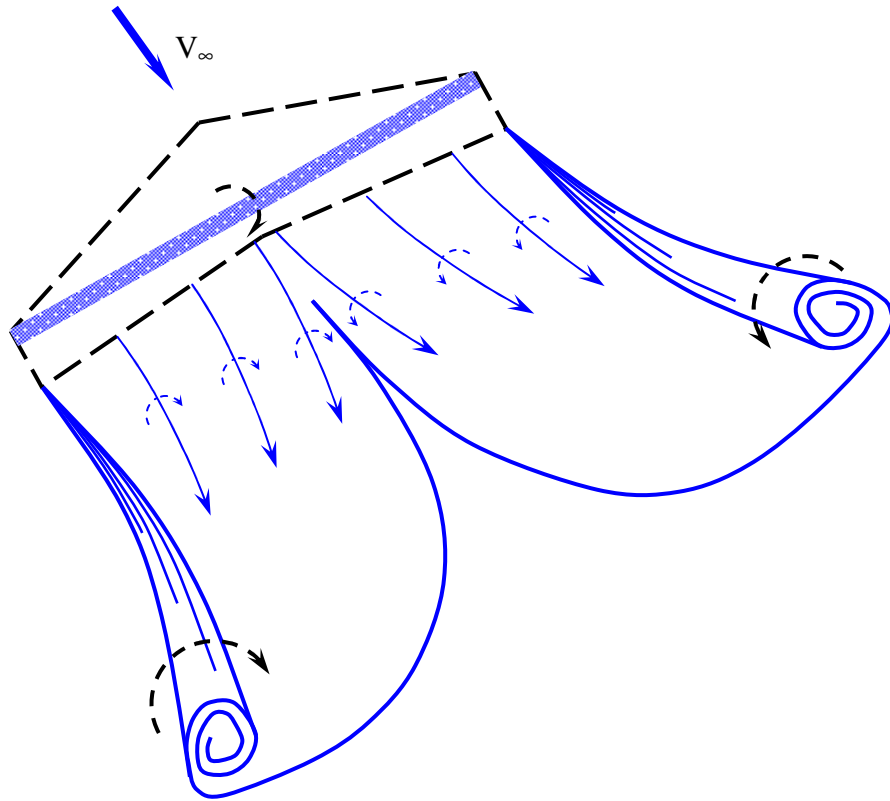
## 8.7. Обтекание крыла конечного размаха

В отличие от профиля (крыла бесконечного размаха), течение вокруг крыла конечного размаха носит пространственный характер. Это обусловлено тем, что если заменить крыло вихревым шнуром, он также должен иметь конечный размер. Но вихревой шнур не может возникнуть или закончиться “внезапно”. Поэтому вихрь изгибается и принимает П-образную форму, уходя в бесконечность (рис. 8.22).

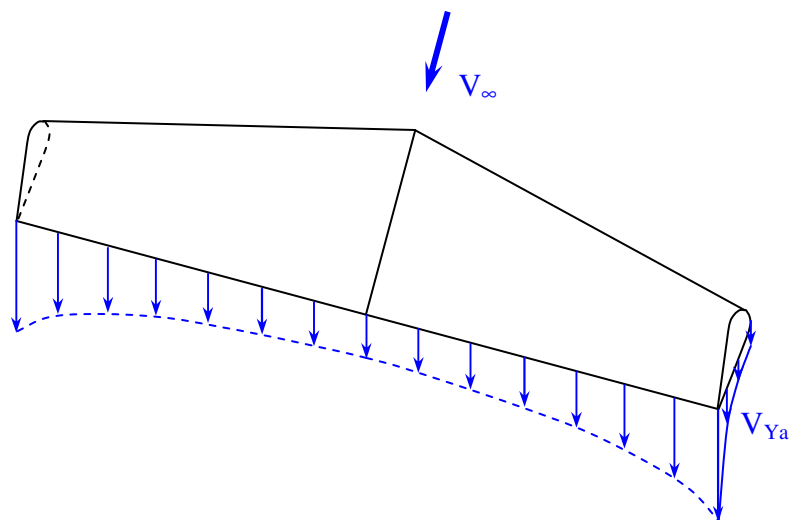
В результате этого струйки воздуха под крылом искривляются к концам крыла, а над крылом – к середине крыла. Генерируется поперечные составляющие скорости, и за крылом образуется *вихревая пелена* (которая представляет собой систему свободных вихрей). Эта система вихрей имеет общее направление движение к концам крыла и вниз. Затем, на некотором расстоянии, пелена сворачивается в два концевых шнура (см. рис. 8.22).

Чем меньше удлинение крыла, тем значительнее влияние концевое перетекания (свободных концевых вихрей), и сильнее выражен пространственный характер потока. За счет пространственной деформации потока подъемная сила крыла конечного размаха

меньше, чем у равновеликого по площади участка крыла бесконечного размаха, установленного под тем же углом атаки  $\alpha$ . Кроме этого появляется дополнительное сопротивление, зависящее от величины подъемной силы. Это дополнительное сопротивление называют *индуктивным*.



*Рис. 8.22. Формирование свободных вихрей за крылом конечного размаха*

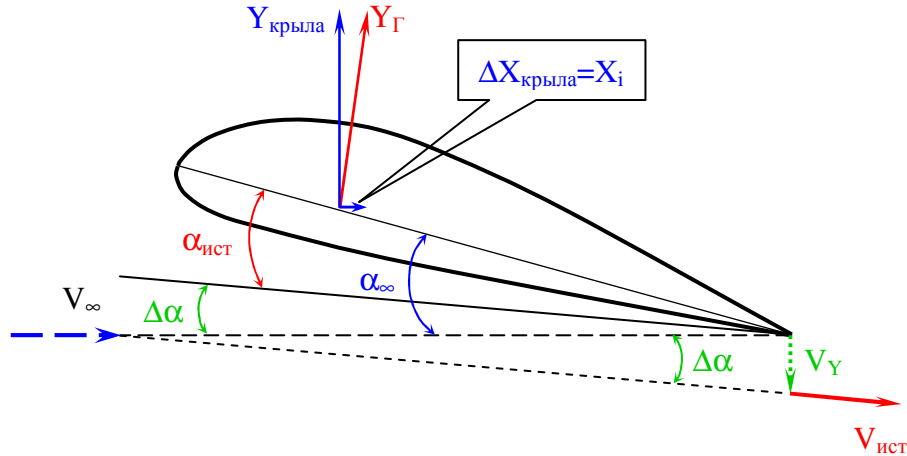


*Рис. 8.23. Распределение составляющей скорости  $V_{Ya}$  по размаху и хорде крыла*



Система свободных вихрей индуцирует в воздушной среде поле скоростей  $V_{Ya}$ . Для крыльев с удлинением  $\lambda \geq 5$ , составляющими  $v_x$  и  $v_z$  этой скорости можно пренебречь. Поэтому можно считать, что эта скорость направлена по нормали к вектору скорости набегающего невозмущенного потока  $V_\infty$  (рис. 8.23).

Наличием скоростей  $V_{Ya}(z)$  обусловлен скос потока, обтекающего сечение крыла конечного размаха (рис. 8.24).



**Рис. 8.24.** Угол скоса и истинный угол атаки сечения крыла конечного размаха

Соответственно уменьшается истинный аэродинамический угол атаки этих сечений:

$$\alpha_{ист} = \alpha_\infty - \Delta\alpha.$$

Аэродинамическая сила  $Y_\Gamma$  всегда направлена по нормали к вектору  $V_{ист}$  (см. рис. 8.24).

Угол скоса  $\Delta\alpha$  в общем случае имеет переменное значение вдоль размаха крыла (так же как и  $V_{Ya}$ ).

Раз возникает дополнительное сопротивление, то часть энергии затрачивается на его преодоление. Следовательно, величина и интенсивность подъемной силы уменьшается:

$$C_x > C_{x(проф)}, \quad C_y < C_{y(проф)}, \quad C_y^\alpha < C_{y(проф)}^\alpha.$$

В случае дозвукового режима полета при безотрывном обтекании полное сопротивление крыла конечного размаха равно:

$$C_x = C_{xp} + C_{xi} = (C_{x(тр)} + C_{x(давл)} + C_{p(\alpha)}) + C_{xi}.$$

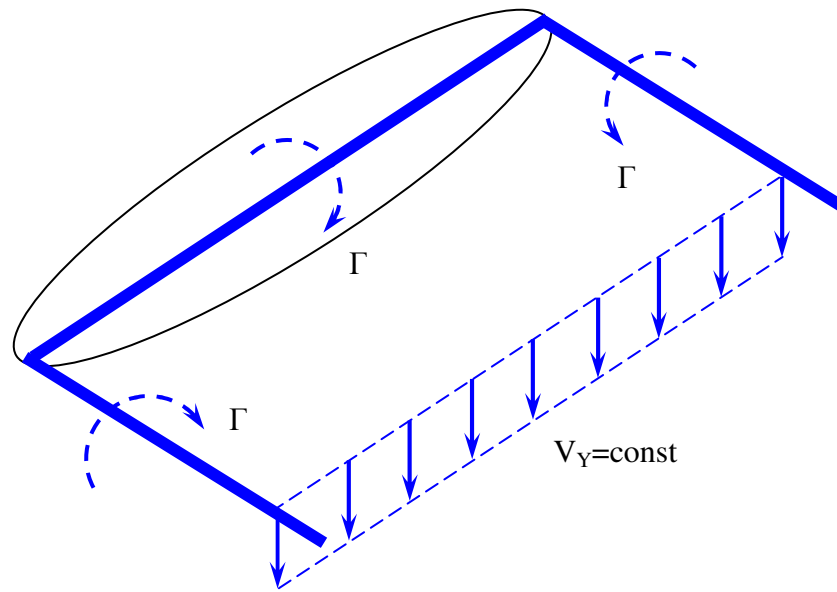
где  $C_{xi}$  – индуктивное сопротивление крыла конечного размаха.

Для пояснения зависимости индуктивного сопротивления от подъемной силы рассмотрим крыло особой формы – эллиптическое (рис. 8.25).

Особенность такого крыла заключается в том, что скос потока на таком крыле по размаху остается постоянным. Следовательно, и скос потока у такого крыла по размаху остается постоянным. А раз так, то индуктивное сопротивление такого крыла зависит только от изменения подъемной силы:

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda}.$$

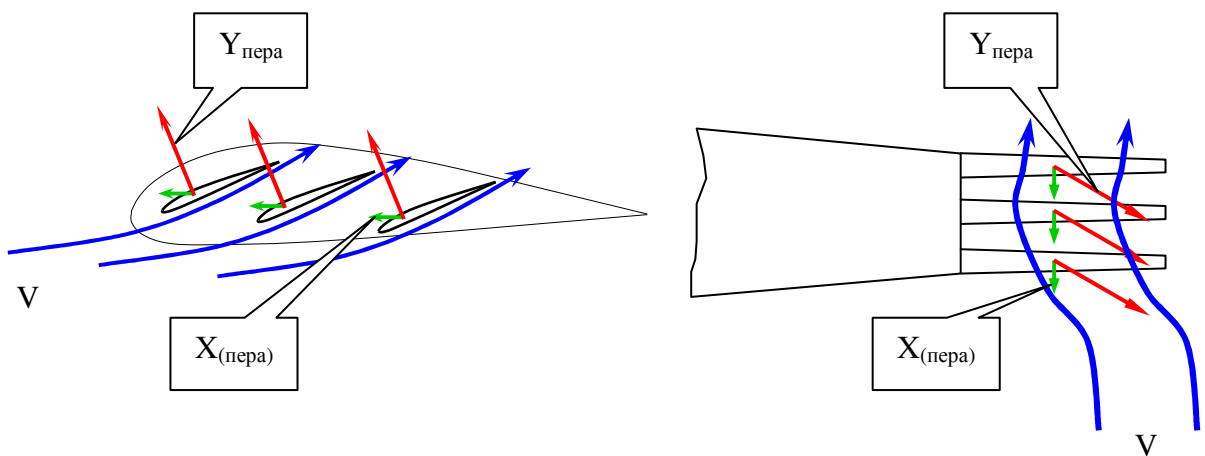
где  $\lambda$  - удлинение крыла.



**Рис. 8.25.** Изменение индуцируемой скорости по размаху эллиптического крыла

Если удлинение  $\lambda \rightarrow \infty$ , то  $C_{xi} \rightarrow 0$ , или, другими словами крыло превращается в профиль – концы крыла исчезают, исчезает загиб вихревого шнура, исчезает  $V_Y$ . В качестве примера крыла с малым индуктивным сопротивлением можно привести крыло планера ( $\lambda \approx 25$ ) или самолет Форбса для беспосадочного перелета вокруг земного шара ( $\lambda > 30$ ).

На практике с этим дополнительным (индуктивным) сопротивлением научились бороться. Наиболее эффективный пример борьбы с индуктивным сопротивлением создала природа – крыло птицы. На конце крыла птицы парящего полета (орел, фрегат и др.) имеется набор концевых перьев. Схематически это представлено на рис. 8.26.



**Рис. 8.26.** Схема системы борьбы с индуктивным сопротивлением (модель крыла птицы)

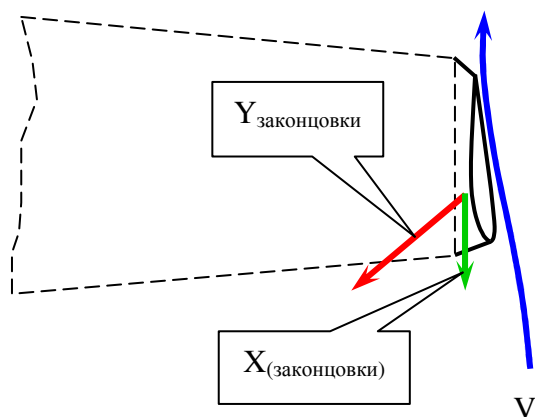
Каждое такое перо представляет собой миниатюрное крыло, которое создает аэродинамическую силу так, что вектор индуктивного сопротивления направлен навстречу потоку. В результате этого, каждое такое перо индуцирует свой скос потока, вектор скорости  $V_Y$  которого направлен вверх. Индуцируется свой концевой вихрь, направление которого также направлено в противоположную сторону концевому вихрю крыла. В результате это суммарный свободный концевой вихрь обладает меньшей интенсивностью (поток “раскручивается”). В итоге этого суммарный скос потока крыла уменьшается, и уменьшается суммарное индуктивное сопротивление всей системы в

целом. Мало того, для повышения этого эффекта, птица может управлять каждым таким пером независимо от других, достигая максимального коэффициента полезного действия (минимального суммарного лобового сопротивления крыла).

Этот же принцип использован на современных самолетах – законцовки крыла (рис. 8.27). Только там использовано одно концевое крылышко. Угол атаки этого элемента подобран так, чтобы максимальный эффект достигался в крейсерском полете самолета.

В практике самолетостроения разработаны различные конструктивные меры, направленные на уменьшение индуктивного сопротивления. На рис. 8.28

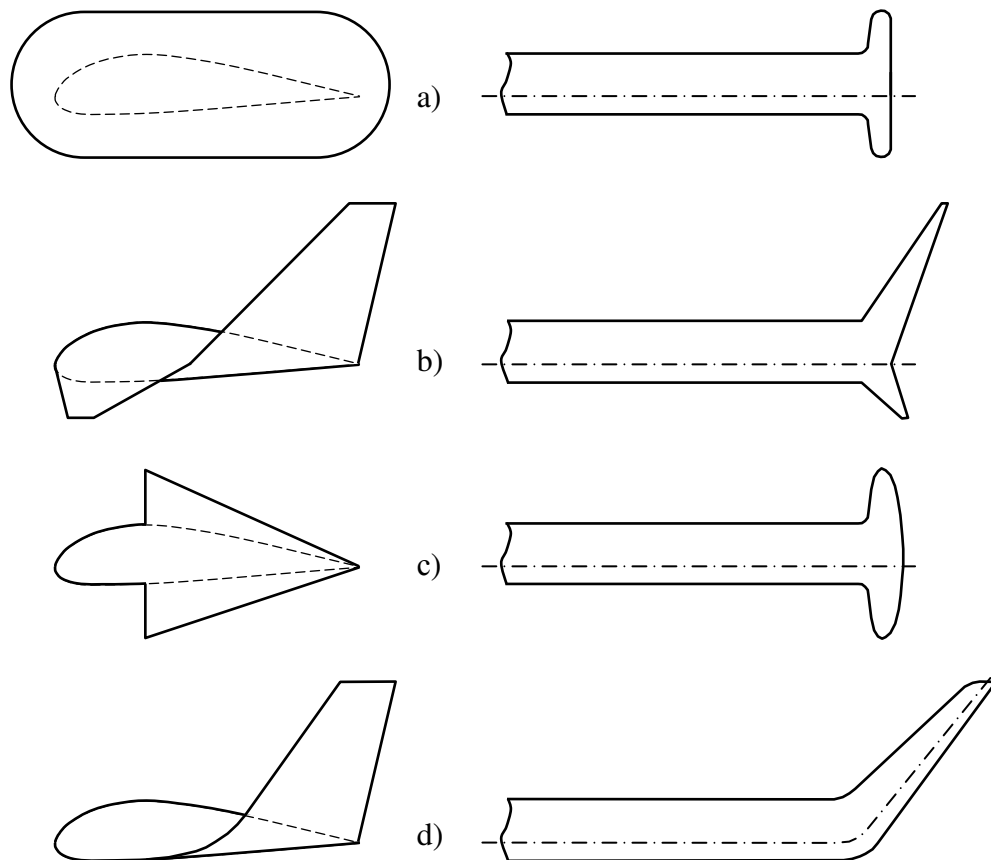
показано крыло современного самолета с законцовкой. На рис 8.29 приведены различные типа концевые аэродинамические поверхности.



**Рис. 8.27.** Аэродинамический эффект законцовки крыла



**Рис. 8.28.** Законцовка крыла современного самолета



**Рис. 8.29.** *Формы концевых поверхностей крыла*  
*a – концевая шайба; b – сложный отгиб концевой части крыла;*  
*c – крылышко; d – отгиб концевой части крыла вверх.*

Данные конструктивные элементы позволяют значительно снизить потери энергии на образование концевых вихрей.

## 8.8. Средняя аэродинамическая хорда крыла

Одной из важнейших характеристик крыла конечного размаха является средняя аэродинамическая хорда.

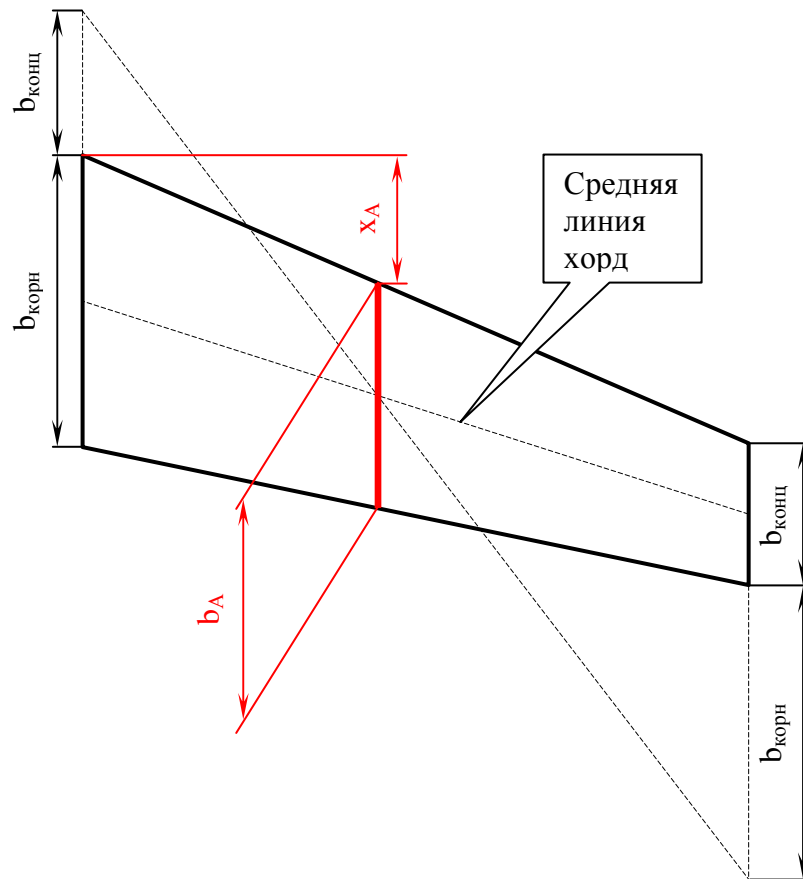
За *среднюю аэродинамическую хорду (САХ)* произвольного крыла принимается хорда эквивалентного прямоугольного крыла, имеющего такие же аэродинамические характеристики ( $Y_l$ ,  $X_l$ ,  $M_z$ ), а также площадь  $S$ , как заданное крыло. При нахождении САХ допускают, что аэродинамические коэффициенты сечений крыла постоянны и равны коэффициенту крыла. Тогда САХ  $b_A$  и ее координаты  $x_A$ ,  $y_A$  зависят только от геометрических характеристик. На рис. 8.30 показан графический метод определения САХ и ее положения. Для таких крыльев

$$b_A = \frac{4}{3} \cdot l \cdot \frac{\eta^2 + \eta + 1}{\lambda \cdot (\eta + 1)^2},$$

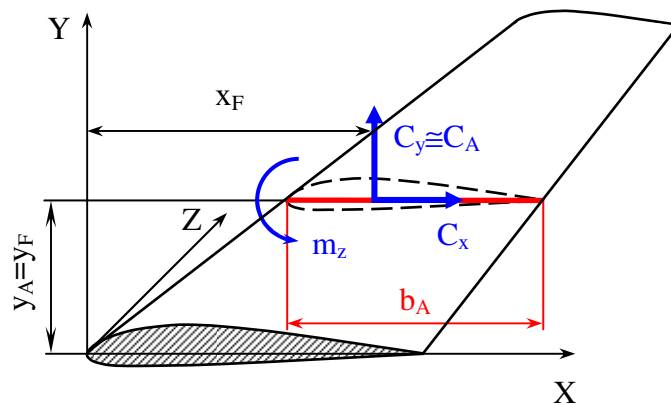
где  $l$  – размах крыла;

$\lambda$  – удлинение крыла;

$\eta$  – сужение крыла.



**Рис. 8.30.** Графическое определение САХ



**Рис. 8.31.** К определению коэффициента момента тангажа при заданном фокусе крыла

Положение фокуса крыла  $x_F$  задается по его САХ. Имея координаты фокуса  $x_F$  и  $y_F$  можно определить момент тангажа крыла. Его можно выразить следующим образом (рис. 8.31):

$$m_z = m_{z0} - C_y \cdot \frac{x_F}{b_A} + C_x \cdot \frac{y_F}{b_A}.$$

### 8.9. Особенности обтекания стреловидного крыла

В современной ГА наибольшее применение нашли трапецевидные крылья: прямые и стреловидные. Трапецевидное крыло считается прямым, если угол стреловидности по передней кромке  $\chi_0 = 5 \div 15^\circ$ . Соответственно к стреловидным относятся трапецевидные крылья, угол стреловидности которых по передней кромке превышает  $15^\circ$ .

Обтекание стреловидного полукрыла бесконечного размаха можно в первом приближении сравнить с обтеканием крыла воздушным потоком, набегающим под углом скольжения  $\beta = \chi_0$  (рис. 8.32).

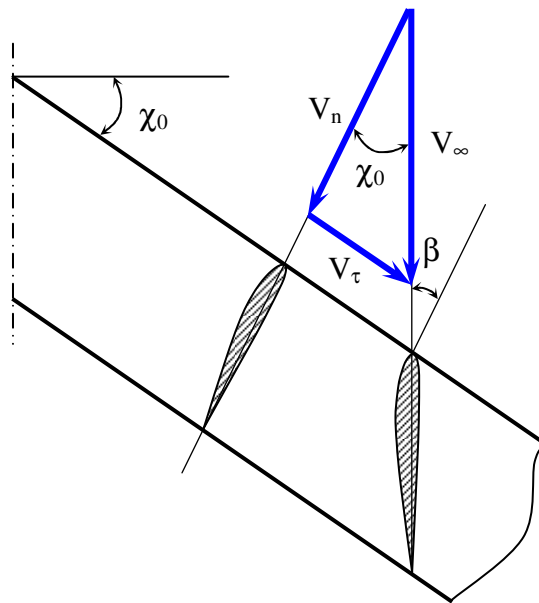
Вектор скорости невозмущенного потока  $V_\infty$  разложим на две составляющие:

- нормальную к передней кромке крыла  $V_n$ :

$$V_n = V_\infty \cdot \cos(\beta) = V_\infty \cdot \cos(\chi_0);$$

- и тангенциальную (направленную по касательной к передней кромке)  $V_\tau$ :

$$V_\tau = V_\infty \cdot \sin(\beta) = V_\infty \cdot \sin(\chi_0).$$



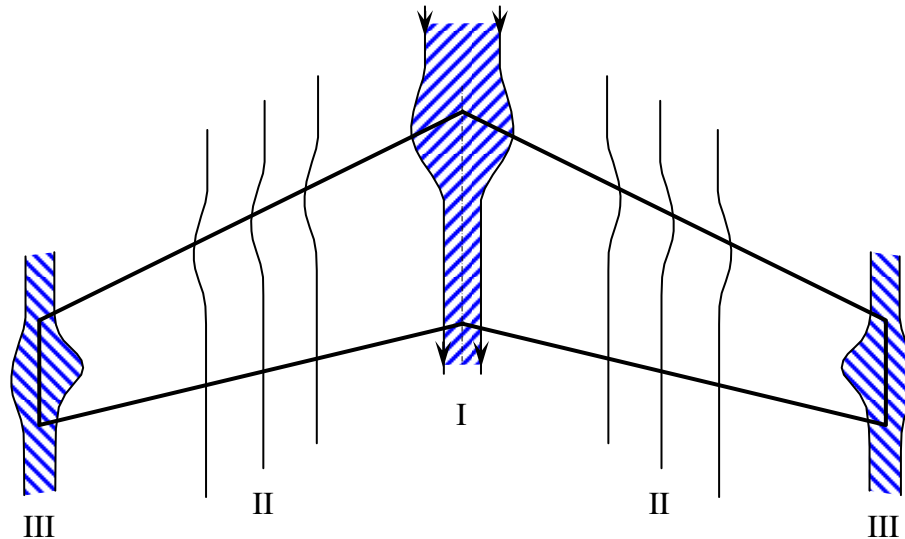
**Рис. 8.32.** Обтекание крыла бесконечного размаха воздушным потоком, набегающим под углом скольжения  $\beta$  (скользящее крыло)

*Давление на поверхности скользящего крыла и обусловленные им аэродинамические характеристики определяются нормальным потоком. Очевидно, что и влияние*

сжимаемости на аэродинамические характеристики сил давления скользящего крыла также определяется нормальным потоком.

Тангенциальная составляющая скорости  $V_\tau$  вызывает только поверхностные силы трения и не влияет на распределение давления по профилям.

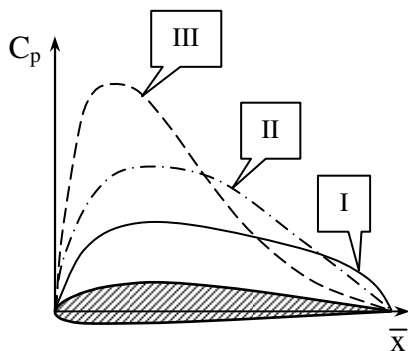
У реального стреловидного крыла эффект скольжения проявляется не в полной мере. На стреловидном крыле достаточного удлинения условно можно выделить три зоны (рис. 8.33).



**Рис. 8.33.** Обтекание стреловидного крыла воздушным потоком

*I* – центральная часть крыла; *II* – средняя часть полукрыла;  
*III* – концевые сечения крыла.

