

**МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ  
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ  
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ  
МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ  
ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ  
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

---

**Кафедра аэродинамики, конструкции и прочности  
летательных аппаратов**

**Ефимова М.Г., Ципенко В.Г.**

**ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ И  
ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ  
ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ  
Часть 1**

**Основы аэродинамики**

*для студентов 2 курса специальности 160505*

**Москва – 2009**

Рецензенты: д.т.н., проф. Кубланов М.С.  
д.т.н., проф. Калугин В.Т.

Ефимова М.Г., Ципенко В.Г.

Основы аэродинамики и летно-технические характеристики воздушных судов, часть 1: Учебное пособие. – М.: МГТУГА, 2009. - 64 с.

Данное учебное пособие издается в соответствии с учебным планом для студентов 2 курса специальности 160505 дневного обучения.

Рассмотрено и одобрено на заседаниях кафедры \_\_\_\_\_ и методического совета факультета Авиационных систем и комплексов \_\_\_\_\_.

## Содержание

ВВЕДЕНИЕ .....	4
1. Основные физические свойства газов .....	5
1.1 Строение атмосферы .....	5
1.2 Основные параметры и свойства воздуха .....	7
1.3 Стандартная атмосфера.....	11
1.4 Принцип обращения движения и гипотеза сплошности среды.....	12
1.5 Термины механики сплошной среды.....	12
2. Основные уравнения гидрогазодинамики.....	14
2.1 Закон сохранения массы (уравнение неразрывности) .....	14
2.2 Закон сохранения энергии (уравнение Бернулли) .....	15
2.3 Уравнение количества движения.....	18
2.4 Уравнение момента количества движения .....	19
3. Теория подобия физических явлений .....	20
3.1 Аэродинамическое подобие и его составляющие.....	21
3.2 Критерии подобия .....	21
4. Скачки уплотнения .....	22
5. Пограничный слой .....	25
5.1 Понятие пограничного слоя .....	25
5.2 Ламинарный и турбулентный ПС.....	26
5.3 Характеристики ПС .....	28
5.4 Сопротивление трения плоской пластины.....	28
5.5 Влияние шероховатости поверхности на характеристики ПС .....	29
5.6 Отрыв ПС.....	31
5.7 Парадокс Даламбера – Эйлера .....	32
6. Основы аэродинамики самолета.....	33
6.1 Геометрические характеристики основных частей самолета .....	34
6.1.1 Крыло .....	34
6.1.2 Оперение.....	39
6.1.3 Фюзеляж .....	40
6.2 Системы координат.....	41
6.3 Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет .....	44
6.3.1 Подъемная сила .....	48
6.3.2 Сила лобового сопротивления .....	51
6.3.3 Аэродинамическое качество. Поляра .....	54
6.3.4 Аэродинамическая интерференция.....	56
6.3.5 Моментные характеристики.....	56
6.3.6 Центр давления и фокус профиля .....	56
6.3.7 Теорема Н.Е. Жуковского о подъемной силе крыла .....	57
6.4 Аэродинамические рули самолета .....	58
6.5 Механизация крыла .....	60
6.5.1 Распределение давления по профилю с отклоненной механизацией .....	62
6.5.2 Аэродинамические характеристики крыла с отклоненной механизацией .....	63

## ВВЕДЕНИЕ

Данное учебное пособие предназначено для студентов специальности «Аэронавигационное обслуживание и использование воздушного пространства» и издается в соответствии с учебной программой специальности. Цель дисциплины «Основы аэродинамики и летно-технические характеристики воздушных судов» – раскрыть основополагающие понятия и идеи законов аэродинамики, исследования траекторий движения, устойчивости и управляемости воздушных судов ГА с целью обеспечения безопасности и регулярности их полетов, а также высоких экономических показателей авиационных перевозок. Данная дисциплина необходима для подготовки авиационных специалистов, способных решать проблемы летной эксплуатации, связанные с аэродинамикой и динамикой полета ВС, и является базой для изучения и освоения технологии управления воздушным движением.

Задачей изучения дисциплины является понимание взаимосвязи аэродинамики и динамики движения ВС со средствами бортовой автоматики и УВД, использование прикладных программ для решения задач летной эксплуатации конкретных типов ВС ГА.

Данное пособие представляет собой первую часть курса «Основы аэродинамики и летно-технические характеристики воздушных судов».

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

## **1. Основные физические свойства газов**

### **1.1 Строение атмосферы**

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

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

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

сферы температура воздуха заметно уменьшается с высотой (в среднем на  $6,5^{\circ}\text{C}$  через каждые 1000 м), а также подвержена суточным и сезонным колебаниям. В верхнем слое тропосферы (для средних широт начиная с 11 км) температура воздуха практически неизменна и равна приблизительно  $-56^{\circ}\text{C}$  (217 К). Это явление носит название т р о п о п а у з ы . Толщина тропопаузы колеблется на различных широтах от нескольких сотен метров до нескольких километров.

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

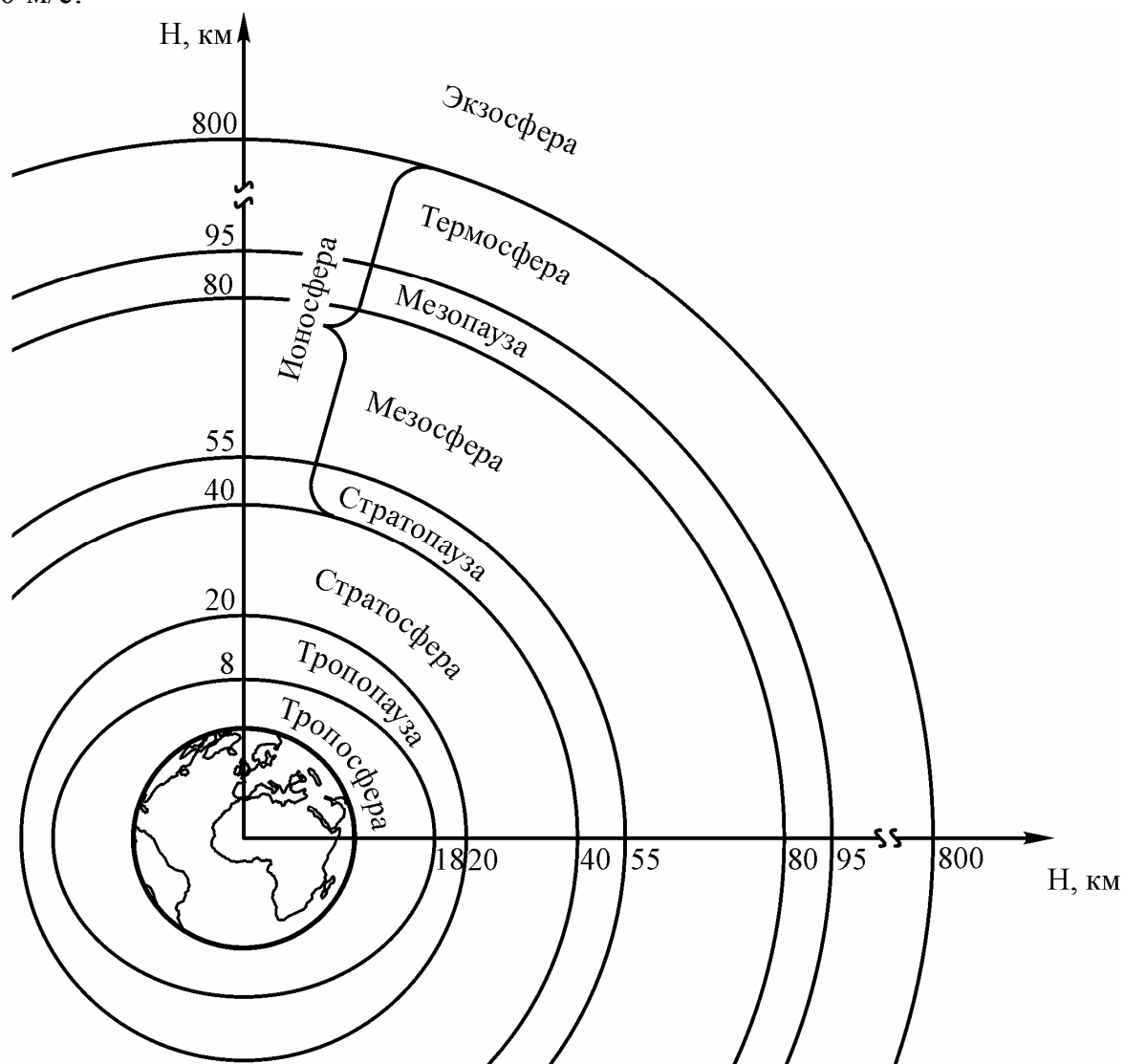


Рис. 1. Строение атмосферы

Выше стратосферы располагается мезосфера. Она доходит до высоты 80 км, и в ней снова происходит постепенное понижение температуры до  $-88^{\circ}\text{C}$ .

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

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

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

## 1.2 Основные параметры и свойства воздуха

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

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

где  $p$  – давление газа [Па];

$\rho$  – плотность газа [ $\text{кг}/\text{м}^3$ ];

$m$  – молекулярная масса газа [ $\text{кг}/\text{моль}$ ];

$R$  – универсальная газовая постоянная  $\left[ \frac{\text{Дж}}{\text{К} \cdot \text{моль}} \right]$ ;

$T$  – температура газа [К].

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

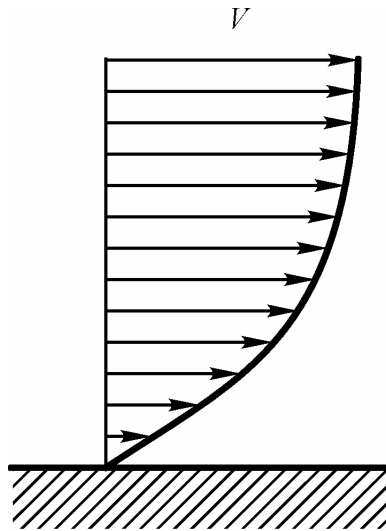


Рис. 2. Профиль скоростей потока вблизи поверхности

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

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

где  $\mu$  – коэффициент динамической вязкости, [Па · с];

$V_x$  – скорость набегающего потока [м / с].