На стреловидном крыле достаточного удлинения условно можно выделить три зоны. В зоне *I* проявляется взаимное влияние правого и левого полукрыльев, что приводит к спрямлению воздушного потока. Это явление называется *корневым или срединным эффектом*. Перетекание воздуха с нижней поверхности крыла на верхнюю в области концов крыла (зона *III*) также искажает эффект скольжения и называется *концевым эффектом*. На средних участках полукрыльев (зона *II*) эффект скольжения проявляется в более или менее чистом виде.

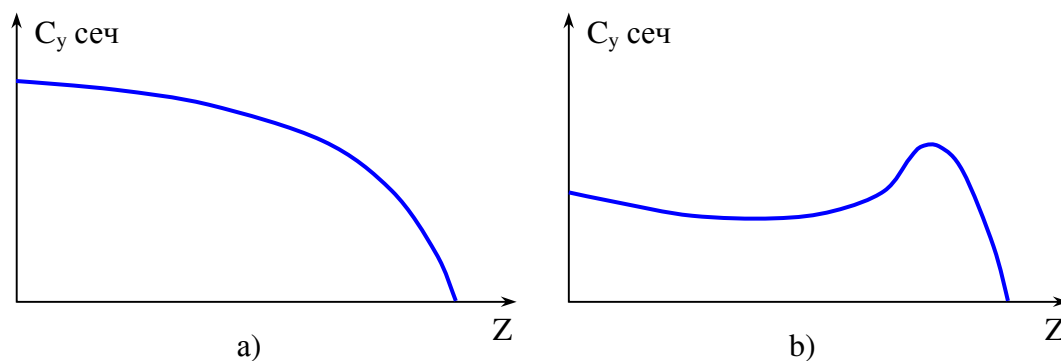


**Рис. 8.343.** Распределение коэффициента давления по сечениям, параллельным плоскости симметрии

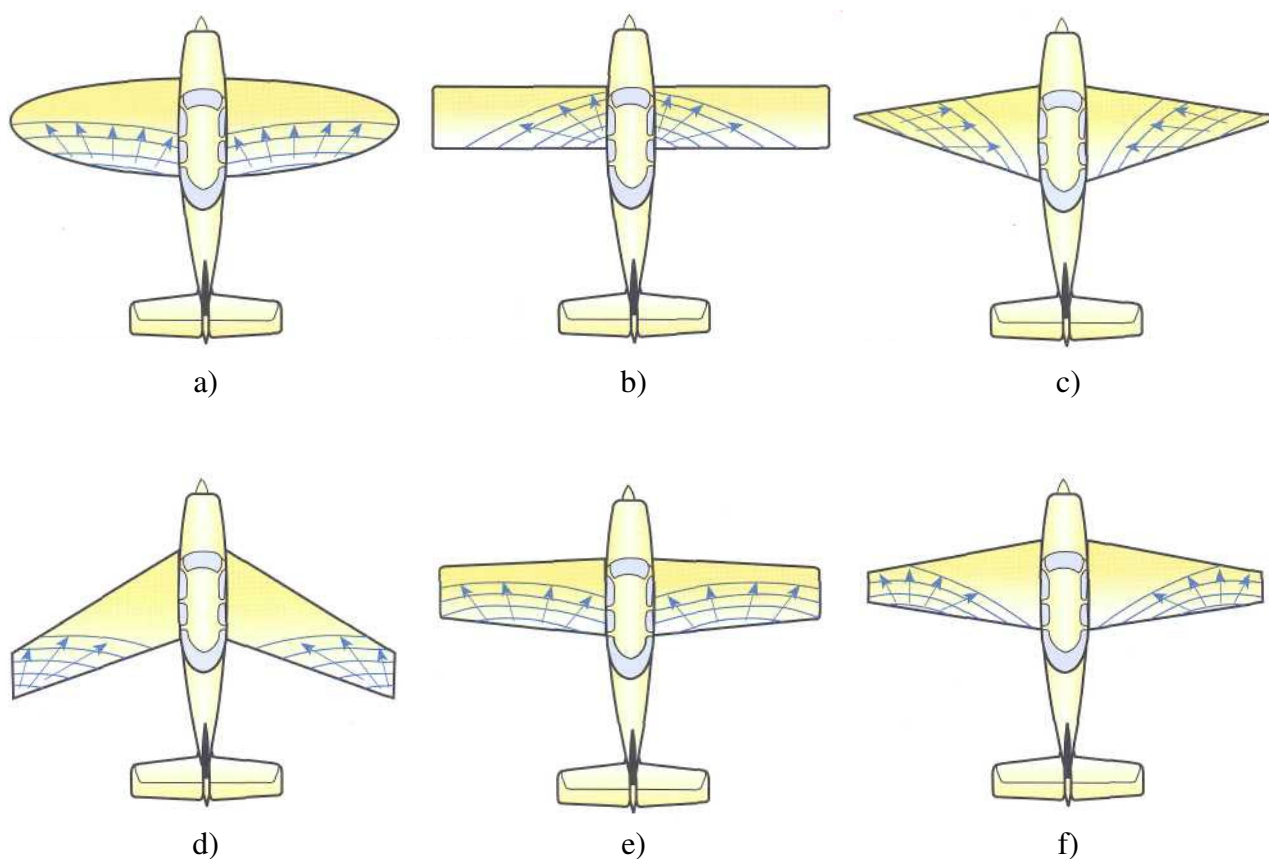
Наличие такого сложного обтекания стреловидного крыла определяет характер распределения давления на поверхности крыла (рис. 8.34). В отличие от крыла бесконечного размаха или прямого крыла большого удлинения, у которых давление распределяется примерно одинаково во всех сечениях, у стреловидного крыла давление меняется от сечения к сечению. В концевых сечениях крыла максимум разрежения смещен к хвостовой кромке (I на рис. 8.33). А в концевых сечениях наибольшее разрежение наблюдается ближе к передней кромке крыла (III на рис. 8.33) и степень разрежения выше, чем в других сечениях.

В центральной части полукрыла распределение давления занимает некоторое промежуточное значение (II на рис. 8.34). Такое различие в распределении коэффициента давления по хордам крыла обуславливает и различное распределение аэродинамической

нагрузки по размаху крыла. В результате при одном и том же угле атаки  $\alpha$  концевые сечения оказываются более нагруженные, чем корневые (рис. 8.35).



**Рис. 8.35.** Распределение аэродинамической нагрузки по сечениям для прямого (а) и стреловидного крыльев (b)



**Рис. 8.36.** Зоны зарождения срыва на крыльях различной конфигурации.

a - эллиптическое крыло; b - прямоугольное крыло; c - треугольное крыло;

d - стреловидное крыло; e - умеренное трапецевидное крыло;

f - крыло большой трапецевидности.



Такое различие в распределении давления по размаху крыла обуславливает начало отрыва пограничного слоя (срыв потока) в наиболее аэродинамически нагруженных частях:

- на прямом крыле в корневых сечениях;
- а на стреловидном – в концевых сечениях крыла.

Более ранний срыв потока в концевых сечениях стреловидного крыла провоцируется также стеканием пограничного слоя от середины к концам крыла, что ведет к утолщению пограничного слоя и его отрыву. Срыв потока на стреловидном крыле начинается на меньших углах атаки, чем на прямом, но с увеличением угла атаки распространяется более медленно, чем на прямом. На рис. 8.36 приведены зоны зарождения срыва для крыльев разной конфигурации.

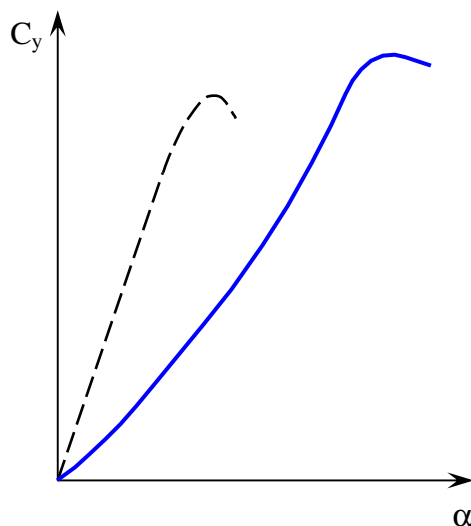
Центры давления в концевых сечениях стреловидного крыла смещаются вперед, а в корневых – назад, что приводит к изменению аэродинамического момента тангажа. При срыве воздушного потока подъемная сила на участке срыва резко снижается, что также приводит к изменению момента тангажа.

Увеличение стреловидности и сужения стреловидного крыла приводит еще к более яркому проявлению рассмотренных явлений.

### 8.10. Особенности обтекания крыла малого удлинения

Вертикальное и горизонтальное оперение самолета по сути своей являются крыльями малого удлинения. Основной особенностью крыльев малого удлинения является то, что перетекание через боковые кромки распространяется на значительную часть размаха и обуславливает создание сложного трехмерного потока и появлению сложного поля давлений по поверхности крыла.

Зависимость  $C_y = f(\alpha)$  у крыльев малых удлинений практически не имеет прямолинейного участка, характерного для крыльев больших удлинений (рис. 8.37). Такая зависимость объясняется следующим образом. При малых углах атаки, благодаря интенсивному перетеканию через боковые кромки крыла, давления над и под крылом выравниваются, что приводит к уменьшению  $C_y$ . При сравнительно больших углах атаки на торцах крыла формируются очень мощные вихри, которые приводят к уменьшению давления на верхней поверхности крыла, а следовательно, к значительному увеличению  $C_y$ .



**Рис. 8.37.** Зависимость изменения коэффициентов  $C_y$  от угла атаки  $\alpha$  для крыльев большого и малого удлинения

----- крыло большого удлинения;  
 ————— крыло малого удлинения.

У крыла малого удлинения срыв потока наступает позже, и  $\alpha_{кр}$  значительно выше, чем у крыла большого удлинения. Затягивание срыва потока у крыла малого удлинения объясняется выравниванием давления вдоль хорд крыла над верхней поверхностью вследствие интенсивного перетекания через торцевые кромки крыла.

Индуктивное сопротивление у крыла малого удлинения в большей

степени зависит от формы крыла в плане и по своей величине больше, чем у крыла большого удлинения (при одинаковых значениях  $C_y$ ).

### 8.11. Влияние сжимаемости среды

С увеличением скорости набегающего потока  $V_\infty$  увеличивается и местная скорость около профиля  $V_{мест}$ . Так как в точках минимального давления ( $C_{p(min)}$ ) местная скорость всегда больше  $V_\infty$ , то в этой точке местная скорость достигнет скорости звука. Скорость  $V_\infty$  при которой в какой либо точке на профиле достигает скорости звука ( $M_{мест}=1$ ) называется *критической скоростью*  $V_{кр}$ . Соответственно  $M_{кр} = \frac{V_{кр}}{a}$  называют *критическим числом* ( $M_{кр}$ ).

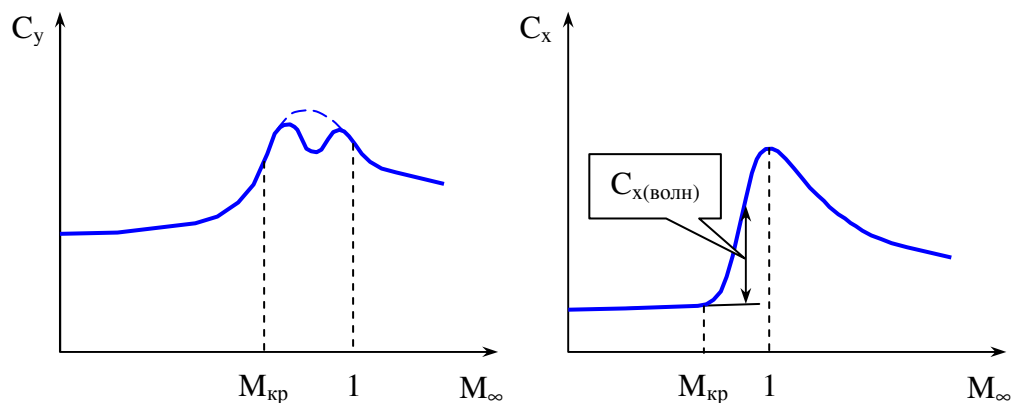
Можно выделить три режима обтекания:

1. **Дозвуковое обтекание** ( $M_\infty < M_{кр}$ ). Внешне картина обтекания при увеличении  $M_\infty$  до критического значения почти не изменяется. При этом режиме обтекания параметры обтекания с учетом сжимаемости:

$$V_{сж} = \frac{V_{несж}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}; \quad C_{y(сж)} = \frac{C_{y(несж)}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}};$$

$$m_{z(сж)} = \frac{m_{z(несж)}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}; \quad C_{xдавл(сж)} = \frac{C_{xдавл(несж)}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}.$$

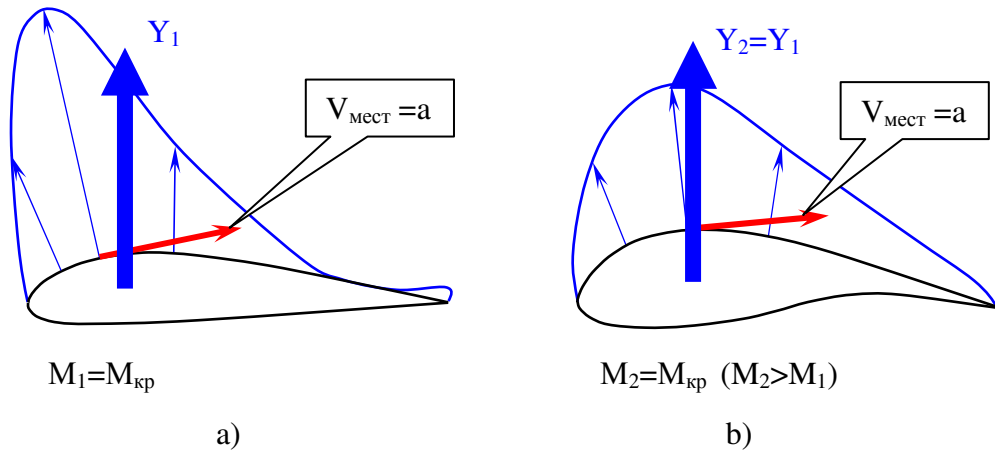
2. **Смешанное обтекание** ( $M_{кр} < M_\infty < 1$ ). При  $M_\infty = M_{кр}$  на верхней поверхности профиля местная скорость достигает скорости звука. Дальнейшее увеличение скорости  $V_\infty$  приведет к образованию области, в которой скорости будут сверхзвуковыми. Следовательно, появляется местный скачок уплотнения. Это оказывает влияние на аэродинамические характеристики профиля (рис. 8.38).



**Рис. 8.38.** Изменение аэродинамических коэффициентов профиля при постоянном угле атаки

По мере увеличения скорости область сверхзвукового обтекания расширяется, а скачок смещается к задней кромке профиля. Аэродинамический момент  $M_z$  может претерпевать резкие изменения и достигать большой величины.

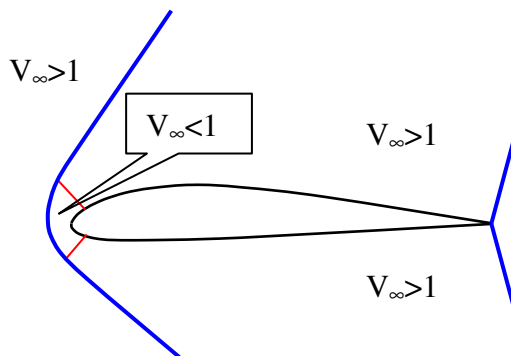
Поэтому при переходе через смешанные режимы (в случае сверхзвукового самолета) должны быть предусмотрены меры по его уменьшению и возможность его уравнивания органами управления. Резкое изменение давления на скачке создает условия для преждевременного срыва потока, что также ухудшает аэродинамические характеристики профиля. Для уменьшения волнового сопротивления профиля применяют суперкритический профиль (рис. 8.39).



**Рис. 8.39.** Простой (а) и суперкритический (б) профили

В гражданской авиации выигрыш в скорости не окупается экономически. Поэтому крыло с суперкритическим профилем делают толще, и  $M_{кр2} = M_{кр1}$ , но конструкция становится значительно легче. Это позволяет повысить полезную нагрузку самолета в целом.

3. **Сверхзвуковое обтекание ( $M_\infty > 1$ ).** При достижении  $M_\infty = 1$  местные скачки уплотнения достигают задней кромки профиля, а спереди образуется головной скачек (рис. 8.40). В начале головной скачек будет отсоединенным. И скорость



**Рис. 8.40.** Сверхзвуковое обтекание профиля

за ним будет еще дозвуковой. Поэтому такое обтекание нельзя считать сверхзвуковым. При некотором  $M_\infty > 1$  скачек “сядет” на переднюю кромку профиля (становится присоединенным). С этого момента обтекание профиля будет полностью сверхзвуковым. При таком режиме обтекания аэродинамические коэффициенты определяются по формулам:

$$C_y = \frac{4 \cdot a}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}; \quad C_x = \frac{4 \cdot a^2}{\sqrt{M_\infty^2 - 1}}.$$

При сверхзвуковом обтекании форма профиля уже не играет значительной роли в создании подъемной силы – распределения коэффициента давления над и под профилем по форме близки к прямоугольной. Поэтому для

сверхзвуковых самолетов используются специальные тонкие профили (например, ромбовидный).

## 8.12. Влияние качества на условия полета

Существенное влияние на продолжительность полета (или величину полезной нагрузки) будет оказывать качество<sup>1</sup> всего самолета в целом. Если взять два одинаковых самолета при одинаковых условиях полета ( $H_{пол}$ ,  $V_{пол}$ ,  $m_{ЛД}$  и др.), но с разным сопротивлением (рис. 8.41), то и качество этих самолетов будет разное, соответственно полеты будут отличаться на величину  $\Delta X$  (рис. 8.42).

Так высоты полета и массы самолетов одинаковые, то соответственно подъемные силы (коэффициенты  $C_y$ ) рассматриваемых самолетов будут одинаковые. Но сопротивления у них разные, следовательно, для поддержания одинаковой скорости полета во втором случае (самолет с большим сопротивлением) требуется большая тяга. И это приведет к повышенному расходу топлива. Следовательно, при одинаковом запасе топлива снижается дальность полета.

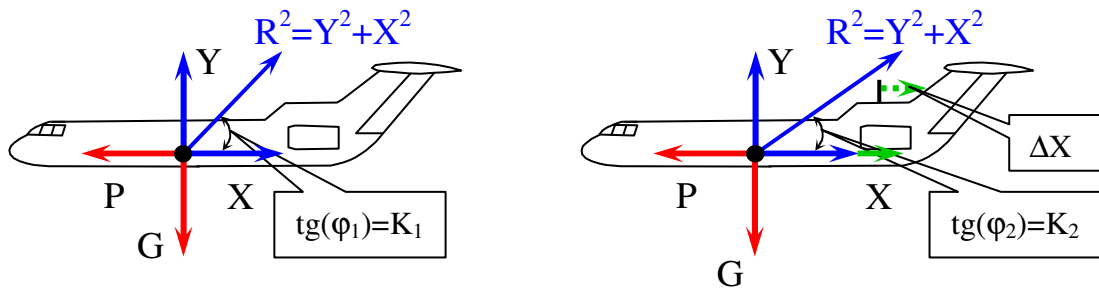


Рис. 8.41. Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете

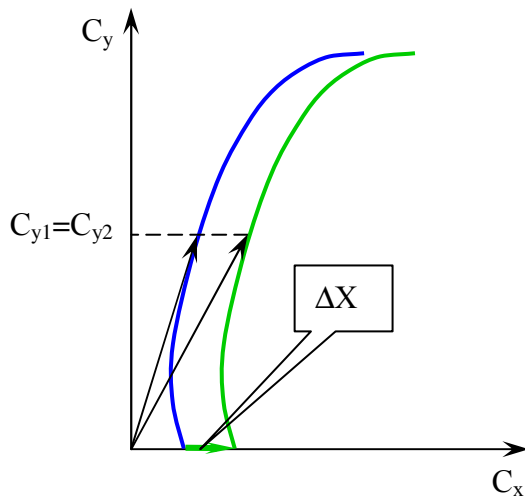


Рис. 8.42. Поляры самолетов с разным качеством при одинаковых условиях полета

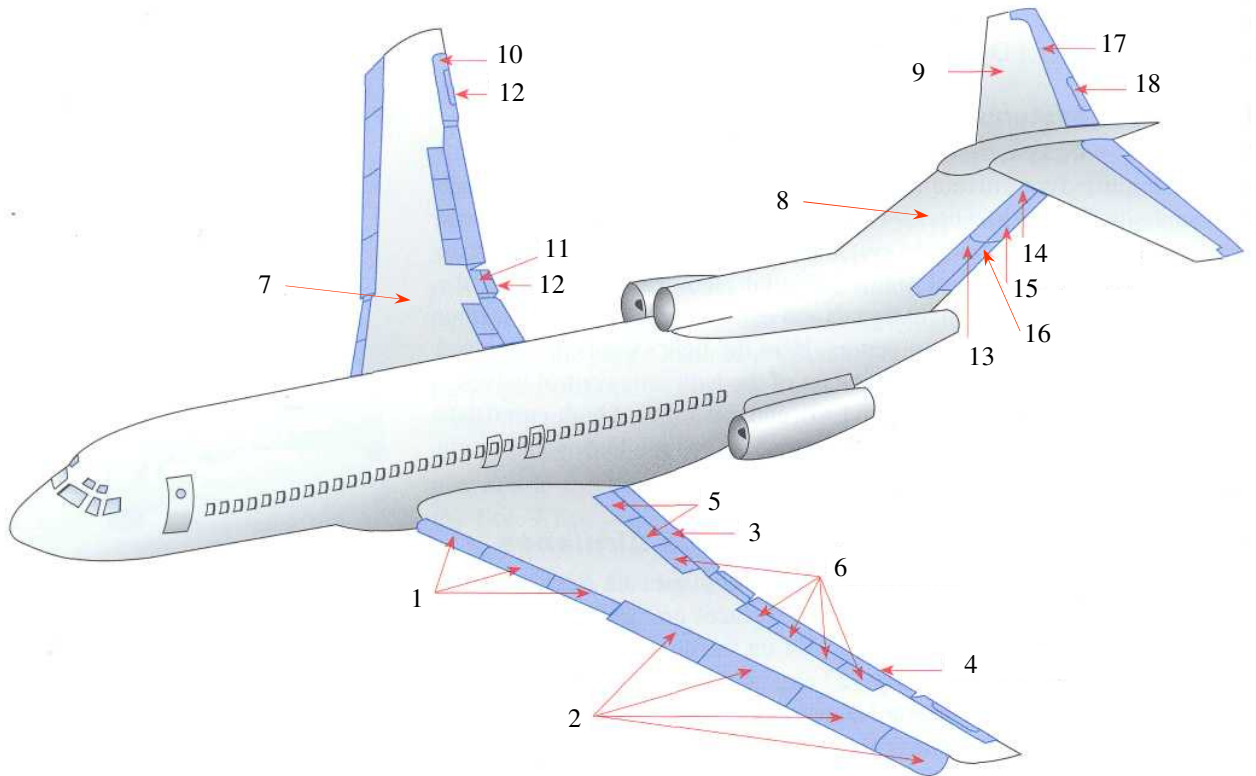
Если же необходимо обеспечить одинаковую дальность полета, то необходимо увеличивать запас топлива. При одинаковой массе самолетов, это можно сделать только за счет снижения полезной нагрузки. В условиях реальной эксплуатации существенное влияние на аэродинамические характеристики самолета (его качество) оказывают такие условия как:

- чистота поверхности самолета (загрязнение увеличивает сопротивление и снижает качество);
- обледенение самолета (искажается аэродинамика самолета, увеличивается вес самолета).

<sup>1</sup> Как рассматривалось ранее, качеством самолета (крыла) называется отношение его подъемной силы к суммарному сопротивлению:  $K = \frac{Y}{X} = \frac{C_y}{C_x}$ .

## 9. МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА

На рис. 9.1 приведены расположение элементов механизации крыла, стабилизации и управления самолетом.



**Рис. 9.1.** Расположение элементов механизации крыла, стабилизации и управления самолетом

Механизация крыла: 1 – внутренние секции предкрылка; 2 – внешние секции предкрылка; 3 – внутренний закрылок; 4 – внешний закрылок; 5 – интерцептор (наземный); 6 – интерцептор (полетный).

Элементы стабилизации самолета: 7 – крыло – стабилизация по крену; 8 – киль (вертикальное оперение) – стабилизация по курсу; 9 – стабилизатор (горизонтальное оперение) – стабилизация по высоте.

Элементы управления самолета: 10 – внешний элерон; 11 – внутренний элерон; 12 – триммер элерона; 13 – нижняя секция руля направления; 14 – верхняя секция руля направления; 15 – триммер руля направления; 16 – сервокомпенсатор руля направления; 17 – руль высоты; 18 – триммер руля высоты.

### 9.1. Назначение механизации крыла

Главным из отрицательных последствий срыва является ограниченная возможность уменьшения минимальной скорости полета самолета, при которой он может совершать горизонтальный полет. В горизонтальном полете вес самолета уравнивается подъемной силой:

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

Откуда следует, что минимальная скорость полета равна:

$$V_{min} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{C_{y(max)} \cdot \rho \cdot S}}.$$

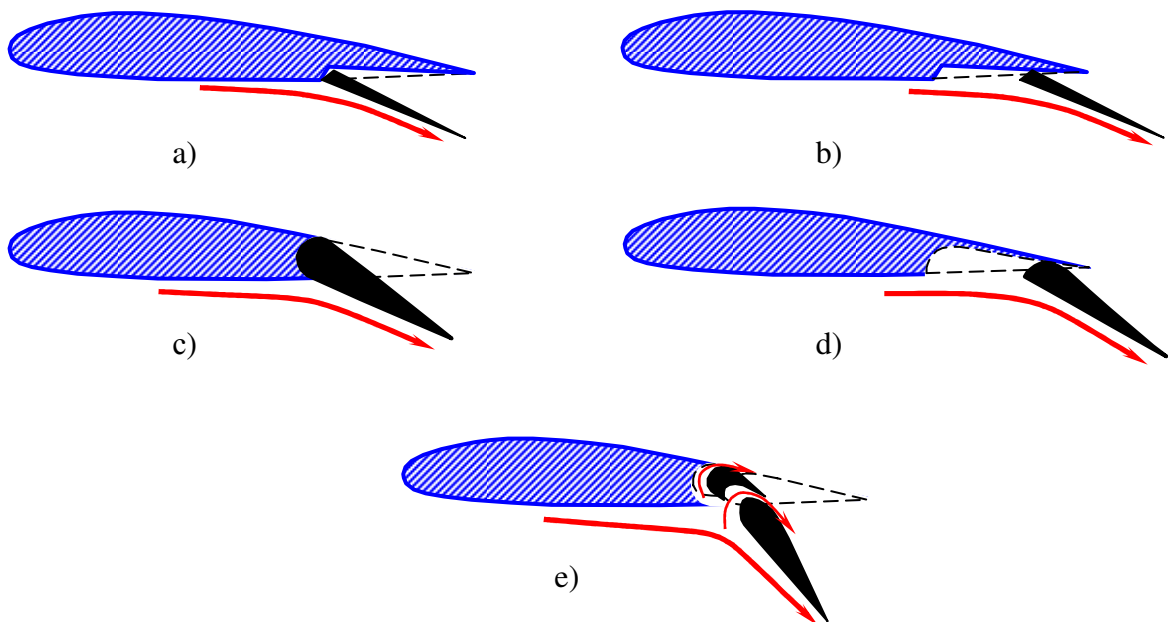
Для повышения безопасности полета и уменьшения длины взлетно-посадочных полос очень важно уменьшить минимальную скорость полета. Как следует из приведенной формулы, при заданном весе самолета  $G$  это можно достичь увеличением площади крыла, но это ведет к уменьшению максимальной скорости полета. Вторым решением снижения  $V_{min}$  является увеличение  $C_{y(max)}$ . Это можно получить путем увеличения кривизны (вогнутости) профиля и предотвращением раннего срыва.

Специальные конструктивные элементы, позволяющие увеличивать подъемную силу, называются *механизацией крыла*. К механизации крыла относятся:

- закрылки;
- предкрылки;
- интерцепторы.