Если коэффициент динамической вязкости разделить на плотность воздуха  $\rho$ , то получится коэффициент кинематической вязкости:

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

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

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

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



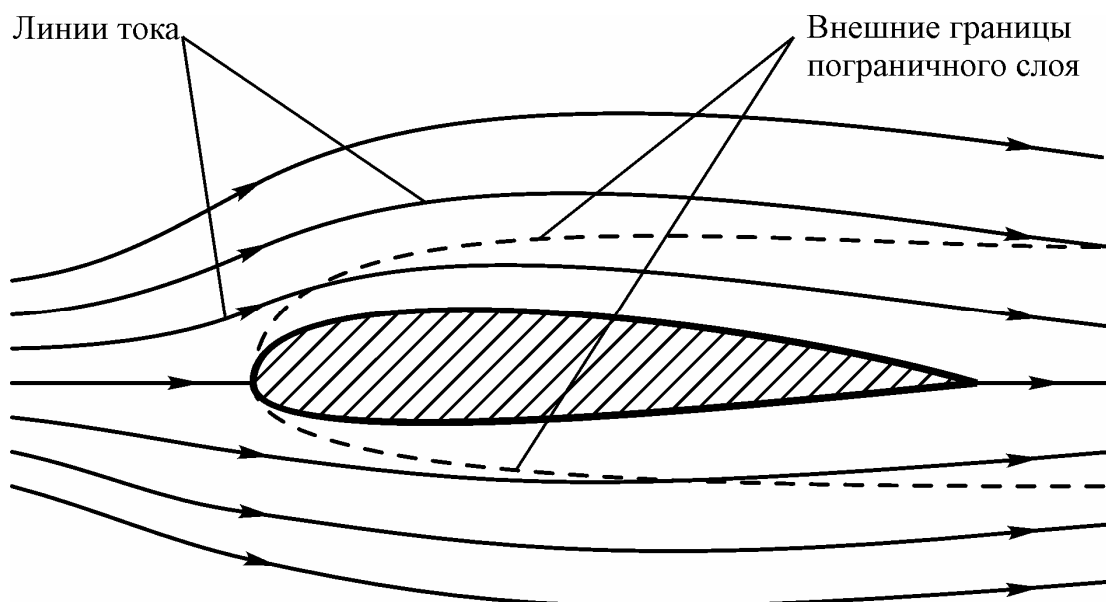


Рис. 3. Схема обтекания тела вязким газом  
(толщина пограничного слоя увеличена)

Другим важным свойством воздуха является его сжимаемость. С ж и м а е м о с т ь ю называется свойство среды изменять свой объем при изменении давления. Это свойство воздуха определяет возможность распространения в нем малых возмущений давления в виде упругих волн сжатия-разрежения. Эти волны воспринимаются нашим слуховым аппаратом как звук. Скорость распространения звуковых волн называется с к о р о с т ь ю з в у к а :

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

Воспользовавшись формулой (2), получим:

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

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

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

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

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

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

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

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

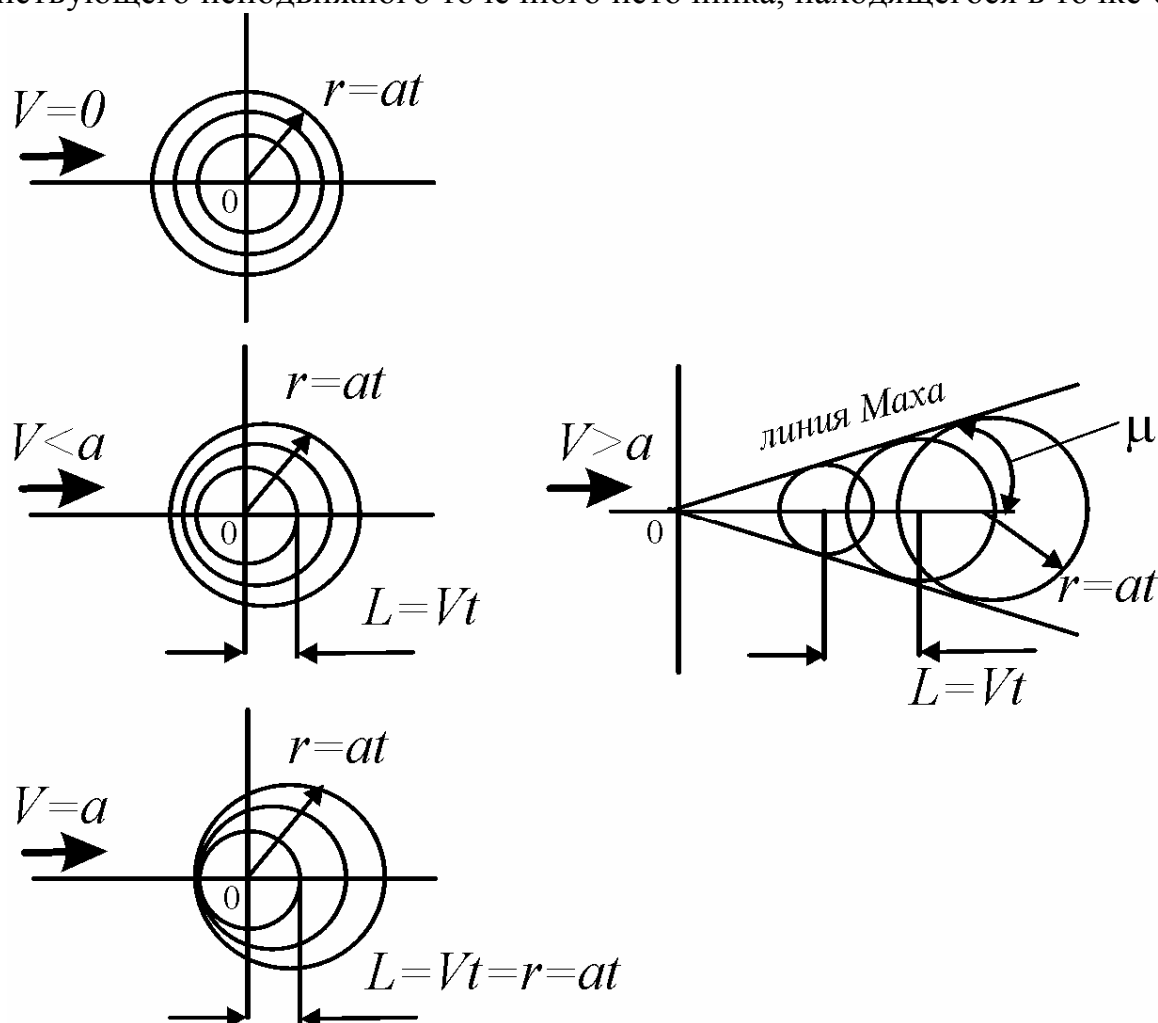


Рис. 4. Особенности дозвуковых и сверхзвуковых течений

1. Покоящийся воздух  $V = 0$ ,  $M = 0$ . В этом случае малые возмущения давления распространяются во всех направлениях одинаково со скоростью  $a$ .
2. Дозвуковой поток  $0 < M < 1$  ( $0 < V < a$ ). Волны возмущений сферической формы сносятся вниз по потоку со скоростью  $V$ . Возмущения распространяются и вверх и вниз по потоку.

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

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

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

где  $\mu$  - угол Маха.

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

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

### 1.3 Стандартная атмосфера

Параметры атмосферы зависят не только от высоты, но и от времени года и суток, координат места наблюдения и других факторов. Поэтому для удобства аэродинамических расчетов и сравнения результатов летных испытаний ЛА, проведенных при различных атмосферных условиях, используют модель атмосферы – стандартную атмосферу. Это условная атмосфера, представленная в виде распределения средних значений параметров воздуха по высоте. Параметры стандартной атмосферы, принятой в России, находятся в соответствии с Международной стандартной атмосферой (МСА) и примерно равны средним значениям параметров реальной атмосферы на средних широтах в летнее время.

Параметры стандартной атмосферы для нулевого уровня, в качестве которого принят средний уровень моря, называют стандартными (или нормальными) и отмечают индексом «с»:  $T_c = 288,15$  К;  $p_c = 101300$  Па;  $\rho_c = 1,225$  кг/м<sup>3</sup>;  $a_c = 340,29$  м/с;  $\nu_c = 1,46 \cdot 10^{-5}$  м<sup>2</sup>/с.

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

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

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

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

## 1.4 Принцип обращения движения и гипотеза сплошности среды

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

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

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

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

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

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

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

## 1.5 Термины механики сплошной среды

В аэродинамике при изучении движения воздуха иногда удобнее использовать не модель сплошной среды, а модель, рассматривающую среду как совокупность множества частиц. В этой модели движение частиц представляют в виде траекторий и линий тока.

Траекторией движения частицы называется геометрическое место точек, в которых частица находилась в процессе своего движения. При этом

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

Линия тока – это линия, составленная из точек, в которых движущиеся частицы находятся в фиксированный момент времени, причем векторы скоростей частиц направлены по касательной к этой линии так же, как и в случае с траекторией (рис. 5). Траектория и линия тока различаются тем, что траектория описывает движение одной частицы в разные моменты времени, а линия тока – движение совокупности частиц в каждый фиксированный момент времени.