## 9.2. Закрылок

*Закрылком* называется отклоняющаяся вниз или выдвигающаяся и одновременно отклоняющаяся хвостовая часть крыла. На рис. 9.2 приведены различные конструктивные решения закрылка.

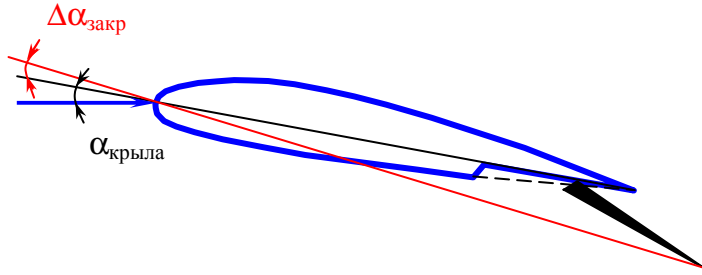


**Рис. 9.2.** Конструктивные решения закрылков

*a* – отклоняемый щиток; *b* – отклоняемый выдвижной щиток (закрылок Фаулера);  
*c* – отклоняемая хвостовая часть крыла; *d* – выдвижной закрылок; *e* – многощелевой выдвижной закрылок.

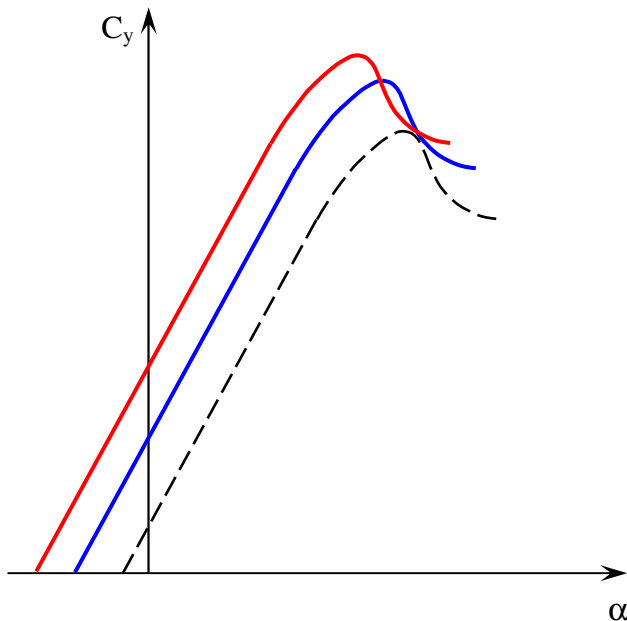
*Щитком-закрылком* (или просто щитком) называется отклоняющаяся часть нижней поверхности крыла у задней кромки (рис. 9.2 *a* и *b*). При отклонении простого щитка повышается давление на нижней поверхности крыла, кроме того, между щитком и крылом образуется разрежение, куда засасывается пограничный слой с верхней

поверхности крыла. Все это приводит к росту  $C_y$ . При простом отклонении закрылка



**Рис. 9.3.** Изменение угла атаки крыла с выпущенным закрылком

между секциями закрылка. При отклонении этого вида закрылка кроме кривизны профиля изменяется и площадь крыла. Но эффективность такой конструкции выше всех других. Это объясняется тем, что за счет перепада давлений над и под крылом формируется перетекание воздуха через щели закрылка. За счет профильной щели воздушный поток ускоряется, повышая скорость в пограничном слое на верхней поверхности крыла. Это позволяет затянуть срыв пограничного слоя на профиле, и допускает отклонять закрылок на больший угол, повышая  $C_y$  крыла. Что еще больше снижает скорость взлета или посадки самолета. Хорда закрылка обычно не превышает 20÷25% хорды крыла, так как с



**Рис. 9.4.** Эффективность закрылка  
 - - - - - закрылок убран;  
 ————— закрылок выпущен на угол  $\Delta_1$ ;  
 ————— закрылок выпущен на угол  $\Delta_2 > \Delta_1$ .

коэффициента подъемной силы необходимо, чтобы коэффициент сопротивления был как можно меньше. Поэтому при взлете угол отклонения закрылка всегда меньше, чем при посадке.

увеличивается кривизна профиля, что приводит к увеличению угла атаки крыла (рис. 9.3), что приводит к росту  $C_{y(max)}$ .

При отклонении выдвижного щитка (со скользящим шарниром) несколько увеличивается и площадь крыла, что дает дополнительное увеличение подъемной силы.

Многосекционный щелевой выдвижной закрылок (рис. 9.2 е) имеет профилированные щели

дальнейшим увеличением отношения  $b_2/b$  эффективность закрылка повышается незначительно. Как правило, закрылки занимают около 60% размаха крыла. Так часть крыла занимают органы управления креном – элероны.

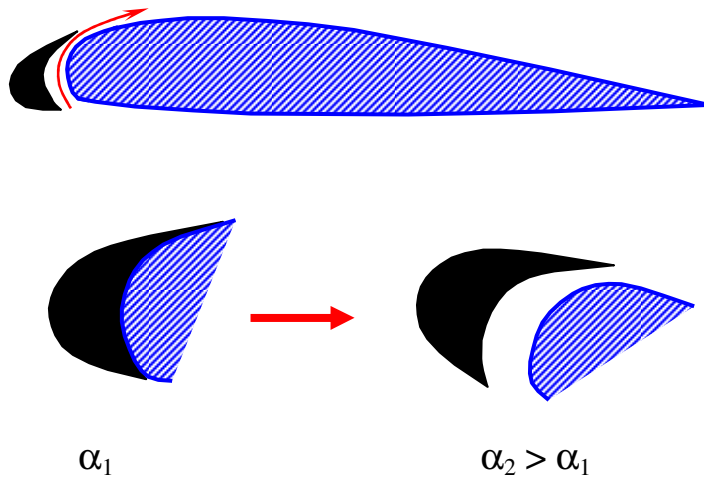
На рис. 9.4 приведено сравнение зависимостей изменения коэффициента  $C_y$  крыла с убраным и выпущенным закрылком.

Следует отметить, что при больших углах отклонения закрылка, наряду с увеличением коэффициента подъемной силы, также увеличивается коэффициент сопротивления крыла. А это, в свою очередь, влияет на величину качества крыла. Качество крыла с отклоненным закрылком всегда меньше, чем с убраным закрылком. Увеличение коэффициента сопротивления играет положительную роль при посадке самолета, так как это уменьшает величину пробега после посадки. Однако при взлете наряду с увеличением



### 9.3. Предкрылок

*Предкрылком* называется небольшое крылышко, располагаемое вдоль передней кромки основного крыла (рис. 9.5). Когда предкрылок выдвинут, между ним и крылом



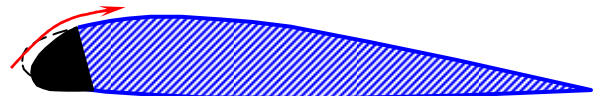
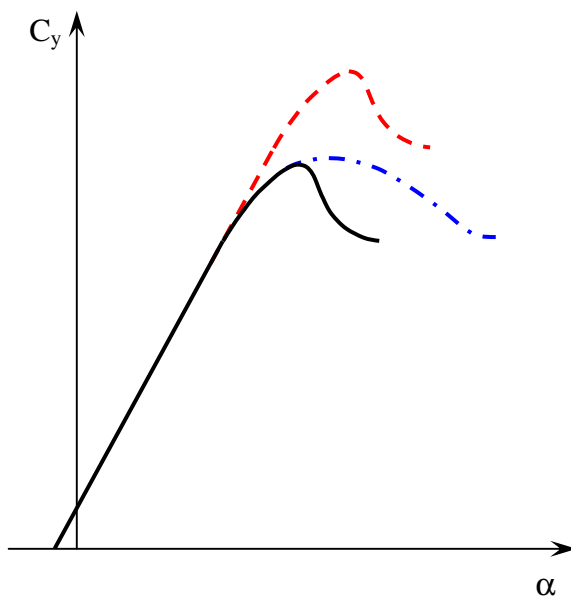
**Рис. 9.5.** Предкрылок крыла

образуется профилированная щель. Входящий в эту щель снизу воздух выходит на верхнюю поверхность как из сужающегося сопла. Скорость воздуха в пограничном слое увеличивается, и точка отрыва пограничного слоя сдвигается вниз по потоку, благодаря чему увеличиваются критический угол атаки и коэффициент максимальной подъемной силы крыла (рис. 9.6). У некоторых крыльев предкрылок может выдвигаться автоматически при достижении определенных углов атаки.

Предкрылок, установленный по всему размаху, увеличивает  $C_{y(max)}$  и  $\alpha_{кр}$  примерно на 50%. Но

использовать этот прирост затруднительно, так как для обеспечения такого большого угла атаки при посадке потребовалась бы слишком высокая передняя стойка шасси. Достаточно часто предкрылок применяется на концах крыла для предотвращения концевой срыва.

У тонких крыльев с малым радиусом закругления носка крыла срыв потока начинается при малых углах атаки. Для предотвращения такого срыва применяется носовой щиток или отклоняющаяся передняя кромка крыла (рис. 9.7).



**Рис. 9.7.** Отклоняемая передняя кромка крыла

**Рис. 9.6.** Влияние предкрылка на обтекание крыла

- без предкрылка;
- - - предкрылок по всему размаху крыла;
- · - · предкрылок на концах крыла.

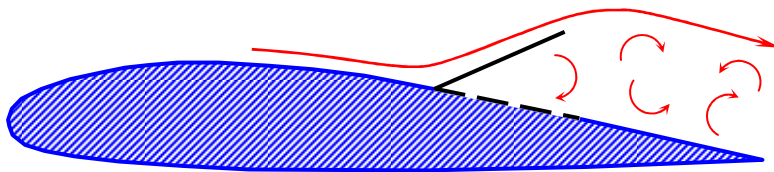


Отклонение передней кромки крыла (носового щитка) приводит к более плавному обтеканию верхней поверхности крыла, к затягиванию срыва. Эффективность этого элемента зависит от формы крыла, относительной хорды и угла отклонения носка.

Кроме этого, при выпуске предкрылков центр давления крыла смещается вперед. Пикирующий момент, возникающий при выпуске закрылков, уменьшается.

#### 9.4. Интерцептор

*Интерцептор* или прерыватель потока представляет собой узкую плоскую или слегка искривленную пластину, расположенную вдоль размаха крыла (рис. 9.8). Интерцептор вызывает турбулизацию или срыв потока за интерцептором в зависимости от угла отклонения интерцептора. Это явление сопровождается перераспределением



**Рис. 9.7.** Интерцептор крыла

давления по крылу. При этом давление существенно изменяется не только на той стороне крыла, где выдвинуты интерцепторы, но и на противоположной. Чаще всего интерцептор располагается на верхней поверхности крыла. Перераспределение давления, вызванное интерцептором,

приводит к уменьшению  $C_y$  и увеличению  $C_x$  крыла, резко падает качество крыла. На малых скоростях интерцептор используется вместо элеронов, мало эффективных при больших углах атаки. При выдвижении интерцептора только на одном полукрыле, подъемная сила этого полукрыла уменьшается. Возникает кренящий момент – интерцептор работает как элерон.

## 10. АЭРОДИНАМИКА ЧАСТЕЙ САМОЛЕТА

### 10.1. Характеристика органов управления

Оперение летательного аппарата предназначено для стабилизации полета. Аэродинамические рули обеспечивают управление полетом (см. рис. 9.1). Руль направления располагается на вертикальном оперении (киле), руль высоты расположен на горизонтальном оперении (стабилизаторе). Рули имеют незначительную площадь и создают небольшие аэродинамические силы. Но благодаря большому плечу относительно центра масс самолета, создают аэродинамические моменты, способные уравновесить суммарный момент от всех остальных частей самолета.

На самолетах традиционной компоновочной схемы *горизонтальное оперение* (ГО) расположено в хвостовой части фюзеляжа, а на самолетах типа “утка” – перед крылом.

*Неподвижный стабилизатор* жестко связан с фюзеляжем самолета и часто имеет постоянный угол установки относительно строительной горизонтали самолета.

*Подвижный стабилизатор* с изменяемым углом установки в полете используется для балансировки с учетом изменения массы самолета в полете.

*Дифференциальный стабилизатор* состоит из двух половин и обеспечивает продольную балансировку самолета, а также управление продольным движением при отклонении обеих половин на одинаковый угол на одинаковый угол вверх или вниз. При отклонении половин стабилизатора на разные углы осуществляется управление самолетом в боковом движении (относительно осей  $OX$  и  $OY$ ).

По месту расположения ГО разделяется на:

- *Низкорасположенное ГО* в полете постоянно находится в возмущенном воздушном потоке и только при больших углах атаки может выйти из его. Значительное влияние на характер обтекания такого оперения оказывает скос потока за крылом.
- *Высокорасположенное ГО* (см. рис. 9.1) в полете находится в невозмущенном крылом потоке и только при выходе на большие углы атаки может попасть в воздушный поток, возмущенный крылом.

Отклонение руля высоты вниз (угол отклонения  $\delta_\delta$  положителен) или вверх (угол отклонения  $\delta_\delta$  отрицателен) приводит к перераспределению давления по поверхности ГО, к изменению значения и направления подъемной силы оперения.

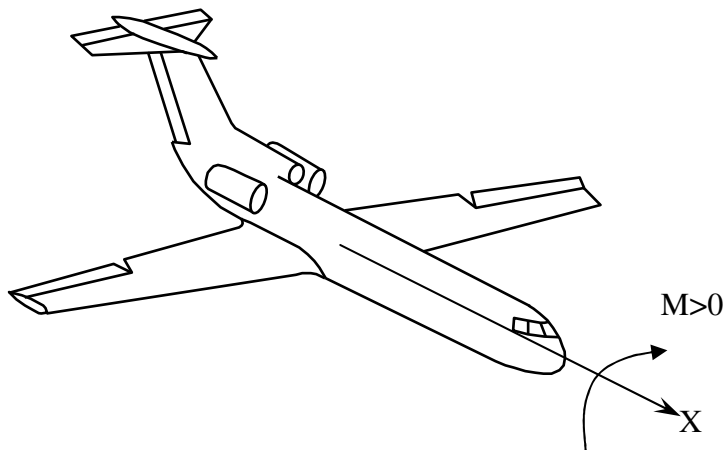
*Вертикальное оперение* (ВО) состоит из жестко связанного с фюзеляжем киля и руля направления. Принцип работы такой же, как и у ГО. Отклонение руля направления вправо ( $\delta_n > 0$ ) или влево ( $\delta_n < 0$ ) приводит к созданию аэродинамического момента относительно оси  $OY$ .

*Аэродинамический момент рыскания*, создаваемый ВО, возникает также при появлении угла скольжения (несимметричного обтекания). Равнодействующая аэродинамических сил на ВО, приложенная в центре давления ВО, создает также аэродинамический момент относительно продольной оси  $OX$  (аэродинамический момент крена).

Для повышения эффективности ВО необходимо увеличить его площадь. Для этого на некоторых самолетах перед килем устанавливают *форкиль*, представляющий собой гребень переменной стреловидности, идущий от киля вдоль верхней образующей фюзеляжа. С этой же целью могут применяться *подфюзеляжные гребни*.

Горизонтальное и вертикальное оперение самолета набирается из симметричных профилей и, как правило, имеет трапецевидную или стреловидную форму.

Элероны служат для управления самолетом по углу крена. Кинематическая схема системы управления элеронами выполнена так, что при повороте штурвала один из них отклоняется вверх, а другой вниз.



**Рис. 10.1.** Создание положительного крена самолета

За положительное отклонение элеронов принято такое, при котором правый элерон отклоняется вниз (рис. 10.1).

Отклонение элеронов вызывает изменение лобового сопротивления. Разность сил лобового сопротивления создает аэродинамический момент относительно оси  $OY$ , под действием которого самолет может развернуться в сторону полукрыла с опущенным элероном. Для устранения этого недостатка применяется дифференциальное управление

элеронами, при котором элероны отклоняются вверх на угол, больший, чем при отклонении противоположного элерона вниз.

## 10.2. Шарнирные моменты рулей

Момент действующих на руль аэродинамических сил относительно оси вращения этого руля называют *шарнирным моментом*. Именно этот момент должен уравнивать пилот, прикладывая усилие к системе управления для удержания руля в нужном положении. Положительным считается момент, отклоняющий руль вниз. С увеличением площади руля или скорости полета шарнирный момент интенсивно растет. На современных самолетах, имеющих большие площади рулевых поверхностей и летающих на больших скоростях, требуемые усилия на органах управления превышают мускульные возможности пилота при ручном управлении. Для уменьшения усилия усилий на рычагах управления применяются усилители (механические или гидравлические) и другие системы автоматики. На самолетах с ручным управлением для уменьшения усилий применяются различные средства аэродинамической компенсации шарнирных моментов рулей.

### Компенсация шарнирных моментов.

Существует несколько видов аэродинамической компенсации:

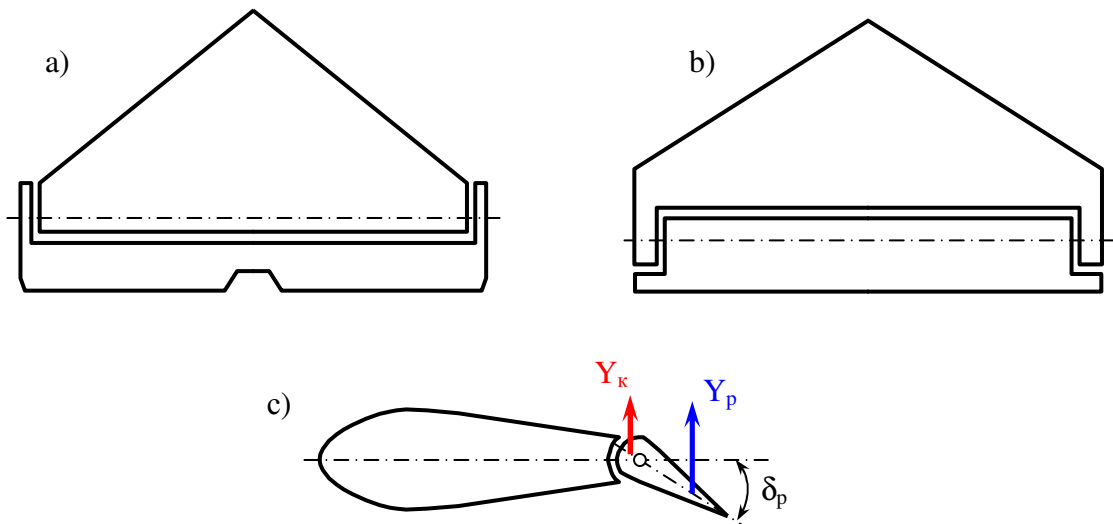
- роговая;
- осевая;
- внутренняя;
- сервокомпенсация;
- триммер и серворуль.

Действие всех видов аэродинамической компенсации сводится к тому, что часть аэродинамической силы на руле создает момент, противоположно направленный шарнирному моменту.

*Роговая аэродинамическая компенсация* осуществляется при помощи компенсатора, представляющего собой часть рулевой поверхности, расположенной

впереди оси вращения (шарнира) у внешнего края руля (рис. 10.2 а). Площадь рогового компенсатора равна 8-12% площади руля.

*Осевая аэродинамическая компенсация* выполняется с помощью осевого компенсатора – части руля, расположенной впереди оси вращения по осевой длине руля (рис. 10.2 б). Относительная площадь осевого компенсатора равна 10-30% площади руля.

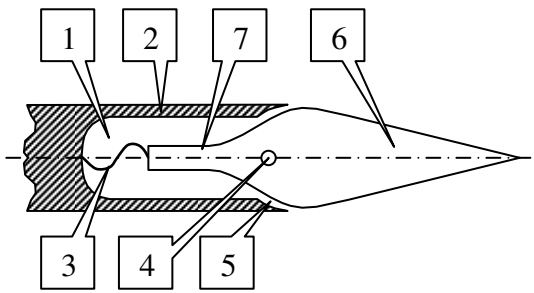


**Рис. 10.2.** Роговая (а), осевая (б) компенсация шарнирных моментов руля и принцип работы компенсатора (с)

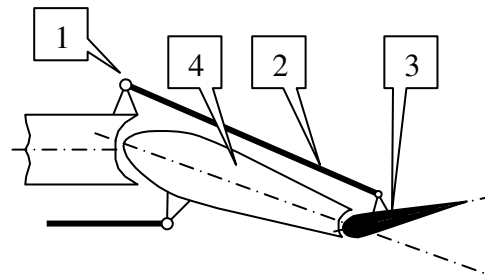
При больших отклонениях руля с осевой компенсацией передняя кромка его может выйти за очертания профиля стабилизатора (киля, крыла). В этом случае возникает дополнительный компенсирующий момент, который может превышать момент руля, что приведет к обратным усилиям на рычаге управления. При очень большом отклонении и возникновении больших углов атаки или скольжения может развиваться срыв потока на управляющей поверхности. При этом под действием компенсирующего момента руль может отклониться в крайнее положение. Для его возвращения может потребоваться усилие на рычаге управления, находящееся за пределами физических возможностей пилота. Такое явление называется перекомпенсацией органа управления.

*Внутренняя аэродинамическая компенсация* применяется преимущественно на элеронах и представляет собой осевой компенсатор большой относительной площади, помещенный в камеру с узкими щелями (рис. 10.3). Камера разделена герметичной гибкой перегородкой. Носок элерона находится под действием разности давлений, которые устанавливаются на данном режиме полета в обеих полостях камеры. Площадь компенсатора может составлять до 40% площади элерона. Преимуществом такого компенсатора является незначительное увеличение лобового сопротивления.

*Сервокомпенсатор* 3 (рис. 10.4) – часть руля 4, расположенная у хвостовой его кромки и отклоняющаяся одновременно с отклонением руля. Сервокомпенсатор соединен тягой 2 с неподвижным кронштейном 1, расположенном на киле (стабилизаторе, крыле). При отклонении руля сервокомпенсатор отклоняется в сторону, противоположную отклонению руля. Площадь сервокомпенсатора составляет 6-8% площади руля.

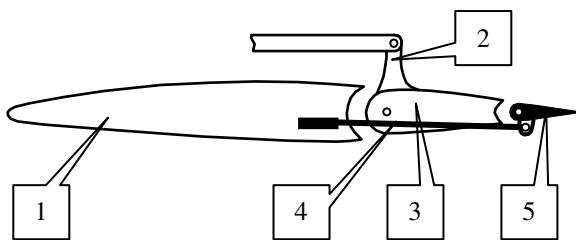


**Рис. 10.3. Внутренний аэродинамический компенсатор**  
1 – камера; 2 – крыло; 3 – гибкая герметическая перегородка; 4 – ось вращения; 5 – щели; 6 – элерон; 7 – компенсатор.

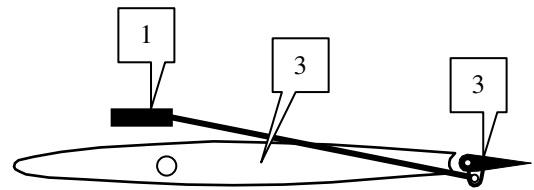


**Рис. 10.4. Схема сервокомпенсатора**  
1 – неподвижный кронштейн; 2 – тяга; 3 – сервокомпенсатор; 4 – руль.

**Триммер** (рис. 10.5) – вспомогательная поверхность, устанавливаемая в хвостовой части руля так же, как и сервокомпенсатор. Триммер, в отличие от сервокомпенсатора, кинематически не связан с неподвижной частью крыла или оперения. Управляется пилотом независимо от основного руля.



**Рис. 10.5. Схема триммера**  
1 – неподвижная поверхность (крыло, киль, стабилизатор); 2 – привод руля; 3 – рулевая поверхность; 4 – привод триммера; 5 – триммер.



**Рис. 10.6. Схема серворуля**  
1 – привод серворуля; 2 – рулевая поверхность; 3 – серворуль.

**Серворуль** (рис. 10.6) соединен жесткой проводкой с рычагом управления. С основным рулем проводка управления соединяется шарнирно и усилий на него не передает. Под действием аэродинамических сил, возникающих на серворуле, отклоняется свободно навешенный на ось основной руль. Основной руль отклоняется до тех пор, пока шарнирные моменты серворуля и основного руля не станут равными. Усилия для отклонения серворуля значительно меньше, чем для поворота основного руля, площадь которого в несколько раз больше площади серворуля.

### 10.3. Характеристика фюзеляжа

Размеры фюзеляжа самолета ГА определяется размещением в нем пассажиров и грузов. Форма фюзеляжа должна быть такой, чтобы при заданных объеме и размерах обеспечить наименьшее лобовое сопротивление. Такими требованиями в большей степени отвечают тела близкие по форме к телам вращения. Для дозвуковых скоростей полета оптимальными будут тела вращения каплевидной формы с тупым закругленным носом и заостренной кормовой частью.

Основными геометрическими параметрами тела вращения являются:

- $L$  – полная длина;
- $L_{\text{г}}$ ,  $L_{\text{ц}}$ ,  $L_{\text{к}}$  – собственно длина головной, цилиндрической и кормовой частей;
- $D$  – диаметр наибольшего (миделевого) сечения;
- $S = \frac{\pi \cdot D^2}{4}$  – площадь миделевого сечения;
- $\lambda = \frac{L}{S}$  – удлинение тела вращения.

Тело вращения (фюзеляж) практически не обладает подъемной силой, но зато имеет существенную силу сопротивления.

#### 10.4. Аэродинамическая интерференция частей самолета

После определения аэродинамических характеристик отдельных частей самолета (крыло, оперение, фюзеляж и др.) можно найти его характеристики в целом. Однако нельзя обойтись простым суммированием, т.к. в результате соединения отдельных частей возникает их взаимное влияние (интерференция) друг на друга. Если вследствие взаимного влияния отдельных частей самолета его сопротивление уменьшается, а аэродинамическое качество увеличивается, то интерференция считается положительной. Если же имеет место обратное явление, то интерференция будет отрицательной.

Прежде всего необходимо учитывать, что часть крыла не находится в потоке (занято фюзеляжем). Кроме этого, в местах стыка крыла или оперения с фюзеляжем происходит утолщение пограничного слоя вследствие одновременного торможения потока на двух поверхностях. В задней (диффузорной) части стыка происходит расширение потока с повышением давления, то возникает преждевременный срыв потока и соответственно растет давление. На величину этого сопротивления влияет относительное расположение крыла (оперения) и фюзеляжа (мотогондолы) и формы их в местах стыка. Наилучшее сочетание крыло-фюзеляж имеет среднеплан, но при этом наибольшая площадь крыла находится вне потока, и максимально снижается его подъемная сила. Кроме этого, внутренний объем фюзеляжа не может быть использован для размещения полезной нагрузки (пассажиров или груза).

Когда рассматривают сопротивление всего самолета в целом, то коэффициенты сопротивления отдельных частей приводят к характерной площади – площади крыла  $S_{\text{кр}}$ . Тогда коэффициент сопротивления самолета будет равно:

$$C_{x\Sigma} = C_{x(\text{кр})} + C_{x(\text{го})} \frac{S_{\text{го}}}{S_{\text{кр}}} + C_{x(\text{во})} \frac{S_{\text{во}}}{S_{\text{кр}}} + C_{x(\text{ф})} \frac{S_{\text{ф(мид)}}}{S_{\text{кр}}} + \dots + C_{x(\text{инер})}.$$

Рассмотрим основные достоинства и недостатки различных схем взаимного расположения крыла и фюзеляжа:

##### 1. Самолет низкоплан.

###### Преимущества:

- позволяет получить улучшенные взлетно-посадочные характеристики за счет более эффективного использования эффекта экрана земли;
- увеличение площади механизации за счет подфюзеляжной части крыла;
- улучшение характеристик боковой устойчивости;
- снижение массы узлов крепления фюзеляжа и крыла;
- облегчение обслуживания узлов и агрегатов, расположенных на крыле.

Недостатки:

- за счет интерференции крыла и фюзеляжа снижение  $C_{y(max)}$  и увеличение  $C_x$ ;
- снижение аэродинамического качества самолета;
- конструктивная сложность установки на крыле двигателя с винтом;
- при расположении двигателей на крыле повышается вероятность попадания посторонних предметов в проточную часть двигателя при взлете или посадке.

2. *Самолет среднеплан.*Преимущества:

- наилучшая интерференция частей самолета.

Недостатки:

- резкое снижение экономической эффективности при применении в ГА (крыло занимает часть объема фюзеляжа).

3. *Самолет высокоплан.*Преимущества (в сравнении с низкопланом):

- при прочих равных условиях аэродинамическое качество высокоплана на  $4\div 5\%$  выше (за счет уменьшения интерференции);
- характеристики продольной устойчивости при больших углах атаки;
- при расположении двигателей на крыле снижается вероятность попадания посторонних предметов в проточную часть двигателя при взлете или посадке, возможность установки двигателя с винтом;
- упрощение загрузки – разгрузки транспортного самолета.

Недостатки:

- ухудшение характеристик боковой устойчивости на больших углах атаки (когда ВО попадает в спутную струю от крыла) и это вызывает необходимость увеличения площади ВО до 30%;
- большая масса конструкции.

## 11. ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ ВОЗДУШНЫХ ВИНТОВ

### 11.1. Геометрические и кинематические характеристики винта

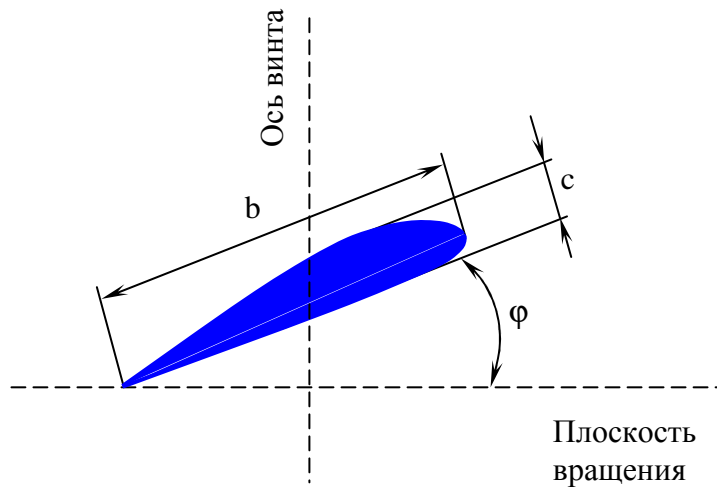
Воздушные винты применяются либо для создания тяги (винт самолета), либо для получения одновременно подъемной силы и тяги (несущий винт вертолета).

Основные геометрические характеристики винта являются:

- $D = 2R$  – диаметр винта;
- $k$  – число лопастей;
- $\varphi$  – угол установки лопастей, т.е. угол между хордой сечения и плоскостью вращения винта (рис. 11.1);
- $\bar{r} = \frac{r}{R}$  – относительный радиус сечения.

Форма лопасти характеризуется изменением вдоль лопасти:

- $\bar{b} = \frac{b}{R}$  – относительная ширина;
- $\bar{c} = \frac{c}{b}$  – относительная толщина;
- $\varphi_{кр} = \varphi(r)$  – крутки лопасти;
- форма профиля в каждом сечении.



**Рис. 11.1.** Геометрические характеристики лопасти

Под углом установки винта  $\varphi^*$  обычно принимают угол установки в характерном сечении лопасти (обычно при  $\bar{r} = 0,7 \div 0,8$ ). Под круткой лопасти тогда подразумевают зависимость:

$$\varphi_{кр} = \varphi(r) - \varphi^*,$$

т.е. определяют закрученность относительно характерного сечения.

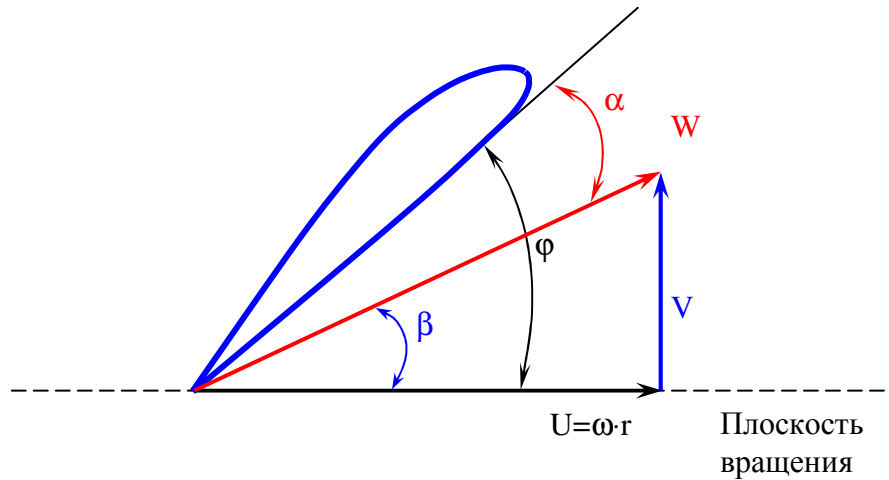
Геометрический угол атаки какого-либо сечения лопасти (рис. 11.2) равен:

$$\alpha = \varphi - \beta;$$



где  $\beta$  - угол притекания, который определяется из соотношения:

$$\operatorname{tg}(\beta) = \frac{V}{\omega \cdot r}.$$



**Рис. 11.2.** Угол атаки и угол притекания сечения

При уменьшении угла установки лопасти и при постоянных скоростях полета и скорости вращения, может возникнуть режим обратной тяги (сечений лопасти выйдет на отрицательные углы атаки).

Для винта в целом примем за соответствующую характеристику угол  $\beta$  на конце лопасти. Так как:

$$\operatorname{tg}(\beta)_{r=l} = \frac{V}{\omega \cdot R},$$

то вместо  $\operatorname{tg}(\beta)$  пользуются коэффициентом скорости:

$$\lambda = \frac{V}{D \cdot n_c},$$

который пропорционален:

$$\frac{V}{\omega \cdot R} = \frac{1}{\pi} \cdot \frac{V}{2 \cdot n_c \cdot R} = \frac{1}{\pi} \cdot \lambda.$$

Аэродинамические характеристики винта будут зависеть от режима его работы, характеризующегося величиной  $\lambda$ . Если аэродинамические характеристики крыла заданной формы зависят только от угла атаки  $\alpha$ , то аэродинамические характеристики воздушного винта будут зависеть от угла установки  $\varphi$  и коэффициента скорости  $\lambda$ . Обычно в расчетах используют безразмерные величины тяги и мощности:

- коэффициент тяги  $\bar{\alpha} = \frac{P}{\rho \cdot D^4 \cdot n_c^2}$ ;
- коэффициент мощности  $\bar{\beta} = \frac{75 \cdot N}{\rho \cdot D^5 \cdot n_c^3}$ ;

- коэффициент полезного действия  $\eta = \frac{\bar{\alpha}}{\bar{\beta}} \cdot \lambda$ .

Полные характеристики винта получают путем испытания его в аэродинамической трубе.

## 11.2. Основные режимы работы винта

Рассмотрим основные характеристики винта при фиксированном угле  $\varphi^*$  (рис. 11.3). При  $\lambda=0$  имеем режим работы винта на месте. В этом случае имеем  $\bar{\alpha} > 0$ ,  $\bar{\beta} > 0$ , а  $\eta = \frac{\bar{\alpha}}{\bar{\beta}} \cdot \lambda = 0$  (полезной работы винт не производит).

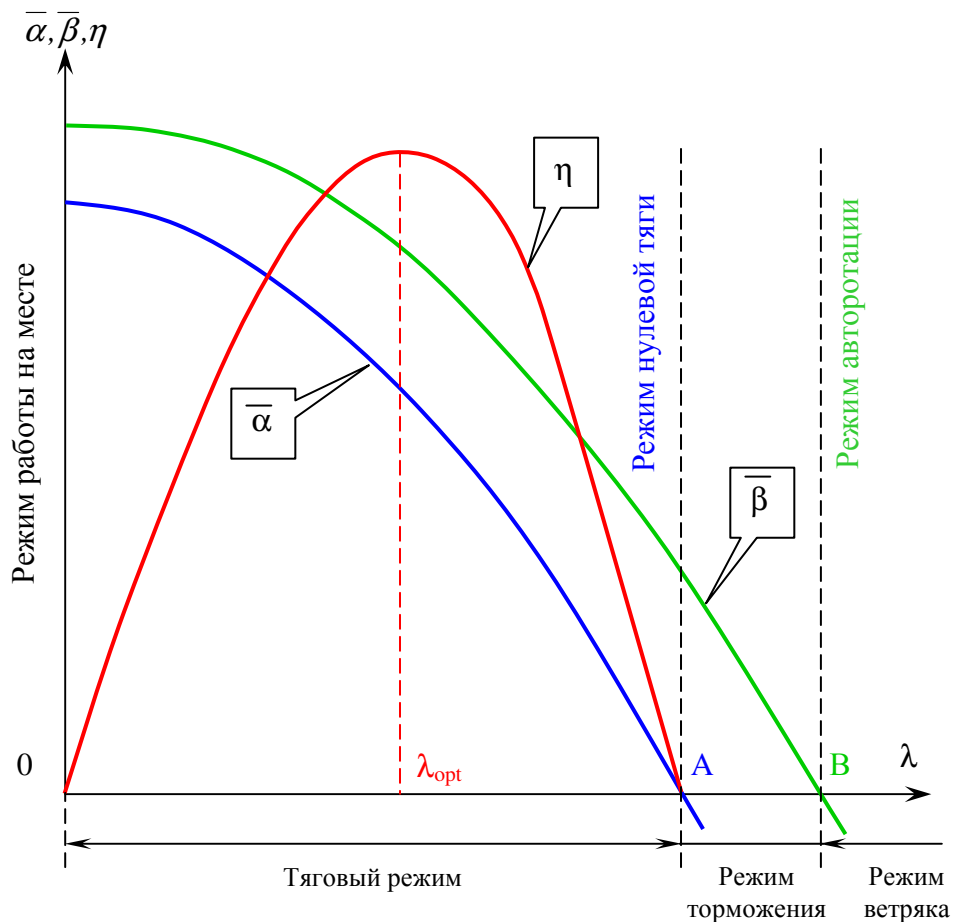


Рис. 11.3. Основные режимы работы винта

До точки A (исключая сами точки 0 и A) будет *тяговый режим* работы винта ( $\eta > 0$ ). При некотором значении  $\lambda_{opt}$  к.п.д. винта достигает максимального значения. В точке A тяга равна 0 и  $\eta = 0$ . Это режим нулевой тяги. От A до B будет режим отрицательной тяги (режим торможения). Точка B соответствует режиму авторотации

винта, т.к.  $\bar{\beta} = 0$ . Далее винт начинает работать уже как ветряк ( $\bar{\beta} < 0$ ), т.е. винт передает на вал двигателя энергию, получаемую от набегающего воздушного потока.

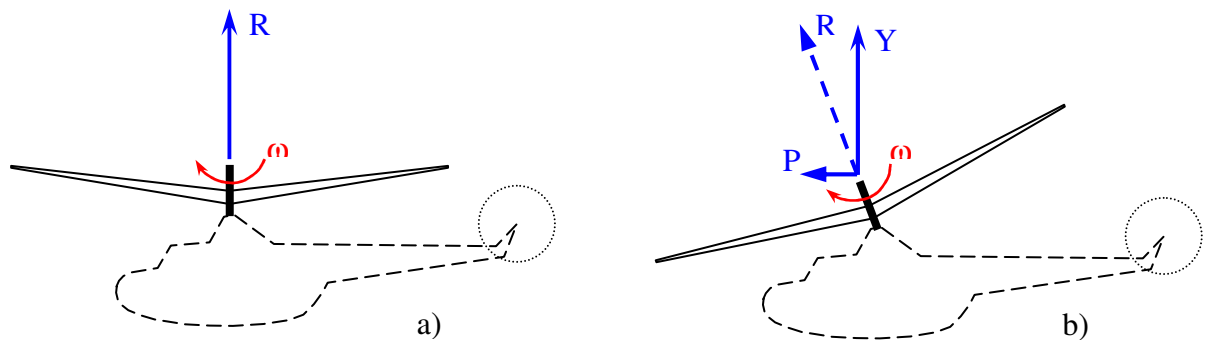
Такой характер изменения  $\bar{\alpha}$  и  $\bar{\beta}$  объясняется тем, что увеличение  $\lambda$  означает увеличение углов притекания  $\beta$ . Следовательно, при постоянном  $\varphi^*$  углы атаки сечений лопасти уменьшаются и могут стать отрицательными.

У современного винта лопасти винта в полете можно повернуть относительно их собственной оси и этим изменять угол установки. Такие винты называют *винтами изменяемого шага (ВИШ)*. Чтобы в полете винт не выходил на такой опасный режим, рычаг управления двигателем имеет специальный упор. Снимать рычаг управления двигателем с упора в полете категорически запрещено. Режим отрицательной тяги используется при пробеге самолета после посадки (с целью уменьшения длины пробега). При останове двигателя в полете, с целью уменьшения сопротивления остановленного винта, его лопасти переводят в положение по потоку (флюгируют). Тем самым уменьшается разворачивающий момент у многомоторных самолетов, облегчается управление самолетом.

### 11.3. Особенности аэродинамики несущего винта

*Несущим винтом* называют воздушный винт, используемый для создания вертикальной тяги (подъемной силы). Как правило, несущие винты имеют большой диаметр. Например, несущий винт вертолета Ми-26 (рис. 11.4) имеет диаметр 32 м.

На режиме висения вертолета или вертикального перемещения (скорость полета  $V=0$ ) несущий винт работает как обычный воздушный винт (рис. 11.5 а). При небольшом наклоне оси вращения винта возникает горизонтальная составляющая тяги (рис. 11.5 б). Винт начинает работать в режиме косой обдувки.



**Рис. 11.5.** Режимы обдувки несущего винта.  
а – прямая обдувка винта; б – косая обдувка винта.

1-радиолокатор, 2-кабина, 3-несущий винт, 4-двигатель, 5-вспомогательный двигатель, 6-главный редуктор, 7-сиденья, 8-дверь грузовой кабины, 9-угловой редуктор, 10-рулевой винт, 11-основное шасси, 12-носовое шасси.

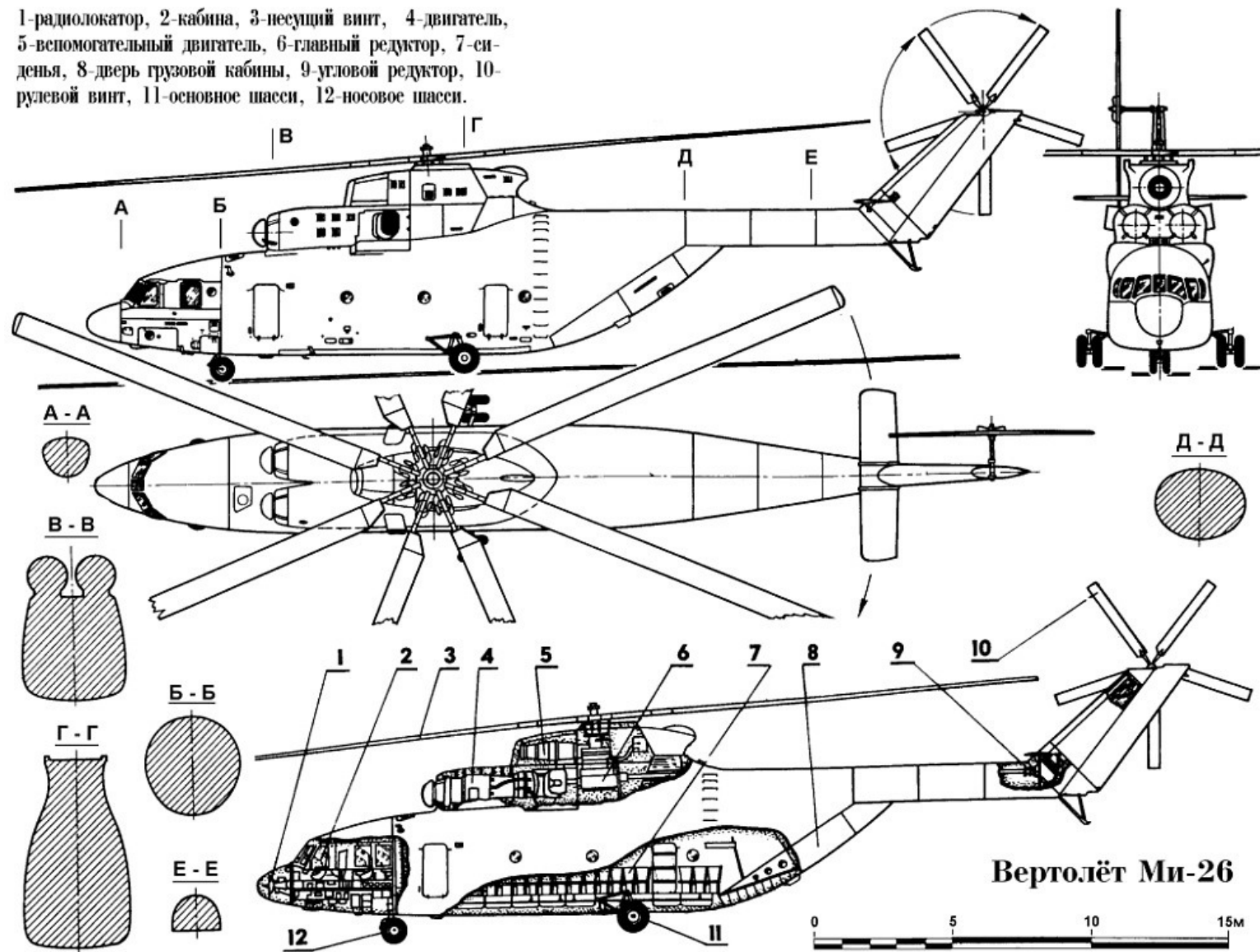
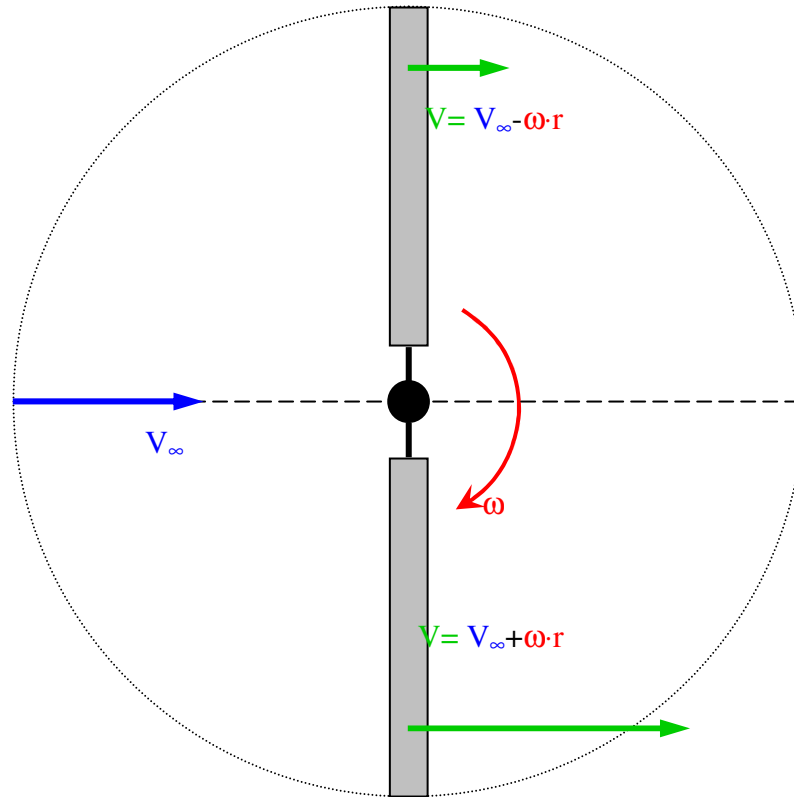


Рис. 11.4. Общая компоновка современного вертолета

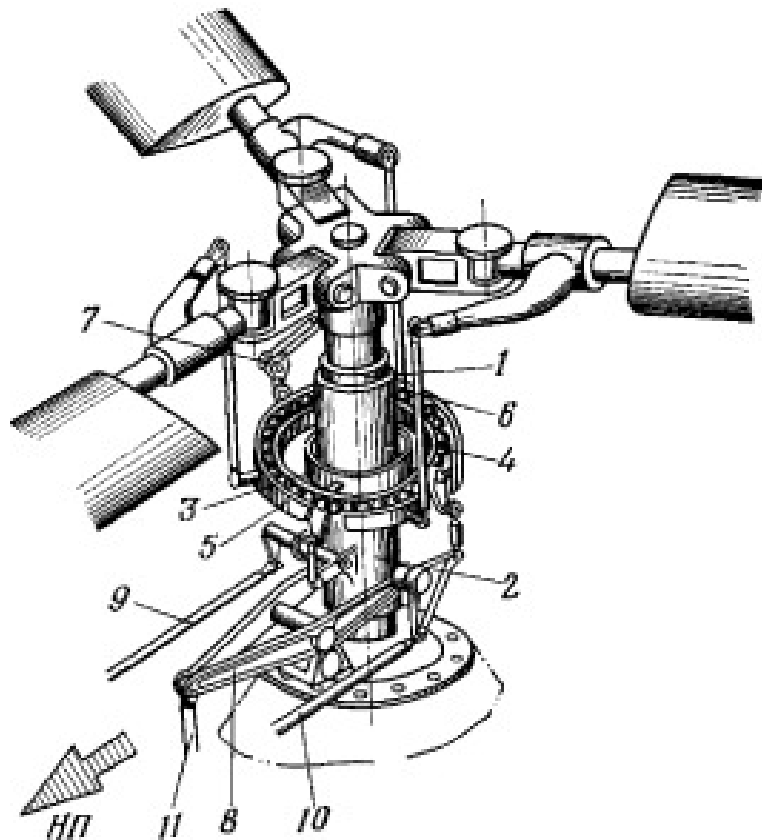
В косом потоке лопасть несущего винта находится в разных условиях в зависимости от ее углового положения (рис. 11.6). В одной половине ометаемого диска составляющая скорости набегающего потока в плоскости вращения винта складывается с окружной скоростью вращения. А в другой половине они имеют противоположные знаки.



**Рис. 11.6.** Лопасть несущего винта в косом потоке

Рассмотрим эту особенность работы винта более подробно.

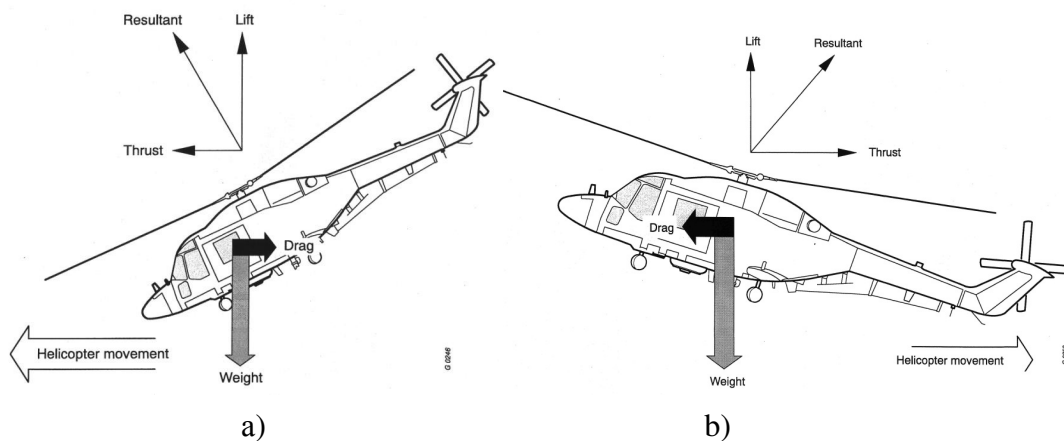
1. Все силы и моменты несущего винта являются периодически изменяющимися величинами, что требует специальных мер, уменьшающих тряску и вибрации вертолета. В связи этим лопасть винта крепится к втулке при помощи двух шарниров – горизонтального и вертикального. Горизонтальный шарнир разгружает лопасть от переменного изгиба в вертикальной плоскости, а вертикальный шарнир позволяет ослабить действие переменного крутящего момента (момент изгиба в плоскости вращения).
2. При кривой обдувке винта все силы и моменты дают составляющие по всем трем осям. В частности, возникает кренящий момент, так как в одной половине ометаемого диска лопасти работают более эффективно (подъемная сила на лопасти больше, чем в противоположной половине диска). Введение горизонтального шарнира позволило уменьшить кренящий момент. Для парирования оставшихся моментов используется автомат перекаса (рис. 11.7), который автоматически уменьшает углы установки более нагруженных лопастей и увеличивает их у диаметрально расположенных.



**Рис. 11.7.** Принципиальная схема автомата перекоса.

1 – направляющая ползуна; 2 – ползун; 3 – внутреннее кольцо кардана; 4 – наружное кольцо кардана; 5 – тарелка автомата перекоса; 6 – тяга поворота лопасти; 7 – поводок; 8 – рычаг ползуна; 9 – тяга продольного управления; 10 – тяга поперечного управления; 11 – тяга управления общим шагом.

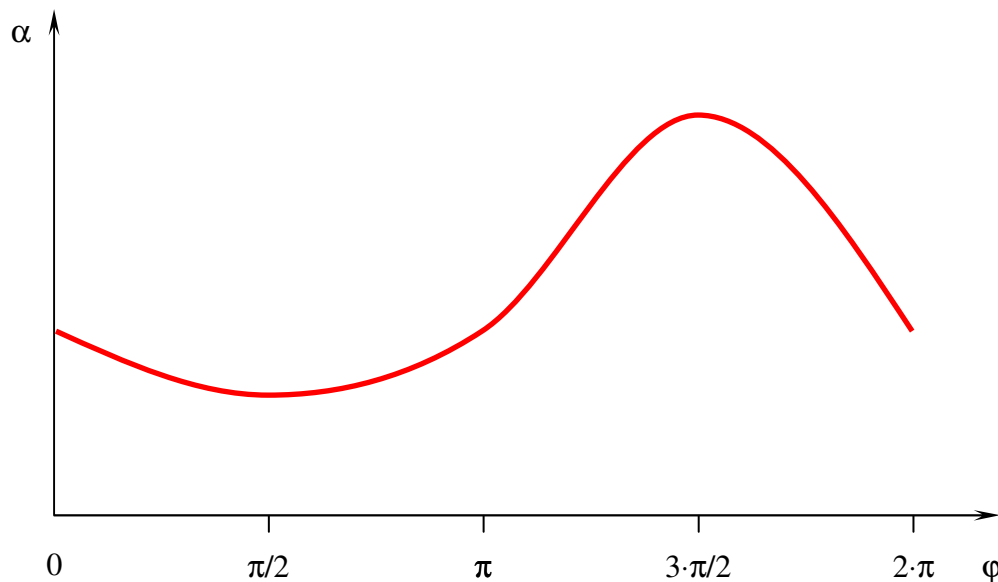
3. При поступательном движении винта и заданной мощности тяга винта возрастает (рис. 11.8), а потребная мощность при заданной тяге уменьшается. В связи с этим вертикально взлетающий вертолет может набрать значительно меньшую высоту (статический потолок), чем вертолет, набирающий высоту под углом к горизонту (динамический потолок).



**Рис. 11.8.** Горизонтальный полет вертолета.

*a – движение вперед; b – движение назад.*

4. Горизонтальный шарнир позволяет лопасти колебаться относительно его оси, т.е. совершать маховые движения. Угол взмаха лопасти изменяется на заданном режиме по углу поворота лопасти под воздействием переменных аэродинамических и инерционных сил, а также силы тяжести самой лопасти. На режиме висения этот угол одинаковый по всей окружности, образуется конус вращения. При косой обдувке ось конуса отклоняется от оси вращения.
5. Маховое движение лопасти складывается с ее поступательным и вращательным движением и создается сложное обтекание лопасти. Еще нужно учитывать воздействие автомата перекоса и учесть неравномерность распределения индуктивной скорости по ометаемому диску. Угол атаки сечения лопасти становится переменным (рис. 11.9). При увеличении продольной составляющей скорости вблизи втулки может начаться обратная обдувка лопасти, связанная с образованием срыва. Срыв потока сопровождается уменьшением тяги и повышенной тряской. Это является основным ограничением по увеличению скорости полета вертолета.