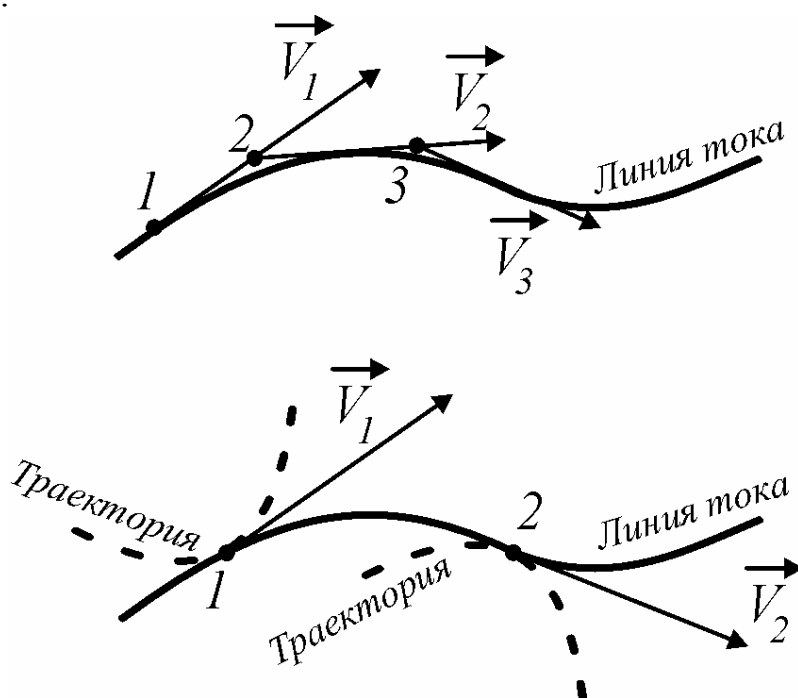


Рис. 5. Линия тока и траектория частицы

При определенном условии траектория и линия тока совпадают. Это происходит в том случае, если в каждой фиксированной точке линии тока вектор скорости не изменяется с течением времени по величине и направлению. Такое течение называется *установившимся*. При *неустановившемся* течении вектор скорости со временем изменяется, что приводит к изменению формы линии тока, и она уже не совпадает с траекторией движения отдельной частицы.

Представим себе замкнутую линию и через точки этой линии проведем линии тока. В результате получим замкнутую поверхность, образованную линиями тока. Такая поверхность называется *трубкой тока* (рис.6). Поскольку, как следует из определения линии тока, векторы скорости движения частиц направлены по касательной к поверхности трубки тока, то эта поверхность является непроницаемой для частиц воздуха. Воздух, движущийся внутри трубки тока, называется *стружкой*. Стружка называется *элементарной*, если ее поперечное сечение достаточно мало и можно считать, что в каждый фиксированный момент времени скорости частиц воздуха в этом сечении равны.

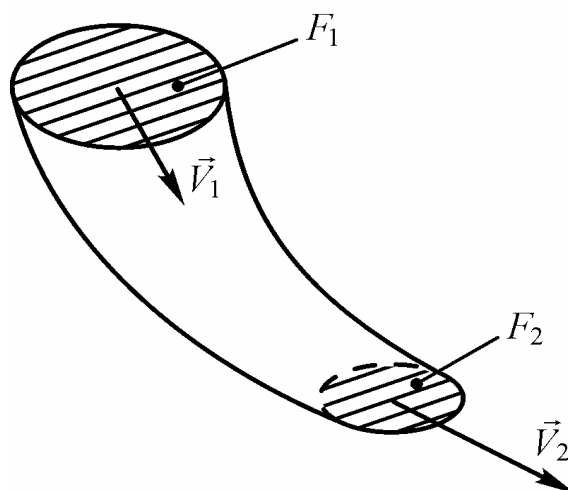


Рис. 6. Трубка тока

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

## 2. Основные уравнения гидрогазодинамики

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

Мы будем рассматривать эти уравнения применительно к струйке тока.

### 2.1 Закон сохранения массы (уравнение неразрывности)

Рассмотрим элементарную струйку (рис. 6).

Поскольку поверхность трубки тока непроницаема для частиц воздуха, то при установившемся течении через каждое поперечное сечение элементарной струйки в единицу времени будет протекать одна и та же масса воздуха. Это вытекает из закона сохранения массы, если принять, что трубка тока не имеет разрывов, через которые может поступать или уходить воздух. Поэтому формула, описывающая это явление, называется уравнением неразрывности и имеет вид (рис. 7):

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

где  $m$  – масса воздуха, протекающего через поперечное сечение струйки в единицу времени;  
 $\rho$  – плотность воздуха в данном сечении струйки;  
 $V$  – скорость воздуха в данном сечении струйки;  
 $F$  – площадь поперечного сечения струйки.

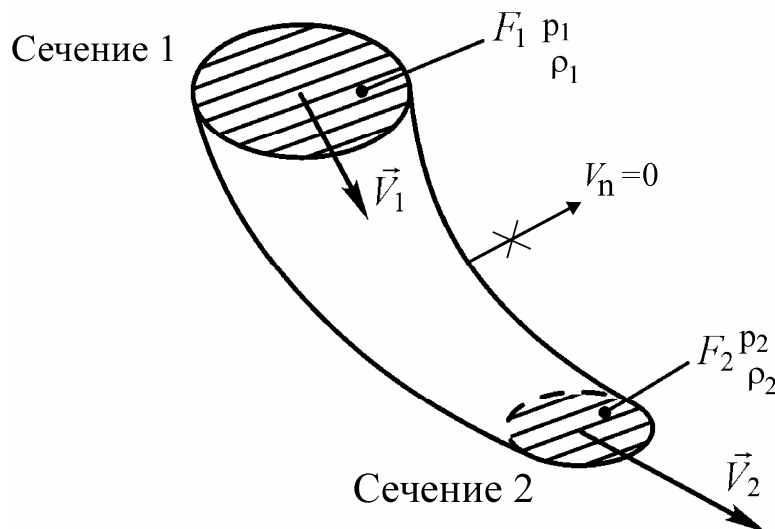


Рис. 7. К выводу уравнения неразрывности

Для малых скоростей течения (при  $M < 0,3$ ) можно принять, что воздух несжимаем, т.е. плотность воздуха не меняется от сечения к сечению ( $\rho = \text{const}$ ). Тогда ее можно исключить из уравнения (10) и, возвращаясь к рис. 7, записать:

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

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

## 2.2 Закон сохранения энергии (уравнение Бернулли)

Важное место в аэродинамике отводится также закону сохранения энергии, который используется для получения взаимосвязи давления и скорости воздуха в струе. На рис. 8 показана струйка при виде сбоку. Рассмотрим относительно некоторого уровня баланс энергии масс воздуха, проходящих через сечения 1 и 2 за одинаковый промежуток времени  $\Delta t$ . Движение

воздуха в струйке будем считать установившимся, а сжимаемость и трение учитывать не будем. Выделим для рассмотрения некоторую массу воздуха  $m$ , проходящую через сечение 1 со скоростью  $V_1$  за время  $\Delta t$ . Эта масса обладает кинетической энергией, равной  $\frac{mV_1^2}{2}$  и имеет потенциальную энергию, равную работе силы тяжести  $mgh_1$ . Кроме этого, на рассматриваемую массу воздуха действует сила давления воздуха  $p_1F_1$ , лежащего выше сечения 1, поэтому необходимо также учесть работу, совершаемую этой силой. Работа, как известно, равна произведению силы на перемещение, которое в данном случае можно вычислить, умножив скорость  $V_1$  на промежуток времени  $\Delta t$ , в течение которого рассматриваемая масса воздуха проходит через сечение 1. Согласно закону сохранения суммарная энергия рассматриваемой массы воздуха при прохождении ею сечения 2 не изменится, поэтому можно записать:

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

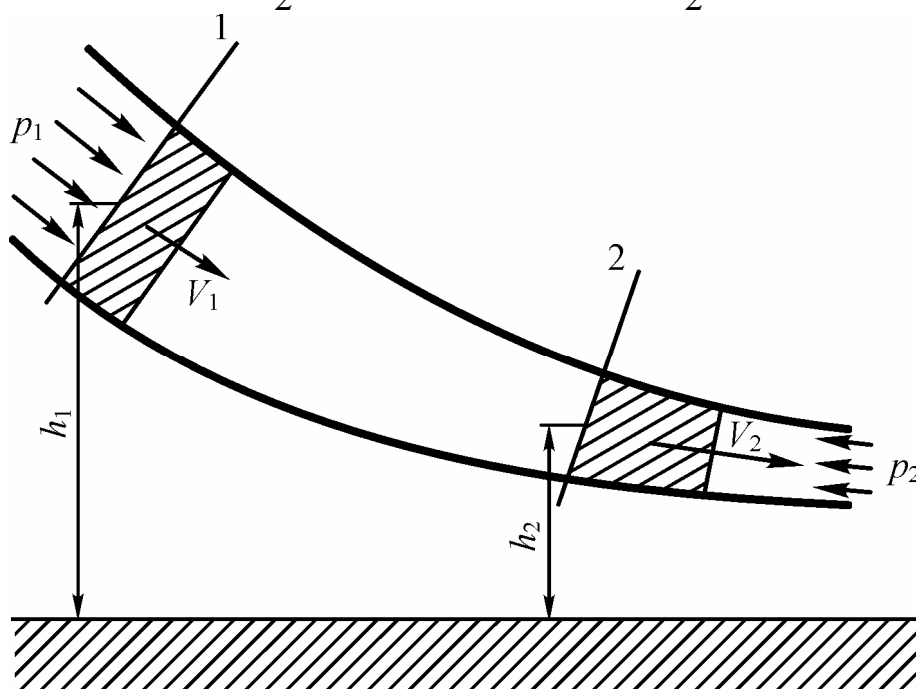


Рис. 8. Движение воздуха в струйке

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

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

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

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

Или:

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



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

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

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

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

При внимательном рассмотрении уравнения Бернулли можно заметить, что при увеличении скорости потока динамическое давление будет расти, а статическое соответственно – падать, т.к. их сумма изменяться не должна. Так, при обтекании тела набегающим потоком воздуха (рис. 8) на его носке существует точка  $A$  (критическая точка), в которой скорость потока из-за полного торможения равна 0. В этой точке динамическая составляющая равна нулю, а статическое давление максимально и равно полному давлению. В любой другой точке поверхности тела скорость потока будет больше 0, а это значит, что статическое давление будет меньше, чем в критической точке.

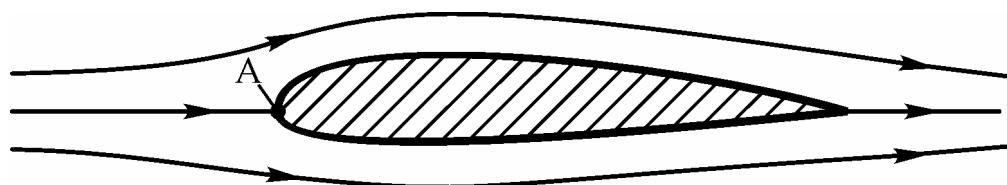


Рис. 8. Обтекание тела набегающим потоком

Взаимосвязь статического и динамического давлений хорошо иллюстрируется на примере функционирования прибора, который носит название трубка Пито – Прандтля, или в технике – приемник воздушного давления (ПВД). Этот прибор широко используется в авиации для определения скорости полета. Схематично трубка Пито – Прандтля изображена на рис. 9. Прибор имеет две полости, соединенных с манометром. Когда трубка выставлена вдоль вектора скорости набегающего потока, то в полости 1 давление воздуха будет равно полному давлению, т.к. это критическая точка и поток в ней полностью тормозится. Полость 2 сообщается с потоком через боковое отверстие в трубке, при этом линии тока проходят мимо этого отверстия, не искажаясь. За счет этого в полости 2 действует только статическое давление, а влияние динамического давления исключено.