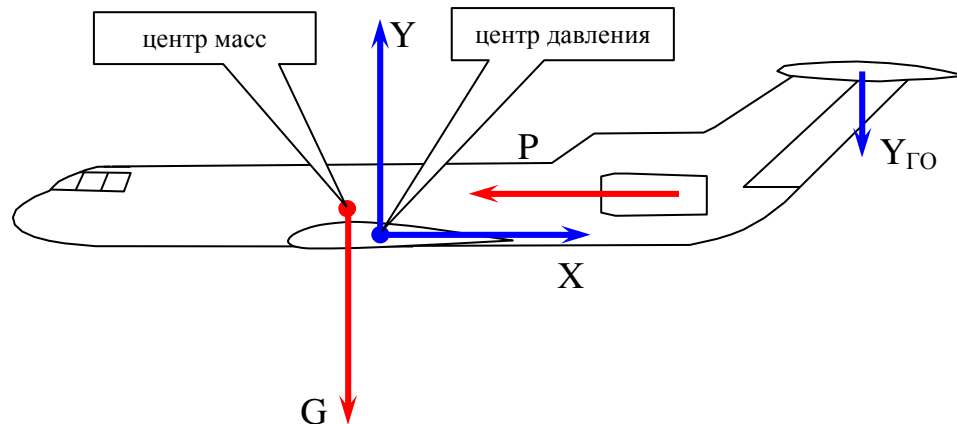
**Рис. 11.9.** Изменение угла атаки лопасти винта в зависимости от угла вращения

6. При внезапной остановке двигателя несущий винт переводится на малый угол установки, при котором он переходит на режим авторотации, создавая при этом подъемную силу. Это дает возможность вертолету совершить безопасную посадку с очень малой скоростью при внезапном отказе двигателя. Для этого в вертолете предусмотрен автоматический перевод винта на малый угол установки (режим авторотации) при внезапном отказе двигателя.

## 12. ПРЯМОЛИНЕЙНЫЙ ГОРИЗОНТАЛЬНЫЙ ПОЛЕТ

### 12.1. Силы, действующие на самолет в полете

На самолет в полете действуют аэродинамические силы, сила тяги силовой установки, сила тяжести (рис. 12.1).



*Рис. 12.1. Силы, действующие на самолет в горизонтальном полете*

Основными аэродинамическими силами, которые учитываются в расчетах, принимаем:

- подъемная сила крыла ( $Y$ );
- подъемная сила горизонтального оперения ( $Y_{Гo}$ );
- сила сопротивления самолета ( $X$ );
- сила тяги силовой установки ( $P$ );
- сила тяжести ( $G$ ).

Равнодействующие подъемной силы и силы сопротивления прилагаются в центре давления. Положение этой точки изменяется в зависимости от угла атаки, конфигурации самолета, скорости полета (числа  $M$ ). Тяга силовой установки является равнодействующей тяг двигателей, ее величина зависит от режима работы двигателей, режима полета (высоты и скорости) и других факторов. Точка ее приложения определяется положением двигателей на самолете. Сила тяжести направлена по вектору ускорения свободного падения. В полете масса самолета вследствие расхода топлива изменяется. Точкой приложения силы тяжести является центр масс самолета. Положение этой точки в течение полета также изменяется.

Поскольку все рассмотренные выше силы не располагаются в центре масс самолета (см. рис. 12.1), то они создают относительно него соответствующие моменты. Для уравнивания этих моментов используется горизонтальное оперение и рули – на нем создается равнодействующая сила горизонтального оперения. Если все моменты, действующие на самолет, взаимно уравновешены, то такой самолет называется *сбалансированным по моментам*. При этом движение реального самолета можно рассматривать как движение его центра масс под действием внешних сил, т.е. реальный самолет можно заменить его простейшей моделью – материальной точкой (рис 12.2). Ускорение самолета определяется суммарным вектором внешних сил, действующих на него.



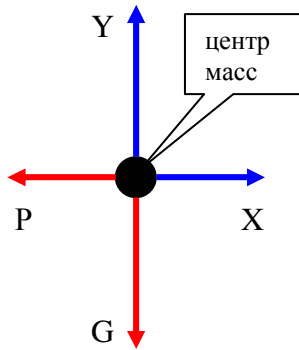


Рис. 12.2. Простейшая модель самолета

### Перегрузка.

Перегрузкой называется отношение суммы векторов тяги и полной аэродинамической силы ( $R$ ) к величине силы тяжести:

$$\vec{n} = \frac{\vec{P} + \vec{R}}{m \cdot g}.$$

Вектор перегрузки характеризует маневренность самолета, поскольку он учитывает величину и направление сил. В динамике полета обычно используются не вектором перегрузки, а его проекциями на оси координат (связанной или скоростной). Проекции вектора перегрузки на оси координат называют:

- продольной (тангенциальной) перегрузкой  $n_x = \frac{(\vec{P} + \vec{R})_x}{G}$ ;
- нормальной перегрузкой  $n_y = \frac{(\vec{P} + \vec{R})_y}{G}$ ;
- поперечной (боковой) перегрузкой  $n_z = \frac{(\vec{P} + \vec{R})_z}{G}$ .

## 12.2. Горизонтальный полет

Горизонтальным называется полет на постоянной высоте. Это является основным эксплуатационным режимом самолета ГА. Он может быть прямолинейным, криволинейным, установившимся и неустойчивым, с креном, скольжением или без них. Наиболее характерным для самолетов ГА является прямолинейный горизонтальный установившийся полет. Его удобно рассматривать как движение самолета в вертикальной плоскости на постоянной высоте. Заданная высота полета контролируется по высотомеру, направление полета – по указателю курса, значение скорости – по указателю скорости. При этом авиагоризонт должен показывать отсутствие крена и скольжения и угол тангажа, равный углу атаки, вариометр – отсутствие вертикальной скорости. Контроль параметров полета осуществляется по соответствующим шкалам пилотажно-командных приборов.

Главное допущение: полет совершается в штиль, без крена ( $\gamma=0$ ) и скольжения ( $\beta=0$ ).

Для практических расчетов в летной эксплуатации ограничиваются рассмотрением установившегося прямолинейного горизонтального полета ( $V=const$ ) принимаем:

$$X = P = C_x \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \text{ и } Y = G = C_y \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S.$$

Из этих равенств следует, что тяга силовой установки  $P$ , необходимая для осуществления установившегося прямолинейного горизонтального при заданных значениях высоты  $H$  и скорости  $V$ , равна лобовому сопротивлению самолета  $X$ . После небольших преобразований можем получить выражение для тяги в другой форме:

$$P = \frac{G}{K} = \frac{m \cdot g}{K}.$$

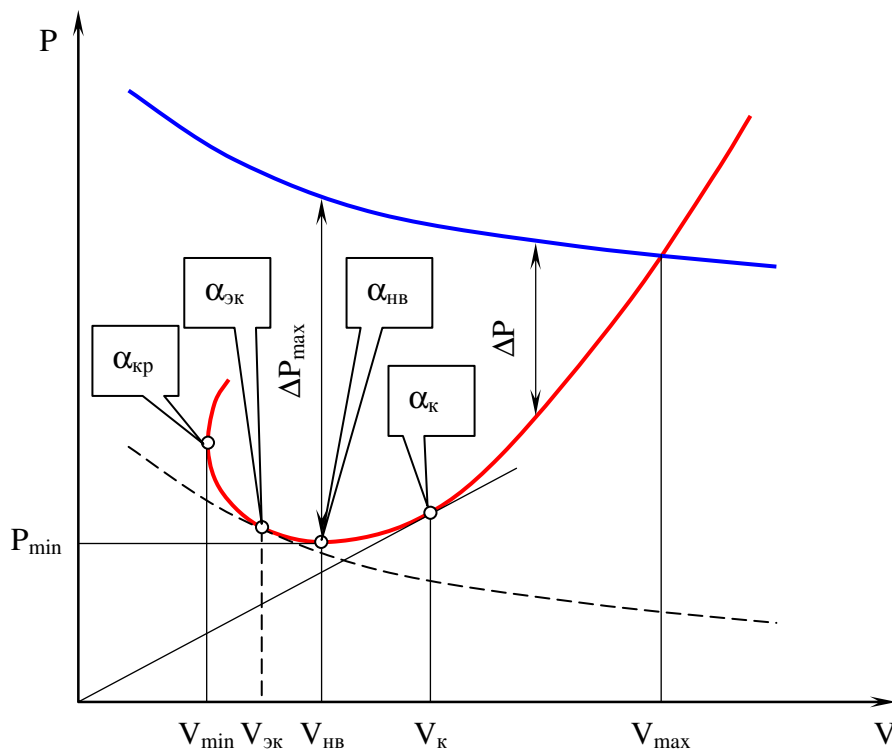
Отсюда следует, что потребная тяга для обеспечения прямолинейного установившегося горизонтального полета на заданной высоте с заданным углом атаки равна отношению силы тяжести самолета к его аэродинамическому качеству. Чем меньше полетная масса самолета и больше аэродинамическое качество, тем меньше потребная тяга силовой установки. Из равенства  $Y=G$  можно вывести формулу для определения *потребной скорости* прямолинейного установившегося горизонтального полета:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot m \cdot g}{C_y \cdot \rho \cdot S}}.$$

Из данного выражения следует, что при  $C_y=const$  потребная скорость прямолинейного установившегося горизонтального полета растет с увеличением массы самолета  $m$  и уменьшением плотности воздуха  $\rho$ .

Зависимость потребной тяги силовой установки для обеспечения прямолинейного установившегося горизонтального полета от скорости полета при постоянных массе самолета  $m$  и высоте полета  $H$  называется кривой Жуковского по тяге (рис. 12.3). Для построения кривой Жуковского используется поляра самолета.

Точка пересечения кривой и располагаемой тяг соответствующих максимально допустимому режиму работы силовой установки определяет максимальную скорость  $V_{max}$  прямолинейного на заданной высоте с заданным (обычно номинальным) режимом работы двигателей.



**Рис. 12.3.** Кривые потребной и располагаемой тяг самолета

- кривая располагаемой тяги;
- кривая потребной тяги;
- минимально потребная тяга.

На кривой Жуковского по тяге можно найти точки, определяющие характерные режимы прямолинейного установившегося горизонтального полета. Если провести касательную к кривой потребной тяги параллельную оси абсцисс, то получим точку, соответствующую минимальному значению потребной тяги  $P_{min}$ . Из ранее полученной зависимости потребной тяги от качества, следует что, минимум потребной тяги прямолинейного установившегося горизонтального полета достигается при максимальном значении аэродинамического качества:

$$P_{min} = \frac{m \cdot g}{K_{max}}.$$

Максимальное аэродинамическое качество достигается при полете на наивыгоднейшем угле атаки. Скорость, соответствующая наивыгоднейшему углу атаки, называется *наивыгоднейшей скоростью*  $V_{нв}$ .

Угол атаки, близкий к наивыгоднейшему (чуть больше чем  $\alpha_{нв}$ ) соответствует максимальному избытку тяги  $\Delta P_{max}$ .

Критический угол атаки  $\alpha_{кр}$  и соответствующая ему *минимальная теоретическая скорость* полета  $V_{min}$  определяются проведением касательной к кривой потребной тяги параллельной оси ординат.

Если провести касательную к кривой потребной тяги из начала координат, то точка касания определит режим полета, который называется *крейсерским*. Крейсерскому режиму полета соответствует минимальное отношение  $\frac{P}{V}$  и крейсерская скорость

$$V_k \approx 1.3 \cdot V_{нв}.$$

Минимальной потребной тяге соответствует *экономический угол атаки*  $\alpha_{эк}$ , и *экономическая скорость*  $V_{эк}$ .

Область значений скоростей от минимальной теоретической до максимальной, при которых возможен прямолинейный установившийся горизонтальный полет при заданной массе на заданной высоте, называется *диапазоном скоростей горизонтального полета*. На этот диапазон оказывают различные эксплуатационные факторы (высота полета, температура воздуха, полетная масса, обледенение, отказ двигателя).

**Влияние высоты полета** проявляется через изменение плотности воздуха  $\rho$ , его температуры  $T$  и атмосферного давления  $p$ , что вызывает изменение потребной скорости полета  $V$ , изменение располагаемой тяги  $P$ . При увеличении высоты полета плотность воздуха уменьшается, следовательно, скорость полета должна увеличиваться (см. формулу подъемной силы):

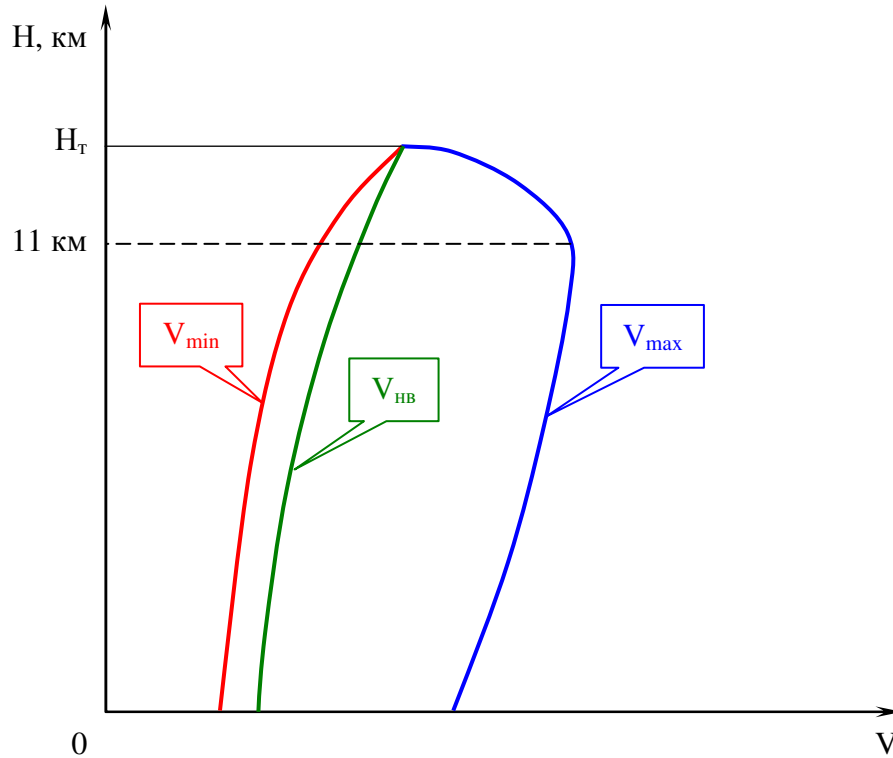
$$V_2 = V_1 \cdot \sqrt{\frac{\rho_1}{\rho_2}}.$$

Таким образом, с увеличением высоты полета потребные скорости полета  $V_{min}$  и  $V_{max}$  растут. При этом потребная теоретическая скорость увеличивается более интенсивно, чем максимальная, диапазон скоростей сужается (рис. 12.4). С увеличением высоты потребная тяга растет, а располагаемая уменьшается, что вызывает постепенное уменьшение избытка тяги. На теоретическом потолке они становятся равными нулю.

**Влияние температуры воздуха.** Если принимаем, что барометрическая высота постоянна, то с увеличением температуры воздуха плотность воздуха уменьшается пропорционально  $\frac{1}{T}$  и потребная скорость горизонтального полета растет пропорционально:

$$\sqrt{\frac{T_2}{T_1}} = \sqrt{\frac{\rho_1}{\rho_2}} \Rightarrow V_2 = V_1 \cdot \sqrt{\frac{\rho_1}{\rho_2}}.$$

Изменение температуры при постоянном барометрическом давлении при постоянной скорости полета влияет на расход воздуха через тракт двигателя, что приводит к снижению тяги двигателя. Что выражается в опускании кривой располагаемой тяги вниз (см. рис. 75). Повышение температуры может привести к тому, что горизонтальный полет станет невозможным (кривая располагаемой тяги расположена ниже кривой потребной тяги).



**Рис. 12.4.** Диапазон характерных скоростей прямолинейного установившегося горизонтального полета

**Влияние полетной массы.** Потребная скорость прямолинейного установившегося горизонтального полета изменяется пропорционально изменению массы:

$$V_2 = V_1 \cdot \sqrt{\frac{m_2}{m_1}}.$$

Потребная тяга  $P = \frac{m \cdot g}{K}$ , поэтому изменение полетной массы приводит к изменению потребной тяги:

$$P_2 = P_1 \cdot \frac{m_2}{m_1}.$$

**Конфигурация самолета, обледенение, отказ двигателя.** Отклонение механизации крыла, выпуск шасси, сопровождается увеличением сопротивления самолета и подъемной силы, что приводит к соответствующему изменению потребной тяги.

Обледенение самолета приводит к увеличению сопротивления самолета, вызывает более ранний срыв потока (вследствие искажения формы несущих поверхностей), увеличивает его массу, снижает располагаемую тягу силовой установки (вследствие обледенения входного устройства двигателя и лопастей воздушного винта). Отказ одного двигателя в полете увеличивает лобовое сопротивление, потребную тягу, уменьшает подъемную силу (прекращение обдува крыла потоком воздушного винта или струей двигателя) и располагаемую тягу. Все выше изложенное приводит к сужению диапазона скоростей и высот полета, к уменьшению избытка тяги.

### 12.3. Набор высоты и снижение

Набор высоты и снижение являются важнейшими эксплуатационными этапами полета. В общем случае набор высоты и снижение – неустановившееся криволинейное движение по наклонной траектории. Поскольку в нормальном полете отклонение скорости от заданных значений и отклонение центра масс от расчетной траектории невелики, то для упрощения изучения будем рассматривать установившееся движение с постоянной скоростью и под постоянным углом наклона траектории.

*Набором высоты* называется полет по наклонной траектории с увеличением высоты полета (рис. 12.5). Набор высоты осуществляется после взлета до высоты круга ( $H=400$  м) и далее от высоты круга до высоты заданного эшелона полета по маршруту. Наиболее продолжительным участком траектории набора высоты является набор высоты от высоты круга до высоты эшелона. В процессе набора высоты осуществляется разгон самолета до заданной скорости полета по маршруту (крейсерской скорости).

Уравнения движения в этом случае получаются из общих уравнений прямолинейного движения при ускорении по траектории равным нулю.

Допуская, что сила тяги совпадает с направлением вектора скорости, получим:

$$P - X - G \cdot \sin(\Theta) = 0$$

$$Y - G \cdot \cos(\Theta) = 0$$

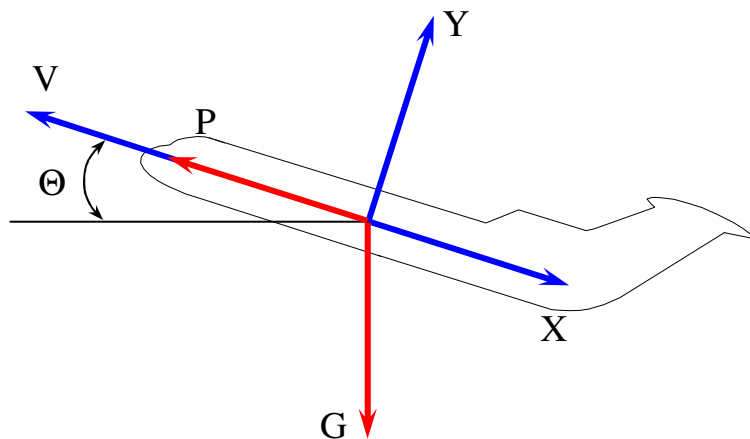


Рис. 12.5. Схема сил при наборе высоты

Основными характеристиками набора высоты являются:

- угол наклона траектории  $\Theta$ ,
- вертикальная составляющая скорости  $V_y$ , определяющая скороподъемность самолета.

При установившемся наборе располагаемая тяга уравнивает лобовое сопротивление и составляющую веса:

$$P = X + G \cdot \sin(\Theta).$$

Разность располагаемой тяги и силы сопротивления представляет собой *избыточную тягу*  $P_{изб}$ , и, следовательно, угол наклона при заданном весе определяется величиной:

$$\sin(\Theta) = \frac{P_{изб}}{G}.$$

Вертикальная скорость соответственно равна:

$$V_y = V \cdot \sin(\Theta) \quad \text{или} \quad V_y = \frac{P_{изб} \cdot V}{G}.$$

*Снижение* - полет самолета по наклонной траектории с работающим двигателем с потерей высоты. В процессе снижения скорость самолета изменяется (увеличивается и уменьшается в зависимости от программы снижения), скорость полета на высоте круга, а тем более посадочная скорость меньше скорости крейсерского полета.

При установившемся снижении скорость постоянна и уравнения движения принимают вид:

$$P + G \cdot \sin(\Theta) - X = 0$$

$$Y - G \cdot \cos(\Theta) = 0.$$

Как и в случае набора высоты, подъемная сила и лобовое сопротивление при одной и той же скорости имеют меньшие значения по сравнению с горизонтальным полетом. При снижении с работающим двигателем скорости за счет составляющей веса могут быть больше скорости горизонтального полета.

Снижение на режиме, при котором тяга двигателя практически равна нулю, называется *планированием*. Уравнения движения при установившемся прямолинейном планировании приобретают вид:

$$G \cdot \sin(\Theta) - X = 0$$

$$Y - G \cdot \cos(\Theta) = 0.$$

Векторная сумма  $Y$  и  $Q$  равна полной аэродинамической силе  $R$ . Скорость планирования равна:

$$V_{пл} = \sqrt{\frac{2 \cdot G}{\rho \cdot S \cdot \sqrt{C_y^2 + C_x^2}}}.$$

Угол снижения определяется качеством самолета:

$$\operatorname{tg}(\Theta) = \frac{I}{K}.$$

Дальность планирования при потере высоты  $H$  равна:

$$L = H \cdot K.$$

Режим снижения выбирают исходя из нескольких условий:

- обеспечение комфорта пассажиров;
- уменьшение времени снижения и расхода топлива.

Согласно медицинским требованиям, установленными из условия комфорта пассажиров, скорость изменения давления в кабине при изменении высоты полета не должна превышать 0.18 мм рт.ст./с. Для выполнения этого требования снижение с высоты

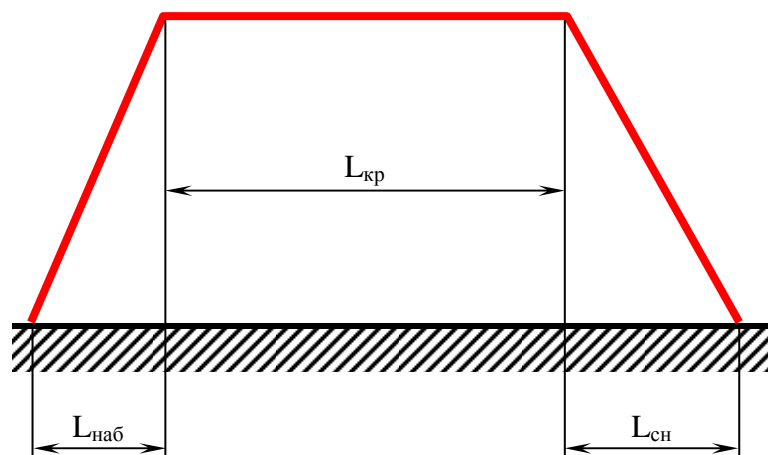
эшелона до безопасной высоты должно быть выполнено за время не менее *придельного времени снижения*.

#### 12.4. Дальность и продолжительность полета

*Полная дальность полета*, представляющая собой расстояние относительно земной поверхности, проходимое летательным аппаратом от места взлета до посадки, включает в себя три участка (рис. 12.6):

- дальность, проходимая при наборе высоты ( $L_{наб}$ );
- дальность полета на расчетной высоте – крейсерский участок ( $L_{кр}$ );
- дальность, проходимую при снижении ( $L_{сн}$ ).

Полная дальность летательного аппарата определяется количеством топлива, израсходованного в полете. Если в полете израсходовано все имеющееся топливо, то дальность полета при таких условиях называется *технической*.



**Рис. 12.6.** Профиль полета самолета

Но в реальных условиях эксплуатации необходимо иметь резервный запас топлива. Дальность полета с учетом резервного остатка топлива носит название *практической дальности*.

Дальность и продолжительность крейсерского участка полета определяются километровым  $C_k$  и часовым  $C_h$  расходами.

Километровый расход (кг/км) представляет собой затрату топлива на 1 км пути, а часовой (кг/ч) – расход топлива за 1 час полета. Между километровым и часовым расходами имеется связь:

$$C_k = \frac{C_h}{V}.$$

Как показали исследования самолет будет иметь максимальную дальность и продолжительность полета (минимальные километровой  $C_k$  и часовой  $C_h$  расходы) на высотах, близких к практическому потолку.

Методика расчета дальности и продолжительности полета определяется условиями и постановкой задачи. В общем случае задача может быть сведена к определению  $C_k$  и  $C_h$  во всем практическом диапазоне скоростей и высот полета.

### Определение максимальной дальности на заданной высоте.

При решении данной задачи ограничимся приближенным методом, дающим достаточную точность. Будем считать вес летательного аппарата постоянным и равным среднему значению:

$$G_{cp} = G_{нач} - \frac{G_{ткр}}{2};$$

где  $G_{нач}$  – вес летательного аппарата в начале крейсерского участка;

$G_{ткр}$  – запас топлива для крейсерского полета.

Также необходимо знать удельный расход топлива  $C_{уд}$ . Также принимает что удельный расход на протяжении всего крейсерского участка остается постоянным. Далее определяем дальность и продолжительность полета:

$$L = \frac{G_{ткр} \cdot V_{кр}}{C_{уд} \cdot P_n} \quad \text{и} \quad T = \frac{G_{ткр}}{C_{уд} \cdot P_n}.$$

Как отмечалось выше, минимальный километровый расход получается на высоте, близкой к практическому потолку. В этих условиях качество близко к максимальному. Но по мере выработки топлива вес самолета уменьшается. Если при этом сохранять постоянным  $C_y$  (для сохранения максимального качества) и скорость полета, то подъемная сила начинает превосходить вес. В связи с этим высота полета должна увеличиваться до тех пор, пока за счет уменьшения плотности не восстановится равенство  $Y=G$ . В полете процесс выработки топлива происходит непрерывно, а следовательно, и полет на крейсерском участке должен идти с постоянным набором высоты. Так как при этом полет происходит вблизи потолка, высота которого по мере выработки тоже увеличивается, то такой режим полета получил название *полет по потолкам*.

В гражданской авиации полеты осуществляются по фиксированным эшелонам. Поэтому режим полета по потолкам не применяется.



### 13. КРИВОЛИНЕЙНЫЙ ПОЛЕТ

Криволинейный полет в горизонтальной плоскости с поворотом траектории на  $360^\circ$  называется *виражом*. Изменение направления полета в горизонтальной плоскости на меньший угол называется *разворотом*. Разворот можно рассматривать как элемент виража.

Криволинейное движение в вертикальной плоскости встречается при выполнении маневров, связанных с изменением высоты полета. Например, центр тяжести самолета движется по криволинейной траектории при переходе от горизонтального полета к снижению или при выходе из снижения в горизонтальный полет.

#### 13.1. Криволинейный полет в горизонтальной плоскости

Из механики известно, что для осуществления криволинейного движения к его центру масс необходимо приложить центростремительную силу  $F_{ц}$ , которая зависит от массы  $m$ , скорости  $V$  и радиуса кривизны траектории  $r$ :

$$F_{ц} = \frac{m \cdot V^2}{r}.$$

Если полет выполняется *со скольжением без крена* (рис. 13.1, а), то траектория искривляется под действием центростремительной силы:

$$F_{ц} = Z + P \cdot \sin(\beta),$$

приложенной к центру масс и направленной по радиусу к центру кривизны траектории.

Угол скольжения может быть *внешним* (скольжение выполняется на внешнее по отношению к траектории крыло) или *внутренним* (на внутреннее по отношению к траектории крыло). В первом случае скольжение увеличивает центробежную силу, во втором – уменьшает. В практике наиболее распространен вираж с креном без скольжения.

При вираже с *креном без скольжения* (рис. 13.1, б) центростремительная сила представляет собой проекцию подъемной силы на ось  $Z$ :

$$F_{ц} = Y \cdot \sin(\gamma).$$

При вираже с креном и скольжением (рис. 79, с) центростремительная сила равна:

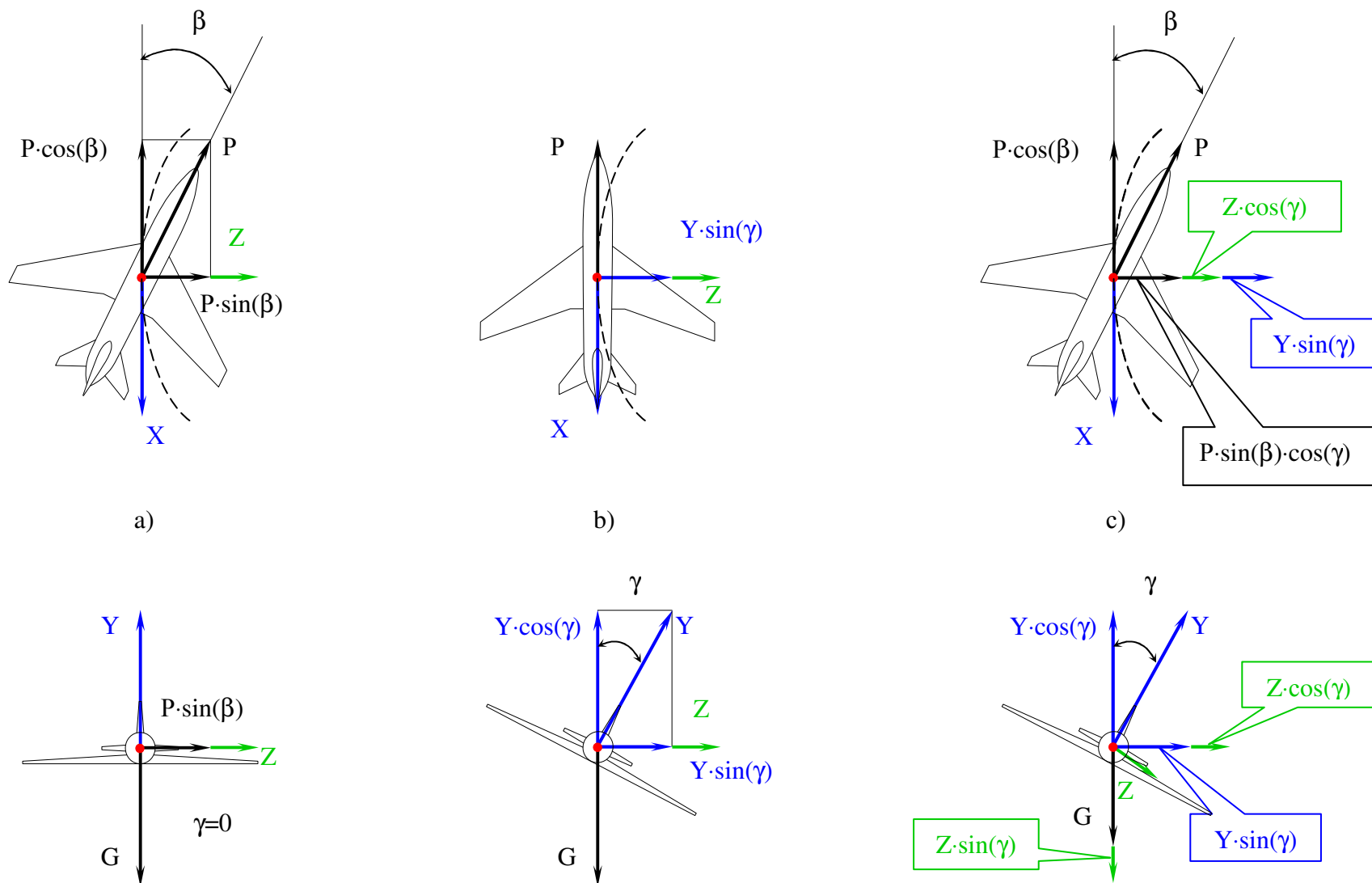
$$F_{ц} = Z \cdot \cos(\gamma) + Y \cdot \sin(\gamma) + P \cdot \sin(\beta) \cdot \cos(\gamma).$$

Вираз, выполняемый с постоянным креном без скольжения и с постоянной скоростью, называется *правильным*. Для правильного виража динамические уравнения имеют вид:

$$P - X = 0, \quad Y \cdot \cos(\gamma) - G = 0, \quad Y \cdot \sin(\gamma) - \frac{G}{g} \cdot \frac{V^2}{r} = 0.$$

Данная система уравнений позволяет полностью провести анализ движение самолета при правильном вираже и рассчитать все его характеристики. Перегрузка при вираже равна:

$$n_y = \frac{Y}{G} = \frac{1}{\cos(\gamma)}.$$

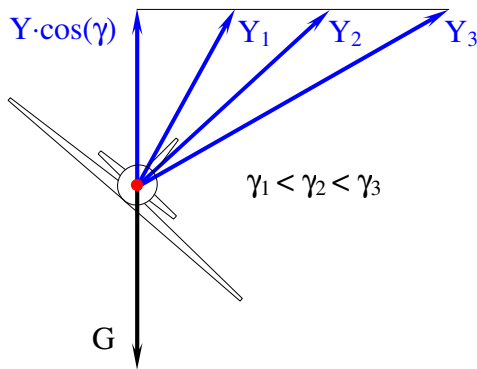


**Рис. 13.1.** Схема сил, действующих на самолет при вираже (развороте)

*a – без крена со скольжением на внешнее полукрыло; b – с креном без скольжением; c – с креном и скольжением на внешнее крыло.*

Т.к.  $\cos(\gamma) < 1$ , то нормальная перегрузка при вираже всегда больше 1, и не зависит от типа самолета, и определяется ТОЛЬКО углом крена (рис.13.2).

Из второго уравнения можно определить требуемую подъемную силу на вираже:



**Рис. 13.2.** Влияние угла крена на требуемую подъемную силу самолета при правильном вираже

$$Y_{\gamma} = \frac{G}{\cos(\gamma)} = G \cdot n_y.$$

Отсюда следует, что для выполнения правильного виража подъемная сила должна превышать силу тяжести в  $n_y$  раз. Таким образом, чем больше угол крена, тем большая подъемная сила необходима для выполнения правильного виража. При неизменной высоте полета увеличения подъемной силы можно достичь увеличением угла атаки  $\alpha$  и скорости полета.

Из уравнения подъемной силы получим уравнение скорости, потребной для выполнения правильного виража:

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot G \cdot n_y}{C_y \cdot \rho \cdot S}} = V_{zn} \cdot \sqrt{n_y}.$$

Т.е. потребная для выполнения правильного виража скорость в  $\sqrt{n_y}$  раз больше скорости горизонтального полета.

Тяга силовой установки самолета, потребная для выполнения правильного виража:

$$P = X = C_x \cdot \frac{\rho \cdot V_{\gamma}^2}{2} \cdot S = C_x \cdot \frac{\rho \cdot V_{zn}^2}{2} \cdot S \cdot n_y,$$

или

$$P = P_{zn} \cdot n_y.$$

Потребная для выполнения виража тяга больше потребной тяги горизонтального полета в  $n_y$  раз. Подставив в уравнение значение тяги, потребной для горизонтального полета получим другую зависимость для тяги, потребной для выполнения виража:

$$P = \frac{G}{K} \cdot n_y.$$

Из динамических уравнений, а так же с учетом тригонометрической функции  $\sin^2(\gamma) + \cos^2(\gamma) = 1$ , найдем радиус, время, путь самолета на вираже и развороте:

$$r = \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg}(\gamma)} = \frac{V^2}{g \cdot \sqrt{n_y^2 - 1}};$$

$$L = 2 \cdot \pi \cdot r, \quad L_{\varphi} = r \cdot \varphi;$$

$$t = \frac{L}{V}, \quad t_{\varphi} = \frac{L_{\varphi}}{V};$$

где  $\varphi$  - угол разворота.

Выполнение правильного виража требует от пилота постоянного контроля и выдерживания заданной скорости полета, высоты, нулевого угла скольжения, обеспечения координированного отклонения органов управления.

Вирази, выполняемые с минимально и максимально допустимыми скоростями, максимально допустимыми перегрузками и располагаемой тягой, называются *предельными виражами* для заданной высоты полета.

Для обеспечения безопасности полетов Руководством по летной эксплуатации (РЛЭ) устанавливается минимально допустимая скорость горизонтального полета  $V_{min(\partial on)zn}$ , в соответствии с которой имеем *минимальную скорость* при выполнении виража:

$$V_{min(\partial on)} = V_{min(\partial on)zn} \cdot \sqrt{n_y}.$$

Из условия комфорта пассажиров, в соответствии с требованиями Норм летной годности самолетов (НЛГС), на виражах и разворотах угол крена не должен превышать  $30^\circ$ . Этому углу крена соответствует предельная нормальная перегрузка  $n_{y(\partial on)} = 1.15$ .

Максимальная скорость полета на вираже ограничена из условия:

$$V_{max(\partial on)} = V_{max(\partial on)zn} \cdot \sqrt{n_y};$$

где  $V_{max(\partial on)zn}$  – максимально допустимая скорость полета, устанавливаемая РЛЭ.

При максимально возможных значениях перегрузки ( $n_y = 1.15$ ) и угла крена ( $\gamma = 30^\circ$ ) можно определить значение минимального радиуса виража:

$$r_{min} = \frac{V_{min(\partial on)zn}^2}{g \cdot \sqrt{n_{y(max)}^2 - 1}} = \frac{1}{9.81 \cdot \sqrt{1.15^2 - 1}} \cdot V_{min(\partial on)zn}^2 \approx 0.206 \cdot V_{min(\partial on)zn}^2.$$

Границы возможных виражей зависят от высоты полета. Так как с увеличением высоты полета диапазон скоростей полета сужается (располагаемая тяга уменьшается, а потребная тяга увеличивается), то область предельных виражей также сужается. И вблизи теоретического потолка она практически стягивается в точку. При этом перегрузка  $n_y \approx 1$ , а  $\gamma = 0$ , т.е. выполняется вираж с бесконечно большим радиусом – горизонтальный полет.

### 13.2. Криволинейный полет в вертикальной плоскости

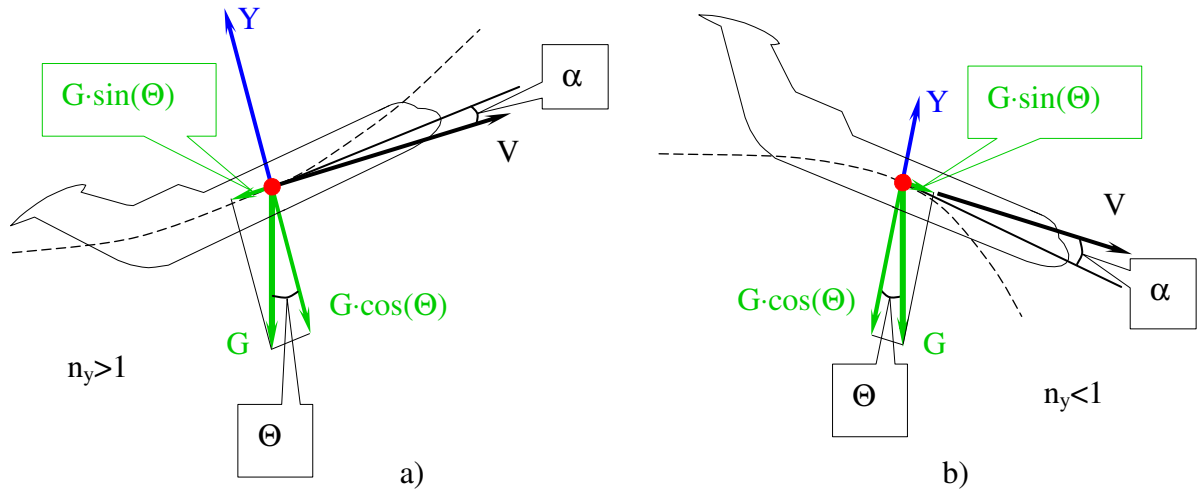
Криволинейное движение в вертикальной плоскости наблюдается обычно при переводе самолета после отрыва от взлетно-посадочной полосы (ВПП) в набор высоты, из набора высоты в горизонтальный полет, из горизонтального полета в снижение, из снижения – в горизонтальный полет и т.п.

Для искривления траектории полета в вертикальной плоскости пилот при нейтральном положении элеронов (крен равен нулю) и постоянном курсе берет штурвал на себя, если траекторию необходимо искривить вверх, или отдает от себя – если траекторию необходимо искривить вниз. Отклонение руля высоты создает аэродинамический управляющий продольный момент, под действием которого самолет начинает поворачиваться относительно оси  $OZ$ , что вызывает соответствующее изменение угла атаки и подъемной силы самолета. Равновесие между подъемной силой и силой тяжести (рис. 13.3) нарушается под действием центростремительной силы, представляющей собой разность между подъемной силой и составляющей силы тяжести:

$$F_y = Y - G \cdot \cos(\Theta).$$

Вследствие чего самолет искривляет траекторию движения в вертикальной плоскости. Продольная  $n_x$  и нормальная  $n_y$  перегрузки, действующие на самолет, изменяются в зависимости от угла атаки и режима работы двигателя.

При значительном наклоне траектории (больших углах  $\Theta$ ) подъемная сила может иметь отрицательное значение (направлена в ту же сторону, что и  $G \cdot \cos(\Theta)$ ). В этом случае нормальная перегрузка будет иметь отрицательное значение ( $n_y < 0$ ).



**Рис. 13.3.** Силы, действующие на самолет при криволинейном движении в вертикальной плоскости

*a* – переход из горизонтального полета в набор высоты;  
*b* – переход из горизонтального полета в снижение.

В проекциях на оси скоростной системы координат уравнения движения центра масс самолета в вертикальной плоскости имеют вид:

$$\begin{cases} m \cdot \frac{dV}{dt} = P - X - G \cdot \sin(\Theta) \\ m \cdot V \cdot \frac{d\Theta}{dt} = Y - G \cdot \cos(\Theta) \end{cases}.$$

Первое уравнение характеризует изменение скорости в процессе выполнения маневра в вертикальной плоскости, второе – изменение угла наклона траектории. Как следует из второго уравнения, искривление траектории происходит под действием центробежной силы

$$F_u = Y - G \cdot \cos(\Theta),$$

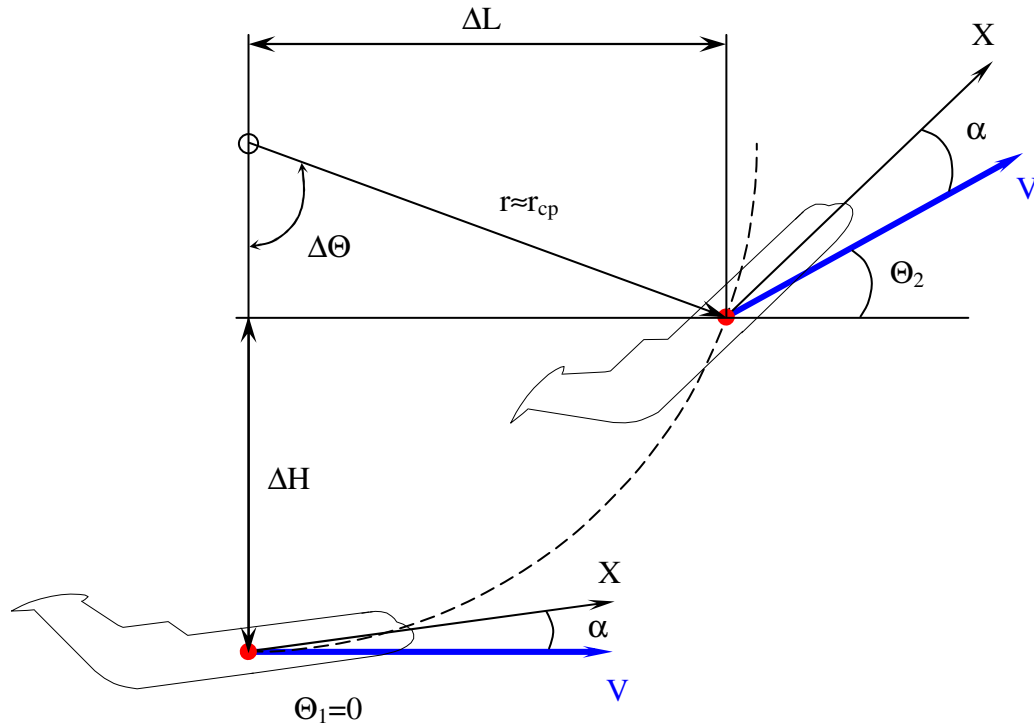
Создаваемой вследствие изменения соотношения между подъемной силой самолета и силой тяжести (за счет нормальной перегрузки). При криволинейном движении самолета в вертикальной плоскости изменяется фактический угол атаки вследствие набегания на самолет дополнительного воздушного потока.

При маневре по восходящей криволинейной траектории (рис. 81 а) фактический угол атаки уменьшается, а при маневре по нисходящей (рис 81. b) – увеличивается. Изменение угла таки приводит к соответствующему изменению лобового сопротивления. При выполнении маневра по восходящей траектории избыток тяги (разность между фактической тягой  $P$  и суммой сил лобового сопротивления  $X$  и составляющей силы тяжести  $G \cdot \sin(\Theta)$ ) может уменьшиться вследствие увеличения угла наклона траектории  $\Theta$ . При этом скорость полета также уменьшится.

При выполнении маневра по нисходящей траектории избыток тяги уменьшиться за счет роста силы лобового сопротивления при увеличении угла атаки и уменьшения угла наклона вектора скорости, а также за счет увеличения силы лобового сопротивления при изменении конфигурации (например, при выпуске шасси, отклонении закрылков).

Систему дифференциальных уравнений движения решаются методами численного интегрирования. Для примерных расчетов используют эмпирические зависимости. При этом используют средние значения параметров движения (рис. 13.4):

- радиуса кривизны траектории  $r_{cp}$ ;
- скорости движения  $V_{cp}$ ;
- нормальной перегрузки  $n_{y(cp)}$ ;
- угла наклона траектории  $\Theta_{cp}$ .



**Рис. 13.4.** Характеристики траектории при маневре самолета в вертикальной плоскости при переходе из горизонтального полета в набор высоты.

Среднее значение скорости при вертикальном маневре:

$$V_{cp} = \frac{V_1 + V_2}{2};$$

где  $V_1$  – скорость в начале маневра;

$V_2$  – скорость в конце маневра.

Аналогично рассчитываются средние значения нормальной перегрузки  $n_{y(cp)}$ . По известным значениям скорости  $V_{cp}$  и нормальной перегрузки  $n_{y(cp)}$  можно определить средний радиус кривизны траектории:

$$r_{cp} = \frac{V_{cp}^2}{g \cdot (n_{y(cp)} - 1)}.$$

Изменение высоты  $\Delta H$  при выполнении маневра в вертикальной плоскости можно рассчитать по формуле:

$$\Delta H \approx \frac{V_y^2}{2 \cdot g \cdot \Delta n_y};$$

где  $V_y$  – вертикальная скорость перемещения самолета;

$n_y$  – приращение нормальной перегрузки при маневре.

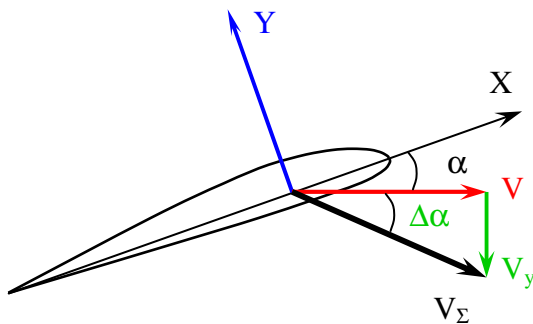
Время выполнения маневра и дистанция маневра можно определить по следующим зависимостям:

$$t = \frac{r_{cp} \cdot |\Delta\Theta|}{V_{cp}}; \quad \Delta L = r_{cp} \cdot \sin|\Delta\Theta|.$$

Из приведенных зависимостей следует, что с увеличением скорости полета  $V_{cp}$  и вертикальной скорости  $V_y$  и изменения угла наклона траектории потеря высоты и дистанция  $\Delta L$  маневра возрастают. Уменьшить их возможно путем увеличения нормальной перегрузки  $n_y$  и уменьшения скоростей  $V$  и  $V_y$ .

При выводе самолета из снижения, особенно когда скорость полета велика, потребная для выполнения маневра высота  $\Delta H$  (потеря высоты) может быть значительной. В связи с этим вывод самолета из снижения необходимо начинать с таким расчетом, чтобы он был закончен на безопасной высоте:

$$H = H_{\bar{o}} + \Delta H.$$



**Рис. 13.5.** Увеличение угла атаки при выполнении маневра в вертикальной плоскости

В практике летной эксплуатации используется термин “просадка”, под которым понимается потеря высоты  $\Delta H$  от момента, когда продольная ось самолета займет горизонтальное положение до момента, когда самолет перейдет в горизонтальный полет. При выводе из снижения (особенно на больших скоростях полета, например, при экстренном снижении) необходимо учитывать запаздывание показаний высотомера, а также увеличение эффективного угла атаки на величину  $\Delta\alpha$  за счет вертикальной скорости  $V_y$  (рис. 13.5). Увеличение угла атаки за пределы  $\alpha_{cr}$  вызывает срыв

воздушного потока на крыле. При выводе из снижения не рекомендуется допускать скольжение и крен, так как и то и другое приводит к нарушению симметричности обтекания самолета, возникновению дополнительных аэродинамических моментов, усложнению пилотирования, повышению лобового сопротивления, потере скорости.

## 14. ВЗЛЕТ И ПОСАДКА

Главной особенностью взлета и посадки является движение самолета по поверхности взлетно-посадочной полосы (ВПП). Взлет и посадка – это неустановившиеся режимы полета, при которых интенсивно изменяются скорость, высота и угол наклона траектории. Полет выполняется соответственно во взлетной или посадочной конфигурации. Траектории взлета и посадки включают уже рассмотренные режимы движения самолета по наклонной траектории с постоянным углом наклона, а также полет по криволинейной траектории в вертикальной плоскости.

### 14.1. Взлет и набор высоты

Взлетом самолета называется движение самолета от начала разбега до достижения безопасной скорости и высоты (рис. 14.1). Безопасной высотой считается высота 10.7 м.

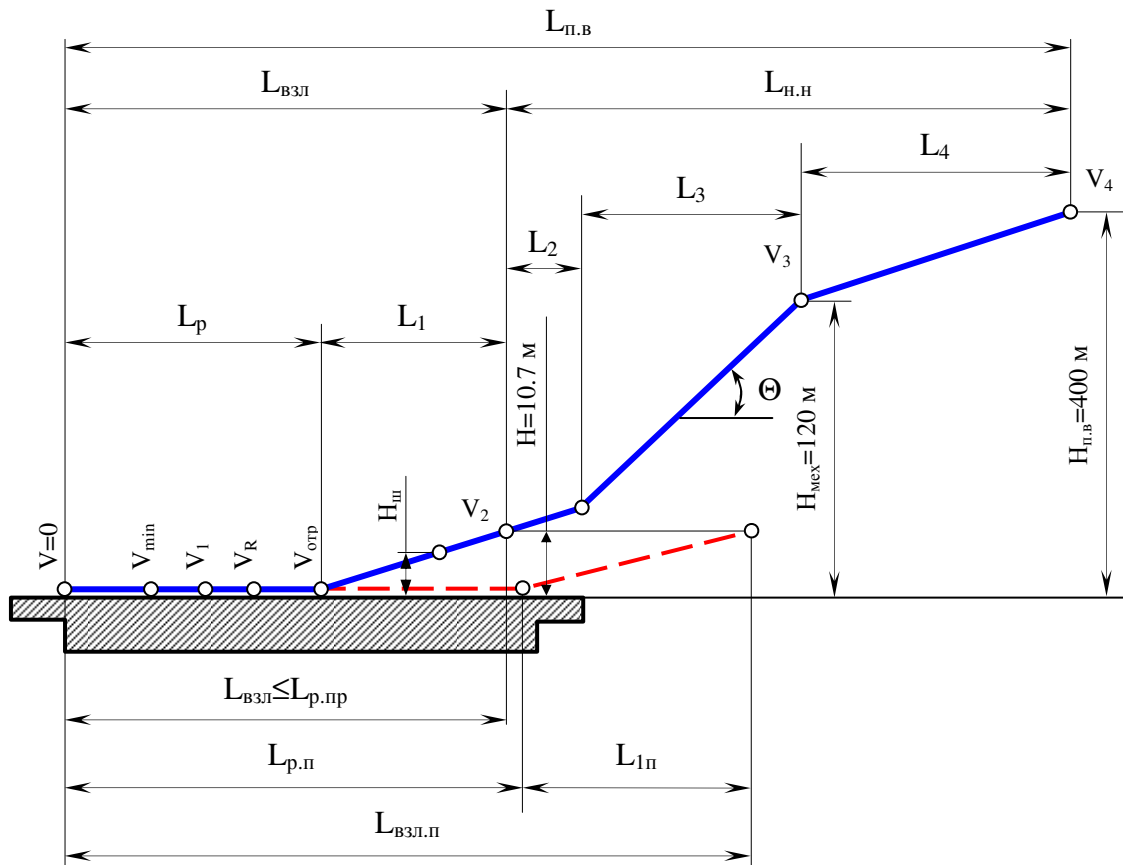


Рис. 14.1. Траектории взлета

Безопасной скоростью  $V_2$  является скорость, на которой самолет обладает достаточной устойчивостью и управляемостью для перехода к следующему этапу – начальному набору высоты. Взлет самолета состоит из двух этапов:

- разбег по ВПП от момента страгивания до достижения скорости отрыва  $V_{\text{отр}}$ ;
- разгон от скорости  $V_{\text{отр}}$  до безопасной скорости взлета  $V_2$  с одновременным набором высоты 10.7 м.



Взлетная дистанция  $L_{взл}$  – расстояние по горизонтали, проходимое самолетом от момента страгивания на линии старта до момента набора высоты 10.7 м (над уровнем ВПП в точке отрыва). Таким образом, взлетная дистанция включает в себя дистанцию разбега  $L_p$  и дистанцию разгона  $L_I$  с набором высоты:

$$L_{взл} = L_p + L_I.$$

В процессе разбега самолет движется на всех опорах шасси. При этом угол атаки близок к стояночному  $\alpha_{ст}$ . При достижении скорости  $V_R$  происходит отрыв передней стойки шасси. Самолет продолжает увеличивать скорость и угол атаки до значений  $V_{отр}$  и  $\alpha_{отр}$ . Орыв самолета от ВПП происходит без дополнительного перемещения штурвала по достижении скорости отрыва  $V_{отр}$ . Разница в скорости подъема передней опоры и отрыва не превышает 15-20 км/ч.

После отрыва самолет по криволинейной траектории переходит в набор высоты с последующим увеличением скорости полета и уменьшением угла атаки. На высоте 3-5 м начинается уборка шасси, скорость продолжает расти и на высоте 10.7 м достигает безопасной скорости взлета  $V_2$ . На этом взлет самолета считается законченным.