Разность давлений в полостях 1 и 2, измеряемая с помощью манометра, будет равна скоростному напору:

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

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

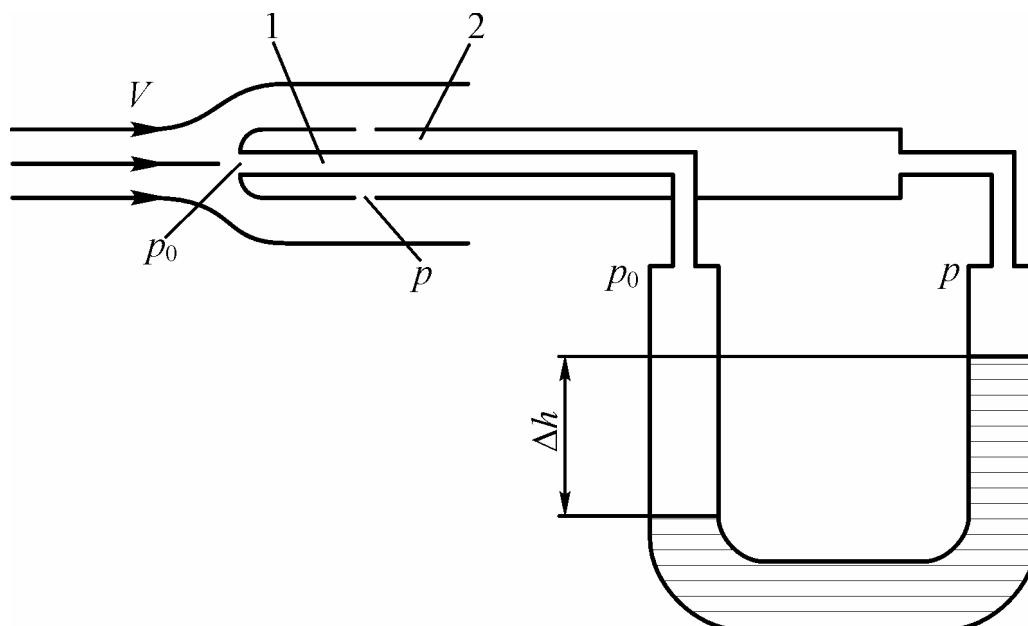


Рис. 9. Схема трубки Пито-Прандтля

### 2.3 Уравнение количества движения

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

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

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

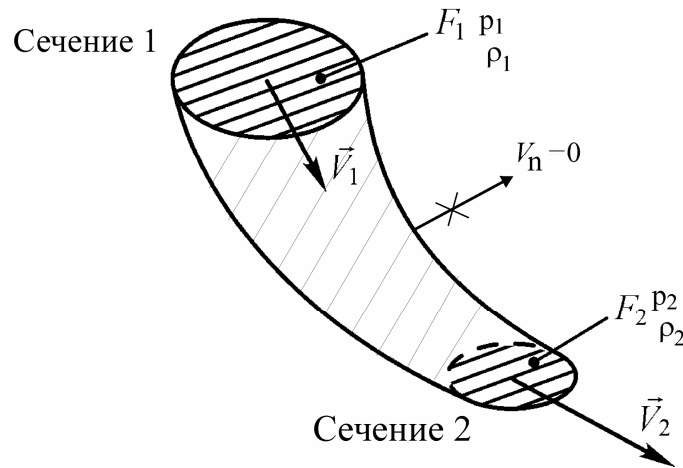


Рис. 10. Замкнутый объем в элементарной струйке

Чтобы определить количество движения через выделенный объем, запишем:

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

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

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

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

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

#### 2.4 Уравнение момента количества движения

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

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

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

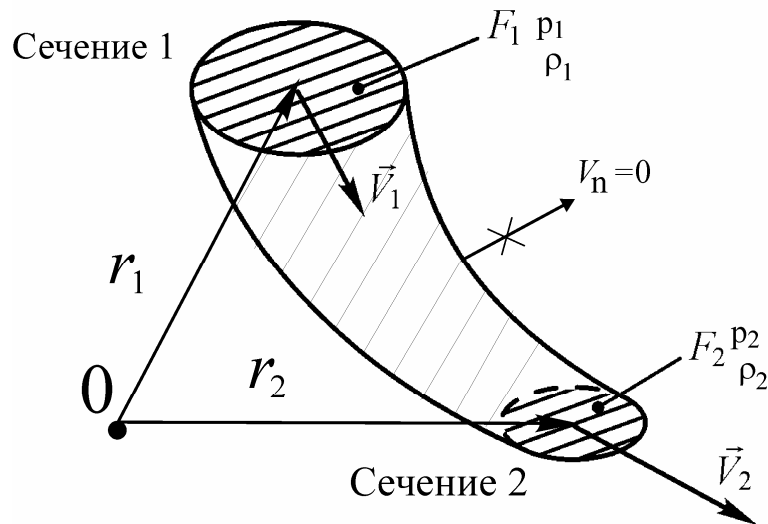


Рис. 11. Определение момента количества движения замкнутого объема

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

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

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

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

### 3. Теория подобия физических явлений

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

- 1) при каких условиях обтекания модели и натурального объекта подобны,
- 2) если обтекания подобны, то каким образом можно перенести результаты обтекания с модели на натуральный объект.