Полной взлетной дистанцией  $L_{н.в}$  называется расстояние по горизонтали от момента страгивания самолета до набора высоты 400 м. Таким образом, полная взлетная дистанция  $L_{н.в}$  состоит из дистанции взлета  $L_{взл}$  и дистанции начального набора высоты  $L_{н.н}$ :

$$L_{н.в} = L_{взл} + L_{н.н}.$$

Дистанция начального набора высоты  $L_{н.н}$  включает в себя три этапа:

- $L_2$  – разгон самолета от скорости  $V_2$  до скорости, обеспечивающей безопасный набор высоты с выпущенной механизацией и определенным углом наклона траектории;
- $L_3$  – разгон самолета до безопасной скорости начала уборки механизации  $V_3$  с одновременным набором высоты  $H_3=120$  м;
- $L_4$  – этап, на котором завершается уборка механизации, скорость самолета увеличивается до рекомендуемой скорости набора высоты  $V_4$  с одновременным набором высоты  $H_4=400$  м.

## 14.2. Прерванный и продолженный взлет

В процессе взлета самолета могут возникнуть ситуации, при которых взлет должен быть прекращен. При отказе двигателя или при появлении других неисправностей, угрожающих безопасности полета, если не достигнута скорость принятия решения, взлет должен быть прекращен. Скорость принятия решения  $V_I$  – это наибольшая скорость разбега, при которой в случае отказа критического двигателя возможно как безопасное прекращение, так и безопасное продолжение взлета. Значение скорости принятия решения должно удовлетворять условию:

$$V_{min} \leq V_I \leq V_R.$$

*Прерванным* называется взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя, после чего начинается прекращение взлета с последующим торможением самолета до полной его остановки на полосе (см. рис. 14.1). *Продолженным* (завершенным) называется взлет, протекающий как нормальный до момента отказа двигателя в процессе взлета, после чего взлет продолжается и завершается с отказавшим двигателем.

Потребные дистанции разбега при нормальном  $L_p$ , прерванном  $L_{p,пр}$  и продолженном  $L_{p,н}$  взлете рассчитываются по специальным методикам, приведенным в РЛЭ конкретного самолета, состояния ВПП, температуры наружного воздуха, массы

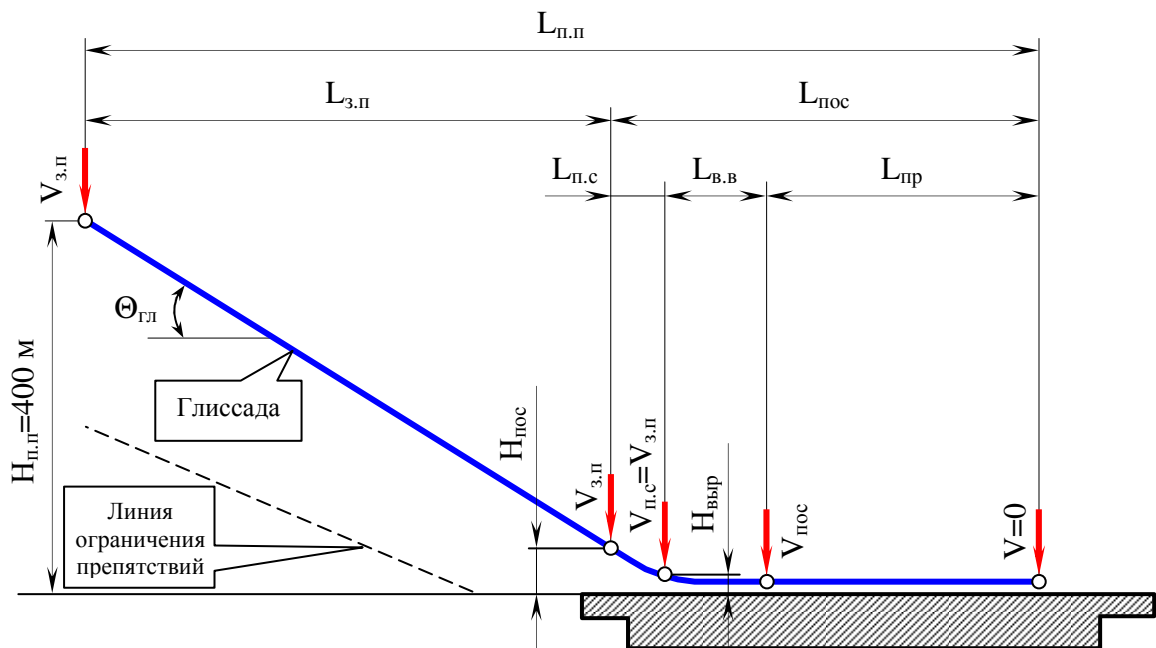
самолета и т.п. Располагаемая длина летной полосы (летная полоса это сумма длин ВПП и концевых полос безопасности) должна быть больше потребной.

Критерием, по которому командир решает прекратить или продолжить взлет, является скорость принятия решения  $V_I$ . Если отказ двигателя произошел на скорости меньше  $V_I$ , необходимо прекращение взлета обязательно. При отказе двигателя на скорости больше, чем  $V_I$ , необходимо продолжать взлет, так как риск выкатывания за пределы летной полосы может иметь более неблагоприятные последствия, чем продолжение взлета с одним отказавшим двигателем.

### 14.3. Снижение и посадка

Полная посадочная дистанция  $L_{n.n}$  (рис. 14.2) состоит из участка захода на посадку  $L_{з.п}$  и собственно посадочной дистанции  $L_{пос}$ , т.е.:

$$L_{n.n} = L_{з.п} + L_{пос}.$$



**Рис. 14.2.** Схема захода на посадку и посадки

На участке  $L_{з.п}$  самолет движется по наклонной траектории вниз с высоты  $H_{п.п}=400$  м до высоты  $H_{пос}=15$  м с постоянной скоростью захода на посадку  $V_{з.п}$ . Эта скорость должна превышать скорость сваливания самолета в посадочной конфигурации  $V_c$  и выбирается из условия:

$$V_{з.п} \geq 1.3 \cdot V_c,$$

или

$$V_{з.п} \geq 1.05 \cdot V_{э.п},$$

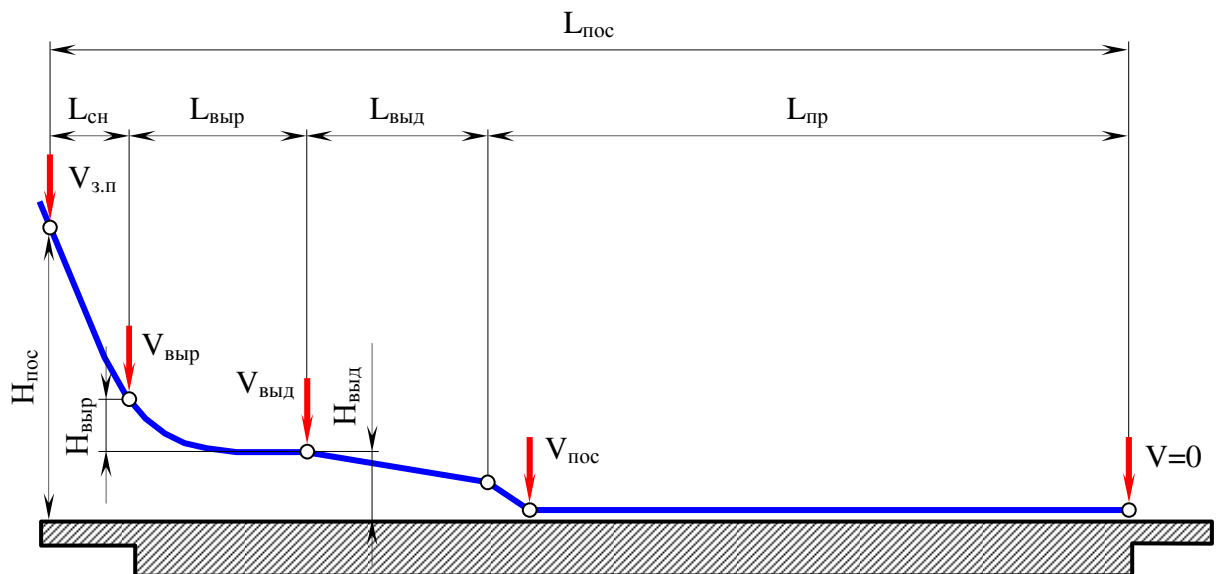
где  $V_{э.п}$  – минимальная эволютивная скорость посадки.

Минимальной эволютивной скоростью посадки называется минимальная скорость, при которой в случае отказа критического двигателя в режиме прямолинейного движения полета без крена и скольжения обеспечивается возможность с помощью одних только основных аэродинамических органов управления восстанавливать управление самолетом,

а затем сохранять установившийся прямолинейный полет на этой скорости при крене не более  $5^\circ$ . При этом градиент снижения не должен превышать 5%.

В то же время скорость захода на посадку не должна превышать максимально допустимую скорость в данной конфигурации, выбираемую из условий прочности конструкции самолета. Такая скорость  $V_{з.п}$  позволяет выполнять необходимые маневры по устранению возможных отклонений от расчетной глиссады. Угол наклона расчетной глиссады  $\Theta_{г.л}$  должен быть в пределах  $(-2^\circ 40'') \div (-3)^\circ$ . Так как заход на посадку выполняется в посадочной конфигурации самолета (механизация крыла и шасси выпущены), то для обеспечения допустимой вертикальной скорости снижения режим работы силовой установки должен быть выше или равным режиму полетного малого газа. Корректировка траектории движения самолета на глиссаде, особенно по уменьшению вертикальной скорости снижения, должна производиться за счет тяги силовой установки и изменения угла атаки. Попытка уменьшить вертикальную скорость только путем увеличения угла атаки может привести к увеличению лобового сопротивления, выходу самолета на критические режимы полета, что не только усложняет пилотирование, но и создает предпосылку к сваливанию.

*Посадкой* называется замедленное движение самолета с высоты 15 м до его остановки после приземления. Согласно схеме посадки (рис. 14.3) самолет достигает высоты  $H_{пос}=15$  м со скоростью захода на посадку  $V_{з.п}$  и движется с этой же скоростью или постепенно уменьшающейся скоростью по траектории снижения с постоянным углом наклона до высоты начала выравнивания  $H_{выр.}$ .



**Рис. 14.3.** Траектория посадки самолета

С высоты выравнивания самолет движется по криволинейной траектории и переходит от прямолинейной траектории снижения к траектории с малым углом наклона к поверхности ВПП. На участке выравнивания вследствие постепенного увеличения угла атаки и появления отрицательного избытка тяги ( $P - X - G \cdot \sin(\Theta) < 0$ ) скорость самолета гасится от значения  $V_{з.п}$  до скорости  $V_{выд}$ . Вертикальная скорость при этом также уменьшается.

Траектория выравнивания как бы сопрягает глиссаду с траекторией почти параллельной поверхности ВПП. Выравнивание заканчивается на высоте начала выдерживания  $H_{выд}$  и начинается этап выдерживания. На участке выдерживания полет

происходит по траектории, имеющей угол наклона менее  $1^\circ$  к поверхности ВПП. Вследствие непрерывного увеличения угла атаки и роста лобового сопротивления скорость самолета продолжает уменьшаться. Выдерживание заканчивается после достижения скорости  $V_{noc}$ . Из-за гашения скорости без увеличения угла атаки равенство  $Y=G \cdot \cos(\Theta)$  нарушается, самолет постепенно приближается к поверхности ВПП и касается ее колесами главных опор. Начинается этап пробега. Скорость самолета в момент приземления является его фактической посадочной скоростью  $V_{noc}$ .

Снижение самолета с высоты, на которой прекращено преднамеренное увеличение угла атаки до приземления, называется *парашиютированием*. Благодаря уменьшению подъемной силы в конце этапа снижения вертикальная скорость несколько увеличивается, что приводит к увеличению фактического угла атаки. Вертикальная скорость самолета в момент приземления в основном определяет нормальную перегрузку – “жесткость” посадки. Чем меньше вертикальная скорость в момент приземления, тем меньше нормальная перегрузка, тем более мягкой будет посадка.

Первая фаза пробега после приземления осуществляется на колесах основных опор. При уменьшении скорости до определенного значения угол атаки самолета уменьшается, колеса передней опоры касаются ВПП, и дальнейшее движение самолета на пробеге осуществляется на трех опорах. При пробеге по возможности используются все средства торможения:

- реверс двигателей;
- тормоза колес;
- тормозные щитки, увеличивающие лобовое сопротивление;
- гасители подъемной силы (интерцепторы), увеличивающие нагрузку на колеса и, соответственно, силу трения колес о ВПП.

#### 14.4. Посадочные характеристики самолета

К основным посадочным характеристикам самолета относятся:

1. *Посадочная скорость.*

$$V_{noc} = \sqrt{\frac{2 \cdot G_{noc}}{C_{y(noc)} \cdot \rho \cdot S}}.$$

2. *Длина пробега.*

#### 14.5. Уход на второй круг

В случае невозможности или опасности посадки выполняется уход на второй круг. Снижение самолета прекращается и выполняется набор высоты до высоты круга. Уход на второй круг с нормально работающими двигателями и с допустимыми центровками не представляет особых сложностей. При отказе одного из двигателей и большой загрузке самолета полет осложняется. Для каждого типа самолета Руководством по летной эксплуатации (РЛЭ) устанавливается своя минимальная допустимая высота принятия решения  $H_I$ , с которой можно уйти на второй круг с соблюдением всех требований безопасности полетов.

## 14.6. Влияние различных факторов на взлетно-посадочные характеристики самолета

### 14.6.1. Влияние конструктивных факторов

К конструктивным факторам относят:

- удельную нагрузку на крыло  $\frac{G}{S}$ ;
- тяговооруженность  $\frac{P}{G}$ ;
- механизацию крыла;
- средства торможения;
- расположение крыла относительно фюзеляжа.

Из формул расчета потребных скоростей ( $V_{отр}$ ,  $V_{сн}$ ,  $V_{пос}$ ) видно, что при увеличении нагрузки на крыло, потребные скорости увеличиваются, что, в свою очередь, вызывает увеличение дистанций взлета и посадки.

**Тяговооруженность.** Определяет только взлетные характеристики самолета. Повышение тяговооруженности и связанное с ним увеличение избытка тяги  $\Delta P$  приводит к росту ускорения на различных участках взлета и к сокращению длины разбега и взлета. Тяговооруженность современных самолетов ГА составляет до 0.4.

**Механизация крыла** оказывает значительное влияние: увеличивает коэффициенты подъемной силы и сопротивления; изменяет качество самолета. Использование механизации при взлете обеспечивает преимущественный рост коэффициента подъемной силы, и соответственно повышает качество самолета. А на посадке – увеличение подъемной силы с преимущественным ростом коэффициента сопротивления (снижение качества). Поэтому на взлете закрылки отклоняются в промежуточное положение, а при посадке на максимальный угол. Отклоненные гасители подъемной силы и интерцепторы на посадке не только лобовое сопротивление, но, нарушая обтекание верхней поверхности крыла, уменьшают подъемную силу. Что позволяет снизить качество в 8 – 10 раз.

К *средствам торможения* относятся тормоза колес, реверсивное устройство силовой установки, тормозные щитки и тормозные парашюты. Торможение колес позволяет снизить пробег самолета в 1.5 – 2 раза. В процессе торможения на колесо действует два момента сил (рис. 14.4):

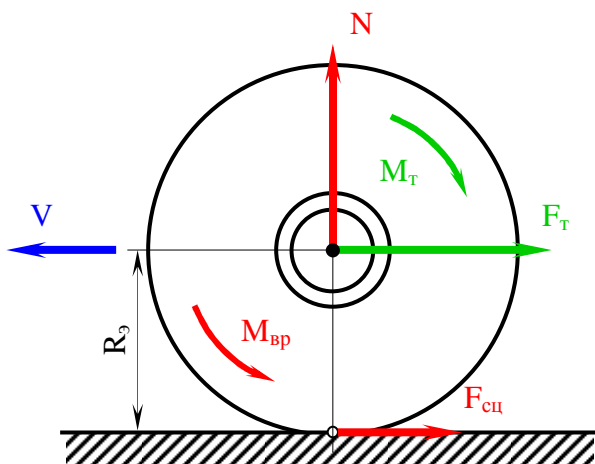


Рис. 14.4. Схема сил, действующих на колесо при торможении

- Вращающий момент  $M_{вр}$ , равный произведению силы сцепления колеса с поверхностью ВПП  $F_{сц}$  на эффективный радиус колеса  $R_э$ . А сила сцепления зависит от силы реакции опоры  $N$ :

$$M_{вр} = F_{сц} \cdot R_э; \quad F_{сц} = N \cdot \mu;$$

$$N = \frac{Y - G}{n}.$$

где  $\mu$  – коэффициент сцепления колеса с поверхностью ВПП;  
 $n$  – число колес.

- Тормозной момент  $M_m$ , создаваемый силой трения в тормозах колес. Этот момент зависит от конструкции

тормозов колес, давления в тормозной системе, степени обжатия педалей тормозов, работы противоюзного устройства.

Если вращающий момент больше тормозного, то колесо вращается, постепенно уменьшая скорость движения самолета. При этом на ось колеса действует сила торможения  $F_m = \frac{M_m}{R_3}$ , направленная в сторону, противоположную движению. Если

вращающий момент меньше тормозного, то колесо прекращает вращение, и оно скользит по поверхности ВПП.

Движение самолета при невращающихся колесах недопустимо. Т.к. это увеличивает длину пробега, движение самолета становится неуправляемым. Что может спровоцировать выкатывание самолета за пределы ВПП.

При посадке на скользкую ВПП основным средством торможения является реверсирование тяги силовой установки. При посадке в нормальных условиях позволяет сократить длину пробега на 25 – 30%. На самолета ГА тормозные парашюты не применяются.

*Расположение крыла относительно фюзеляжа* (низкоплан или высокоплан) определяет степень влияние эффекта воздушной подушки (экрана земли) на аэродинамические характеристики самолета. В большей степени эффект воздушной подушки проявляется на низкопланах.

#### **14.6.2. Влияние условий эксплуатации**

К эксплуатационным факторам, оказывающим существенное влияние на взлетно-посадочные характеристики самолета, относят:

- взлетную или посадочную массу самолета;
- температуру окружающего воздуха и высоту аэродрома над уровнем моря;
- уклон ВПП;
- ветер.

*Взлетная или посадочная масса самолета.* Для приближенных расчетов можно принять, что увеличение взлетной массы на 1% вызывает увеличение длины разбега на 2 - 2.5%. Изменение посадочной массы на 1% приводит к изменению скорости захода на посадку и посадочной скорости на 0.5%.

*Температура окружающего воздуха и высота аэродрома над уровнем моря.* Температура окружающего воздуха при постоянном атмосферном давлении приводит к изменению плотности воздуха и через нее оказывает влияние на располагаемую тягу силовой установки самолета. С увеличением температуры взлетно-посадочные характеристики самолета ухудшаются. Такое же влияние оказывает и высота аэродрома над уровнем моря.

*Угол уклона ВПП.* При положительном угле наклона ВПП самолет движется на подъем и длина разбега увеличивается, а длина пробега уменьшается. При отрицательном угле уклона ВПП самолет движется под уклон, что приводит к уменьшению длины разбега и увеличению длины пробега.

*Влияние ветра* на длину разбега и пробега обусловлено тем, что при неизменных потребных истинных скоростях отрыва и посадки путевая скорость самолета зависит от скорости и направления ветра. При встречном ветре они уменьшаются, при попутном увеличиваются. На длину разбега и пробега влияет также боковая составляющая скорости ветра. Наличие угла скольжения вызывает появление моментов крена и рыскания, для парирования которых необходимо использовать рули.

## 15. УСТОЙЧИВОСТЬ, УПРАВЛЯЕМОСТЬ И БАЛАНСИРОВКА САМОЛЕТА

При изучении основных режимов полета и летно-технических характеристик самолета рассматривалось движение центра масс под действием сил. Самолет считался сбалансированным и выполнял заданное пилотом движение по траектории. Сам процесс управления движением не рассматривался.

Раздел динамики полета, в котором изучается процесс управления самолетом и оценивается возможность его движения по заданной траектории в различных условиях полета, называется *устойчивостью и управляемостью*.

Состояние самолета в полете, при котором действующие на него силы и их моменты не вызывают его вращения и не нарушают равномерного прямолинейного движения, называется *равновесием*. При отклонении тела от положения равновесия, силы, действующие на него, как правило, изменяются, и равновесие сил изменяется. Изменение сил будет вызывать соответствующее движение тела. Если изменившиеся силы таковы, что под их действием тело возвращается в положение равновесия, то, не смотря на воздействие внешних возмущающих сил, тело будет находиться вблизи положения равновесия. В этом случае говорят об *устойчивом равновесии*. В других случаях изменение сил таковы, что они вызывают дальнейшее отклонение тела от положения равновесия. Под действием самого незначительного внешнего возмущения силы изменяются так, что тело все более отклоняется от положения равновесия. Такое положение равновесия называют *неустойчивым*. Следовательно, для устойчивости необходимо, чтобы при отклонении тела от положения равновесия, возникали силы, возвращающие тело к первоначальному положению.

Как правило, равновесие самолета в полете рассматривают относительно трех осей связанной системы координат. Если все силы, действующие на самолет относительно рассматриваемой оси, взаимно уравновешены, а также уравновешены моменты сил относительно этой оси, т.е. выполняются условия

$$\sum F = 0 \text{ и } \sum M = 0,$$

то самолет находится в состоянии *равновесия* или *балансировки*. Процесс уравновешивания моментов, действующих на самолет, путем соответствующего отклонения органов управления называется *балансировкой*. Невозмущенное (опорное) движение самолета может быть как прямолинейным, так и криволинейным.

Движение самолета при наличии постоянно действующего возмущения называется *вынужденным возмущенным движением*. Например, движение самолета в процессе отклонения руля, изменения конфигурации, постоянного воздействия ветра и т.п.

Способность самолета самостоятельно, без вмешательства пилота сохранять заданный режим полета и возвращаться к исходному режиму после прекращения действия возмущения называется *устойчивостью*.

Способность самолета реагировать на отклонение органов управления и в ответ на соответствующие действия пилота выполнять любой маневр, предусмотренный условиями летной эксплуатации, называется *управляемостью*.

Для оценки характера движения самолета в первый момент после прекращения действия возмущения введено такое понятие как *статическая устойчивость*. Если в первый момент после прекращения действия внешнего возмущения на самолет действует стабилизирующий момент, определяющий начальную тенденцию движения к исходному положению равновесия, то самолет *статически устойчив*. Наличие дестабилизирующего момента, определяющего начальную тенденцию движения самолета от исходного положения равновесия, говорят о его *статической неустойчивости*.

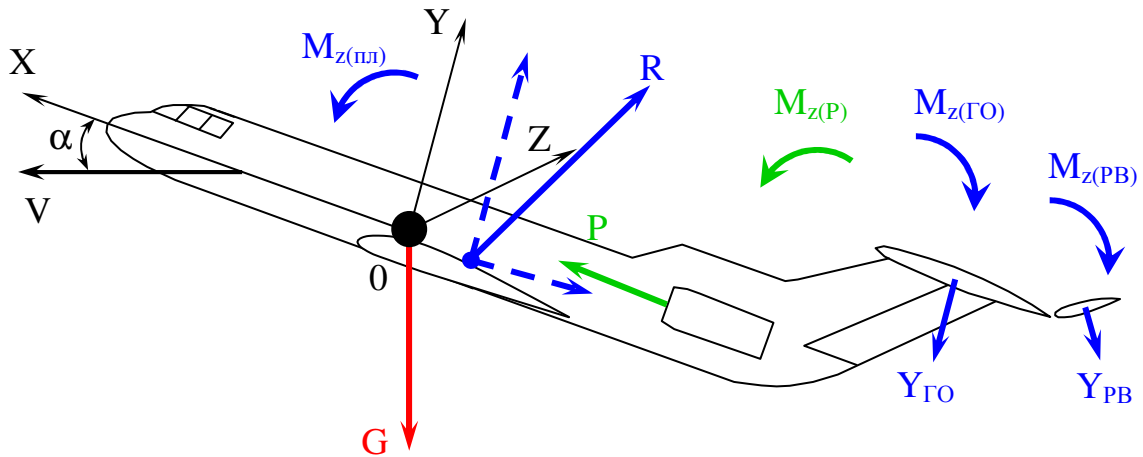
Устойчивость и управляемость относятся к числу особенно важных физических свойств самолета. От них в значительной мере зависят безопасность полетов, простота и точность пилотирования, полнота реализации экипажем технических свойств самолета. Сопоставляя понятия устойчивости и управляемости самолета, можно говорить, что они

противоположны. Устойчивость – это способность самолета сохранять заданный режим полета, а управляемость – изменять его.

Вместе с тем между этими характеристиками существует тесная связь. С повышением устойчивости самолета при всех прочих неизменных условиях увеличиваются потребное перемещение рычагов управления и усилия на них, необходимые для изменения режима полета. О таком самолете говорят, что он “тяжелый в управлении”. Но самолетом тяжело управлять и тогда, когда отклонения рулей и усилия, потребные для их отклонения, слишком малы. В этом случае самолет очень чувствителен к изменению на рычагах управления. О таком самолете говорят, что он “строг в управлении”.

### 15.1. Статические моменты тангажа

Для простоты будем считать, что продольное движение самолета протекает в вертикальной плоскости, крен и скольжение отсутствуют. Полет совершается под действием тяги, силы тяжести, аэродинамических сил и их моментов относительно поперечной оси  $OZ$ , проходящей через центр масс самолета (рис. 15.1).



**Рис. 15.1.** Схема сил, действующих на самолет и моменты тангажа

Так как линии действия тяги силовой установки  $P$  (равнодействующей тяги двигателей) и аэродинамической силы планера  $R$  (равнодействующей аэродинамических сил) в общем случае не проходят через центр масс самолета, то они создают соответствующие моменты относительно поперечной оси  $OZ$  связанной системы координат: момент тангажа тяги  $M_{Z(P)}$  и аэродинамический момент тангажа планера  $M_{Z(пл)}$ . Результирующий момент тангажа, действующий на самолет при продольном движении равен:

$$M_Z = M_{Z(пл)} + M_{Z(P)}.$$

Знаки моментов, углов, угловых скоростей и ускорений, отклонений рычагов управления определяются согласно принятому правилу – за положительные принимают изменения указанных параметров, происходящие по направлению часовой стрелки, если смотреть по оси  $OZ$  из центра масс самолета.

Отрицательные моменты, стремящиеся уменьшить угол атаки, называются *пикирующими*, а положительные, стремящиеся увеличить угол атаки, – *кабрирующими*.

Проекция аэродинамической силы планера  $R$  на оси  $OX$  и  $OY$  связанной системы координат называются соответственно продольной  $X$  и нормальной  $Y$  силами. В пределах



летных углов атаки нормальная сила близка к подъемной. На основании этого в теории устойчивости и управляемости самолета употребляют термин “подъемная сила”, а на самом деле подразумевают нормальную силу.

Продольная сила и сила лобового сопротивления на малых углах атаки примерно равны, на средних углах атаки продольная сила близка нулю, а на больших углах атаки она меняет знак и становится направленной вперед по средней аэродинамической хорде крыла, тогда как сила лобового сопротивления всегда направлена против вектора скорости полета.

*Управляющий момент тангажа* на самолетах с неподвижным стабилизатором создается при отклонении руля высоты на угол  $\delta_{PB}$ . На самолетах с управляемым стабилизатором (стабилизатором, изменяющим свое положение под действием системы управления) управляющий момент создается при отклонении стабилизатора на угол  $\varphi$ , на самолетах с подвесным стабилизатором (изменяемым в полете углом установки) – за счет угла установки  $\varphi$  стабилизатора и отклонения руля высоты на угол  $\delta_{PB}$ .

Таким образом, если стабилизатор или руль высоты отклонены от исходного положения, как показано на рис. 88, то такое отклонение согласно правилу знаков считается отрицательным (углы  $\varphi$  и  $\delta_{PB}$  отрицательны). При этом на самолет действуют кабрирующие (положительные) управляющие моменты  $M_{Z(GO)}$  и  $M_{Z(PB)}$ .

У самолетов с традиционной компоновочной схемой крыла образуется отрицательный (пикирующий) момент тангажа и для его балансировки (уравновешивания) горизонтальное оперение (включая руль высоты) должно создавать равный ему, но противоположно направленный кабрирующий момент. Главную роль в создании этого момента играет горизонтальное оперение (стабилизатор), осуществляющее как бы грубую балансировку самолета. Тонкая балансировка обеспечивается отклонением руля высоты или самого стабилизатора. Отклоняя стабилизатор и руль высоты, пилот балансирует самолет, взаимно уравновешивая моменты, действующие относительно оси  $OZ$  и обеспечивая равенство:

$$\sum M_Z = 0.$$

Если самолет сбалансирован в продольном движении, то вращение относительно поперечной силы  $OZ$  отсутствует. Самолет участвует только в поступательном движении под действием системы сил  $P, Y, X, G$ , которые можно считать приложенными в центре масс.

При изменении угла атаки на величину  $\Delta\alpha$  изменяется аэродинамическая сила планера  $R$ , приложенная в центре давления. Продольная балансировка самолета нарушается, появляется неуравновешенный аэродинамический момент тангажа  $\Delta M_Z$ , который вызывает поворот самолета относительно оси  $OZ$ . Вместе с тем изменение угла атаки обуславливает изменение положения центра давления. Поскольку определение координат центра давления представляет значительные трудности, то при решении задач устойчивости и управляемости вводят понятия *фокуса крыла*  $F_{кр}$  и *фокуса самолета*  $F$ , аналогичные понятию фокуса профиля.

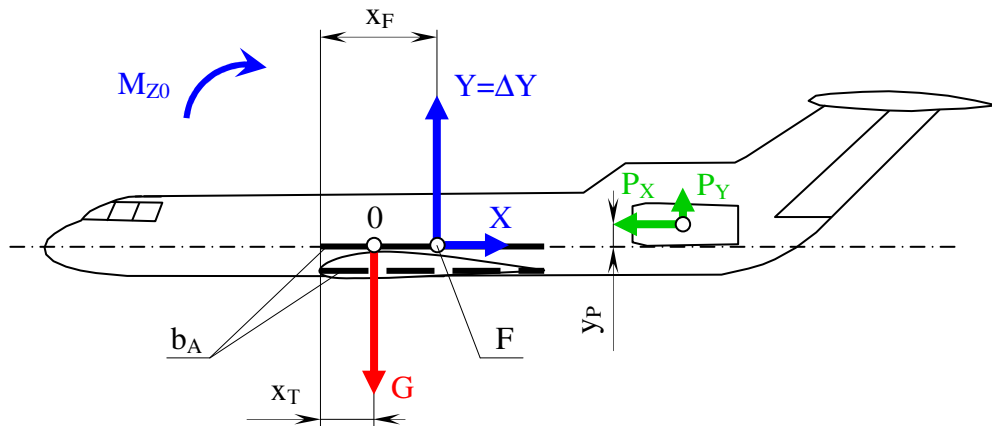
*Фокусом крыла* называется точка  $F_{кр}$ , расположенная на средней аэродинамической хорде  $b_a$ , спроектированной на плоскости симметрии самолета, относительно которой момент тангажа остается постоянным при небольших изменениях угла атаки. *Фокусом самолета* (фокусом по углу атаки) называется точка  $F$ , расположенная на линии пересечения плоскости  $OXZ$  связанной системы координат с плоскостью симметрии самолета, относительно которой момент тангажа остается постоянным при малых изменениях угла атаки.

Так как положение фокуса и центра масс самолета отсчитывается от носка средней аэродинамической хорды крыла  $b_A$  и выражается в долях (процентах) ее длины, то для удобства спроецируем хорду  $b_A$  на линию пересечения плоскости  $OXZ$  связанной системы координат с плоскостью симметрии самолета (на ось  $OX$  связанной системы координат).

Если использовать понятие фокуса самолета и перенести аэродинамические силы из центра давления в фокус, добавив аэродинамический момент тангажа при нулевой подъемной силе  $M_{Z0}$ , то получим схему сил и моментов тангажа, приведенную на рис. 15.2. Действительно, при угле атаки нулевой подъемной силы  $\alpha_0$  подъемная сила самолета  $Y_a=0$ , на самолет действует аэродинамический момент тангажа (аэродинамический момент тангажа при нулевой подъемной силе), равный:

$$M_{Z0} = m_{Z0} \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot b_A,$$

где  $b_A$  – средняя аэродинамическая хорда крыла самолета.



**Рис. 15.2.** Схема сил, действующих на самолет с использованием фокуса самолета

Этот момент создается силой лобового сопротивления относительно фокуса самолета. При любом угле атаки ( $\alpha_0 < \alpha < \alpha_{max}$ ) в фокусе самолета появится подъемная сила  $Y_a$ , которая создаст аэродинамический момент тангажа:

$$M_Z = M_{Z0} + Y(x_F - x_T).$$

Таким образом, аэродинамический момент тангажа самолета представляет сумму моментов: момента  $M_{Z0}$ , не зависящего от угла атаки, и момента  $Y(x_F - x_T)$ , создаваемого приращением подъемной силы  $\Delta Y = Y$ , которое возникает при изменении угла атаки и приложено в фокусе самолета.

Расстояние от носка проекции  $b_A$  средней аэродинамической хорды крыла на ось  $OX$  до центра масс самолета, выраженное в процентах длины  $b_A$ , называется *центровкой самолета*:

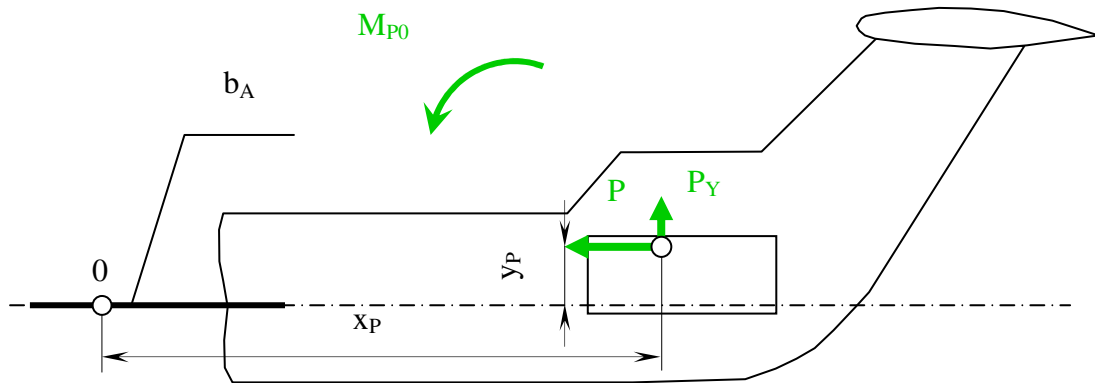
$$\overline{x_T} = \frac{x_T}{b_A} \cdot 100\%.$$

Центровка пустого самолета приводится в его формуляре. Положение центра тяжести самолета, а значит и его центровка, зависят от массы груза и числа пассажиров, размещения груза и пассажиров по длине фюзеляжа, от массы топлива, его размещения и выработки в процессе полета, положения шасси (выпущено, убрано), перемещения груза и пассажиров. Определение центровок в практике летной эксплуатации проводится по номограммам (центровочным графикам), центровочным линейкам и другими методами. Центровка оказывает основное влияние на характеристики устойчивости и управляемости самолета.

Момент тангажа  $M_{ZX}$ , создаваемый продольной силой  $X$ , сравнительно мал, так как плечо силы  $X$  относительно оси  $OZ$  обычно невелико. При изменении углов атаки в летном диапазоне сила  $X$  меняет знак и на средних углах атаки близка к нулю. Поэтому примем  $M_{ZX}=0$ . В связи с этим будем считать, что она приложена не в центре давления, а в фокусе самолета. Как показывают исследования, такой перенос силы  $X$  не вносит существенной ошибки в расчеты продольной устойчивости и управляемости.

Таким образом, основная доля продольного аэродинамического момента создается за счет нормальной силы  $Y$ , зависящей от угла атаки.

Равнодействующая тяги двигателей  $P$  в общем случае не проходит через центр масс самолета, поэтому возникает момент тангажа от тяги  $M_{ZP}$  относительно оси  $OZ$  (рис. 15.3).



**Рис. 15.3.** Составляющие силы тяги при верхнем расположении двигателя относительно центра масс

Момент тангажа силы тяги равен:

$$M_{ZP} = P \cdot y_P + P_y \cdot x_P.$$

При верхнем относительно центра масс самолета расположении равнодействующей тяги силовой установки создается пикирующий момент (см. рис. 15.3), при нижнем – кабрирующий.

Используя правило знаков применительно к рассматриваемой схеме самолета, получим выражение для результирующего момента тангажа всех сил, действующих на самолет:

$$M_R = M_{Z0} - Y(x_F - x_T) - M_{ZP} + Y_{GO} \cdot L_{GO} + L_{PB} \cdot L_{GO}.$$

Если разделить левую и правую часть на произведение  $\frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S \cdot b_A$ , то получим уравнение моментов в безразмерной форме:

$$m_R = m_{Z0} - C_y \cdot (\overline{x_F} - \overline{x_T}) - m_{ZP} + m_Z^\varphi \cdot \Delta\varphi + m_Z^\delta \cdot \delta_{PB}.$$

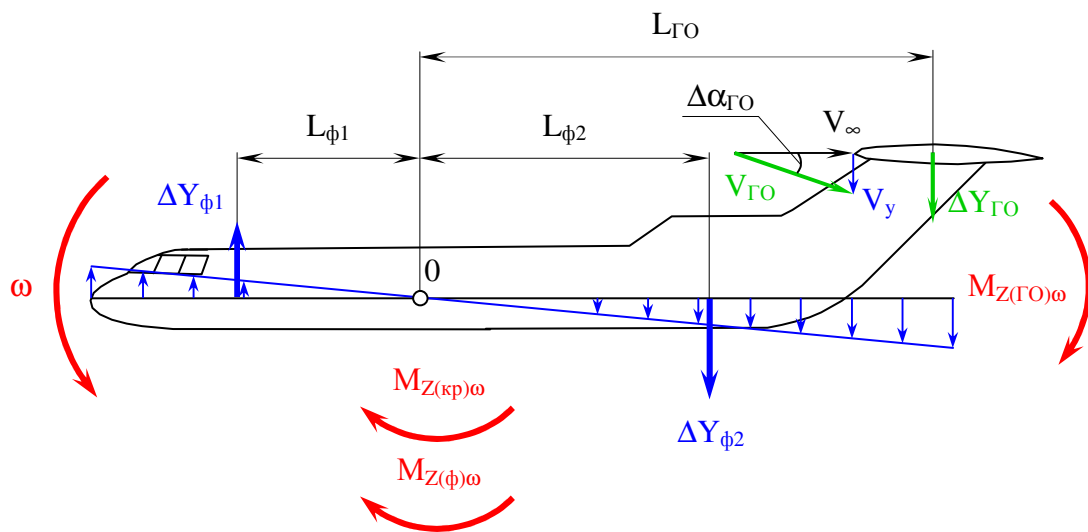
## 15.2. Моменты тангажа, обусловленные вращением самолета

В продольном движении самолет, летящий со скоростью  $V$ , одновременно вращается вокруг оси  $OZ$  с угловой скоростью тангажа  $\omega_Z$ . В результате сложения поступательного и вращательного движений местные углы встречи воздушного потока с элементами поверхности самолета изменятся. Возникнут дополнительные аэродинамические силы, действующие на отдельные части самолета. Момент от этих сил

при полете на эксплуатационных углах атаки препятствует вращению, поэтому его называют *демпфирующим моментом тангажа*. Основная часть этого момента создается горизонтальным оперением, меньшая часть – крылом и фюзеляжем.

Например, 70-80% суммарного демпфирующего момента тангажа самолета с прямым крылом создается горизонтальным оперением, остальная часть крылом (15-25%) и фюзеляжем (около 5%). Доля демпфирующего момента, создаваемого стреловидным крылом и фюзеляжем, может достигать 40% суммарного демпфирующего момента тангажа.

Рассмотрим составляющие демпфирующего момента тангажа, при вращении самолета относительно оси  $OZ$  с некоторой начальной угловой скоростью  $\omega$ , каждая точка самолета приобретает окружную скорость  $\Delta V_U$ , значение которой возрастает по мере удаления точки от оси  $OZ$ . С такой же скоростью, но в противоположном направлении, набегает дополнительный воздушный поток (рис. 15.4), скорость которого в рассматриваемой точке  $\Delta Y_{\omega x}$ , где  $x$  – расстояние точки от оси  $OZ$ .



**Рис. 15.4.** Составляющие аэродинамического демпфирующего момента тангажа

Равнодействующими сил сопротивления воздуха вращению самолета относительно оси  $OZ$  в носовой и хвостовой частях фюзеляжа будут соответственно  $\Delta Y_{\phi 1}$  и  $\Delta Y_{\phi 2}$ , которые создают *демпфирующий момент фюзеляжа*.

Изменение угла атаки горизонтального оперения  $\Delta \alpha_{ГО}$  вызывает приращение подъемной силы на величину  $\Delta Y_{ГО}$ , которая на плече  $L_{ГО}$  создает аэродинамический демпфирующий момент тангажа горизонтального оперения  $M_{z(ГО)\omega}$ , направленный против вращения самолета. Аналогично создается аэродинамический демпфирующий момент тангажа крыла. Суммарный аэродинамический демпфирующий момент тангажа самолета пропорционален угловой скорости вращения:

$$M_{z(ГО)\omega} = M_z^{\omega} \cdot \omega_z,$$

где  $M_z^{\omega} = \frac{dM_z}{d\omega_z}$  – производная, показывающая, как измениться продольный демпфирующий момент при вращении самолета с угловой скоростью  $\omega$ .

Демпфирующий момент тангажа значительно увеличивается при выпуске механизации вследствие увеличения площади крыла и удаления крайних поверхностей от поперечной оси  $OZ$ .

### 15.3. Развитие продольного возмущенного движения

Будем считать, что исходным невозмущенным движением самолета является прямолинейный установившийся горизонтальный полет. Такое движение возможно, если все силы и моменты, действующие на самолет, взаимно уравновешены, а внешние возмущения отсутствуют. Если на самолет подействует внешнее возмущение, то равновесие нарушится. Движение самолета под действием возмущения будет *вынужденным*, а после снятия внешнего возмущения – *собственным*.

**Собственное возмущенное движение самолета.** Предположим, что на самолет кратковременно подействовало внешнее возмущение, например, пилот отклонил штурвал на себя и тут же возвратил его в исходное положение. Движение штурвала и связанное с ним отклонение руля высоты вверх приведет к появлению прироста подъемной силы  $\Delta Y$ , на горизонтальном оперении, которое создаст управляющий момент:

$$\Delta M_{z\delta} = \Delta Y \cdot L_{\Gamma O}.$$

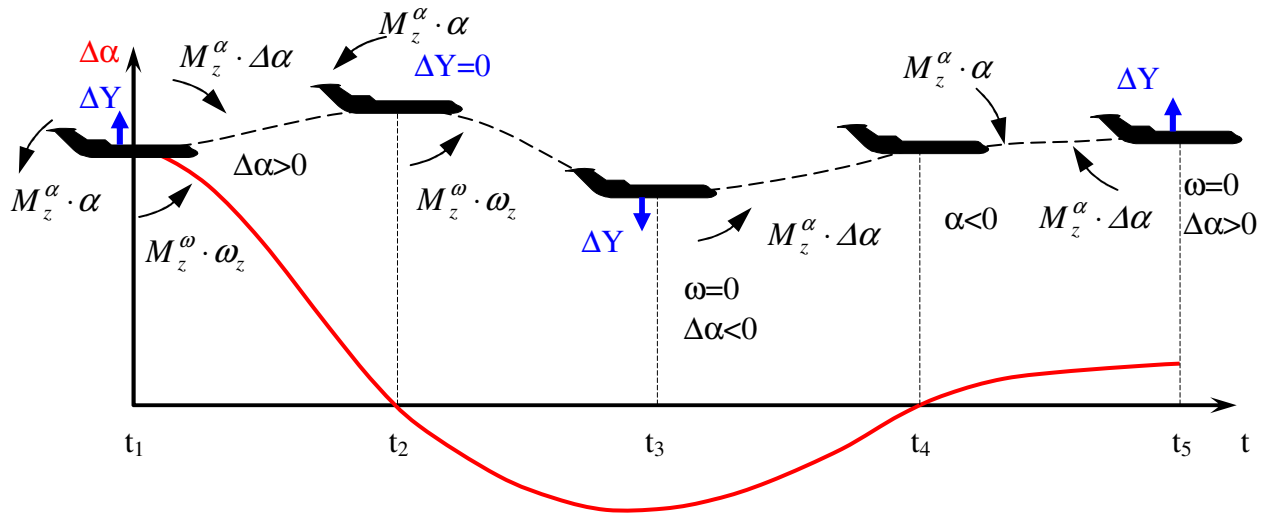
Под действием этого момента самолет повернется относительно поперечной оси  $OZ$  и к моменту времени  $t_1$  изменит угол тангажа, а, следовательно, и угол атаки на величину  $\Delta\alpha$  (рис. 15.5). Поскольку внешнее возмущение больше не действует (руль высоты возвращен в исходное положение), то с этого момента движение самолета рассматривается как собственное возмущенное движение. Увеличение угла атаки самолета на  $\Delta\alpha$  вызовет приращение нормальной силы  $\Delta Y$ , приложенное в фокусе, которое создаст стабилизирующий момент  $M_z^\alpha \cdot \alpha$ , направленный на устранение появившегося приращения угла атаки. Под действием этого момента самолет начнет вращаться вокруг оси  $OZ$ , угол атаки будет уменьшаться с некоторой скоростью. Вращение самолета и изменение угла атаки вызовут появление демпфирующего момента тангажа  $M_z^\omega \cdot \Delta\omega_z$ , и момента тангажа за счет запаздывания скоса потока  $M_z^\alpha \cdot \Delta\alpha$ , направленных против вращения самолета. В момент времени  $t_2$  приращение угла атаки  $\Delta\alpha$  станет равно нулю (самолет возвратился к исходному углу атаки), но угловая скорость вращения  $\omega_z$  достигнет значения, близкого к максимальному, поэтому самолет проскочит это положение и будет продолжать опускать нос. Приращение угла атаки станет отрицательным, а направленное вниз приращение подъемной силы  $\Delta Y$  будет создавать кабрирующий момент.

Теперь все три момента  $M_z^\alpha \cdot \alpha$ ,  $M_z^\omega \cdot \Delta\omega_z$ ,  $M_z^\alpha \cdot \Delta\alpha$  будут стремиться затормозить вращение самолета, и в момент времени  $t_3$  опускание носа прекратится. В этом положении  $\omega_z=0$ ; но стабилизирующий кабрирующий момент достигнет значительной величины.

Под действием этого момента самолет начнет поднимать нос, процесс повторится. После нескольких колебаний благодаря действию указанных моментов самолет практически возвратится в исходное положение равновесия, т.е. к первоначальному углу атаки. Так ведет себя устойчивый самолет. Рассмотренное движение самолета, как правило, затухающее, что свойственно статически устойчивому самолету при достаточном демпфировании.

В соответствии с изменением приращения угла атаки изменяется приращение подъемной силы  $\Delta Y$  (см. рис. 15.5). Это приводит к на рушению равновесия сил  $Y_\alpha=G$ , траектория полета искривляется вверх при  $\Delta Y>0$  или вниз при  $\Delta Y<0$ . Искривление

траектории сопровождается изменением вектора скорости  $\omega$ , в результате чего изменяется угол наклона траектории. Поскольку приращение угла атаки определяется направлением вращения самолета, то при наличии искривления траектории интенсивность затухания приращения угла атаки  $\Delta\alpha(t)$ , появившегося в результате воздействия возмущения, повышается. В этом проявляется демпфирующая роль подъемной силы.



**Рис 15.5.** Схема развития продольного короткопериодического движения в результате кратковременного отклонения руля высоты

#### 15.4. Продольная устойчивость самолета по перегрузке

Самолет называется устойчивым по перегрузке, если он самостоятельно, без вмешательства пилота стремится сохранить перегрузку исходного режима полета и возвратиться к ней после прекращения действия возмущения. При постоянной скорости полета изменение угла атаки  $\Delta\alpha$  сопровождается изменением подъемной силы  $\Delta Y$  и нормальной перегрузки:

$$\Delta n_y = \frac{\Delta Y}{G} = \frac{\Delta C_y \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S}{G} = \frac{C_y^\alpha \cdot \Delta\alpha \cdot \frac{\rho \cdot V^2}{2} \cdot S}{G}.$$

Отсюда следует, что понятия “устойчивость по перегрузке”, “устойчивость по углу атаки” и “устойчивость по коэффициенту подъемной силы” имеют одинаковый смысл. Термин “устойчивость по перегрузке” получил в практике наиболее широкое распространение в связи с непосредственным восприятием перегрузки пилотом.

Степень продольной статической устойчивости по перегрузке. Будем считать, что самолет находится в прямолинейном установившемся полете. Изменение угла атаки на величину  $\Delta\alpha$  в результате воздействия внешнего возмущения приводит к возникновению аэродинамического восстанавливающего (стабилизирующего) момента  $M_z^\alpha \cdot \Delta\alpha$ , направленного на сохранение исходного угла атаки. Этот момент определяет начальную тенденцию движения самолета по тангажу после устранения действия возмущения и характеризует статическую устойчивость самолета по перегрузке. Под *статической продольной устойчивостью по перегрузке* понимают стремление самолета к сохранению исходного состояния равновесия (исходного угла атаки, исходной нормальной перегрузки).

**Влияние эксплуатационных факторов на устойчивость самолета по перегрузке.** Поскольку отсутствие статической устойчивости ведет к неустойчивости движения, то влияние эксплуатационных факторов на устойчивость самолета практически целесообразно рассматривать только для статически устойчивого по перегрузке самолета. Степень продольной статической устойчивости по перегрузке зависит от двух величин: относительной координаты фокуса  $x_f$  и относительной координаты  $x_m$  центра масс самолета (центровки). Отсюда следует, что целесообразно рассматривать влияние эксплуатационных факторов, связанных с изменением положения центра масс и положения фокуса самолета. Положение центра масс определяется размещением груза на самолете, а фокуса – конструктивными особенностями самолета, числом  $M$  полета, конфигурацией и т.д.

Непосредственное *влияние центровки* самолета на степень его устойчивости по перегрузке определяет жесткие требования к точному определению центровки и ее выдерживанию в процессе загрузки самолета и летной эксплуатации. При неизменном положении фокуса смещение центра масс вперед (уменьшение центровки  $x_m$ ) приводит к увеличению запаса устойчивости по перегрузке. Увеличение центровки обуславливает уменьшение запаса продольной устойчивости и при совпадении центра масс самолета с фокусом запас устойчивости становится нулевым

При малых запасах устойчивости самолет слабо сопротивляется изменению угла атаки и более медленно восстанавливает исходное положение равновесия при изменении угла атаки. Он становится более чувствительным к отклонениям руля высоты (стабилизатора). Неосторожное отклонение штурвала может вывести самолет за пределы установленных ограничений по углу атаки (по перегрузке). Пилотирование самолета, имеющего малый запас устойчивости по перегрузке, требует от пилота плавного, осторожного отклонения штурвала. Поэтому предельно задняя центровка ограничивается из условия обеспечения устойчивости по перегрузке. Как будет показано, ограничение предельно задней центровки устанавливается из условия обеспечения устойчивости по углу атаки при уходе на второй круг.

По мере уменьшения центровки статическая устойчивость самолета по перегрузке увеличивается, одновременно увеличиваются потребные балансировочные усилия на рычагах управления и перемещения рычагов. Соответственно увеличиваются потребные балансировочные отклонения органов управления. При малых центровках и, особенно на малых скоростях полета (например, при взлете и посадке) расхода руля высоты даже при полном его отклонении может быть недостаточно для балансировки самолета. Поэтому предельно передняя центровка  $x_m$  ограничивается из условия управляемости.

*Влияние числа  $M$  полета* проявляется в том, что при увеличении скорости полета до значений, соответствующих критическому числу  $M^*$  и более, на поверхностях развивается волновой кризис, происходит перераспределение давления на них, в результате центр давления и фокус самолета смещаются назад. Это приводит к резкому увеличению запаса статической устойчивости по перегрузке и появлению пикирующего момента, для парирования которого требуется отклонение штурвала на себя.

Значительное влияние на устойчивость самолета оказывает его *конфигурация*. Выпуск закрылков приводит к увеличению площади крыла и фактического угла атаки, что в целом вызывает увеличение подъемной силы крыла. При этом центр давления и фокус крыла из-за перераспределения давления на нем смещаются назад. Вследствие преимущественного увеличения подъемной силы крыла  $Y_{кр}$  по сравнению с подъемной силой горизонтального оперения  $Y_{ГО}$  центр давления и фокус самолета смещаются обычно вперед. В результате запас устойчивости по перегрузке, как правило, уменьшается. Выпуск закрылков приводит, кроме того, к увеличению, а уборка к уменьшению угла скоса потока, измеренного у горизонтального оперения, что оказывает соответствующее влияние на балансировочный момент.

*Выпуск или уборка шасси*, как правило, изменяет центровку самолета и аэродинамический момент тангажа за счет прироста силы лобового сопротивления, приложенного ниже центра масс самолета. Результирующий момент определяется алгебраической суммой этих моментов.

### 15.5. Устойчивость самолета по скорости

Под устойчивостью по скорости понимают способность самолета сохранять заданную скорость полета и возвращаться к ней самостоятельно без вмешательства пилота (автопилота).

При случайном уменьшении скорости самолет получит отрицательное приращение подъемной силы, в результате чего он будет терять высоту, увеличивая скорость. Поскольку подъемная сила всегда пропорциональна скорости, то может показаться, что отношение  $\Delta Y/\Delta V$  будет положительным и самолет всегда будет статически устойчив по скорости. На самом деле это не всегда так. Действительно, при числах  $M$  полета, больших  $M^*$ , центр давления и фокус самолета резко смещаются назад и при неизменной балансировке на самолет действует пикирующий момент тангажа, под действием которого угол тангажа и угол атаки уменьшаются, а самолет теряет высоту, увеличивая скорость. Если пилот не вмешивается в управление, то скорость самолета еще более растет, а вследствие уменьшения угла атаки подъемная сила уменьшается. Пикирующий момент при смещении фокуса назад может оказаться настолько большим, что для его парирования даже полного отклонения руля высоты может быть недостаточно. Это явление называется затягиванием в пикирование. Область скоростей затягивания в пикирование для транспортных самолетов лежит за пределами ограничения максимальной скорости по числу  $M$  полета.

### 15.6. Продольная балансировка самолета (общие сведения)

Под продольной балансировкой понимается процесс взаимного уравнивания моментов относительно поперечной оси  $OZ$  путем отклонения органов управления (стабилизатора и руля высоты). Если самолет сбалансирован, то выполняется условие  $\sum M_z = 0$ .

Различают два вида продольной балансировки: при постоянной скорости и высоте полета, но изменяющейся нормальной перегрузке, и при постоянной нормальной (обычно равной единице) перегрузке, но изменяющейся скорости.

*Балансировочная зависимость.* Эта зависимость показывает, на сколько градусов необходимо отклонить руль высоты для балансировки самолета в прямолинейном горизонтальном установившемся полете при сохранении нормальной перегрузки  $n_y=1$ . Балансировочная кривая строится по результатам летных испытаний самолета.



**ЛИТЕРАТУРА**

1. Airframe, Volume 1: Structures. Third Edition / Aviation Maintenance Technician Series – Newcastle, Washington: Aviation Supplies & Academics, Inc. – 2006, 490 p.
2. Николаев Л.Ф. Аэродинамика и динамика полета транспортных самолетов. - Москва: Транспорт, 1990. - 392 с.
3. Аэрогидромеханика / под ред. Мхитаряна А.М. - Москва: Машиностроение, 1984. 352 с.
4. Аэродинамика и динамика полета транспортных летательных аппаратов. Кн. 1. Аэродинамика / под ред. В.Е. Касторского. - Рига: РКИИГА, 1968. - 457 с.
5. Аэродинамика и динамика полета транспортных летательных аппаратов. Кн. 2. Динамика полета / под ред. В.Е. Касторского. - Рига: РКИИГА, 1970. - 624 с.