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

### 3.1 Аэродинамическое подобие и его составляющие

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

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

- геометрическое подобие двух тел обеспечивается в том случае, когда размеры модели получаются из сходственных размеров натурального объекта умножением на постоянный множитель (константу подобия), и когда и модель и натуральный объект имеют одинаковую ориентацию в пространстве;

- кинематическое подобие обеспечивается в геометрически подобных потоках, если их скорости в сходственных точках потока пропорциональны;

- динамическое подобие обеспечивается при обтекании геометрически подобных тел кинематически подобными потоками, если силы, действующие на сходственные элементы пропорциональны.

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

### 3.2 Критерии подобия

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

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

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

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

Мы уже знакомы с одним из критериев аэродинамического подобия, который учитывает сжимаемость среды – это число Маха:

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

Критерием подобия, учитывающим влияние вязкости, является число Рейнольдса:

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

$\mu$ ,  $\nu$  - соответственно коэффициенты динамической и кинематической вязкостей,

$l$  - характерный размер тела.

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

#### 4. Скачки уплотнения

В аэромеханике рассматривают малые (слабые) и конечные (сильные) возмущения (т.е. изменения газодинамических переменных, вызванные движением твердого тела). Малые возмущения распространяются со скоростью звука и сопровождаются бесконечно малыми изменениями давления, плотности и т.д. Мы рассматривали малые возмущения в разделе «Сжимаемость воздуха».

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

Рассмотрим возникновение СУ на примере обтекания различных углов:

а) обтекание внешнего тупого угла

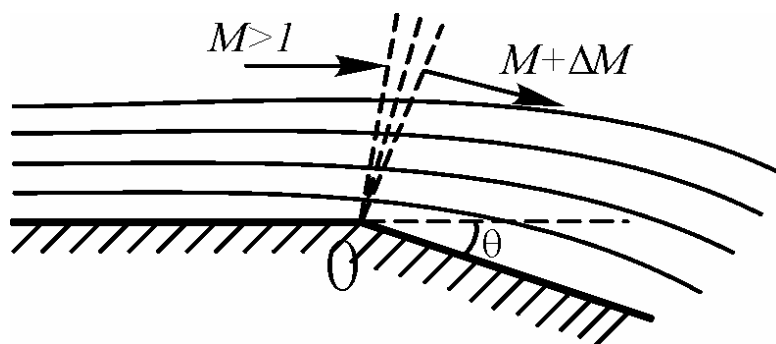


Рис. 12. Обтекание внешнего тупого угла

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

б) обтекание внутреннего тупого угла

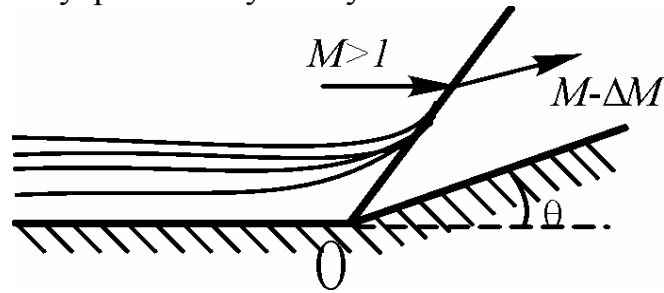


Рис. 13. Обтекание внутреннего тупого угла

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

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

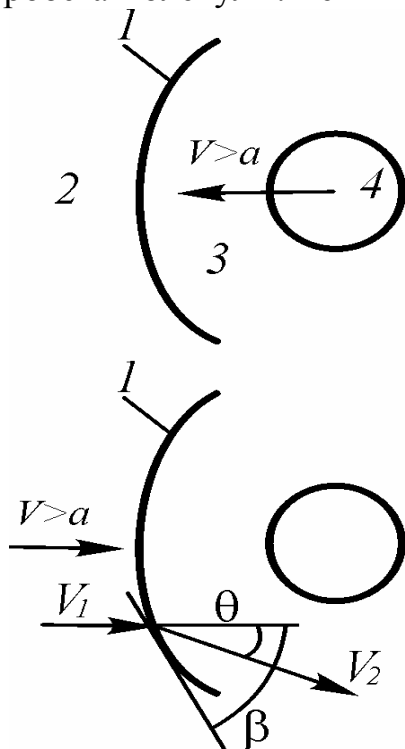


Рис. 14. Ударная волна и скачок уплотнения

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

- 1 – ударная волна;
- 2 – невозмущенная область;
- 3 – возмущенная область;
- 4 – тело.

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

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

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

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

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

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

индексом «1» обозначены параметры потока до СУ, а знак  $\pm$  показывает направление изменения угла  $\theta$ .

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

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

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

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

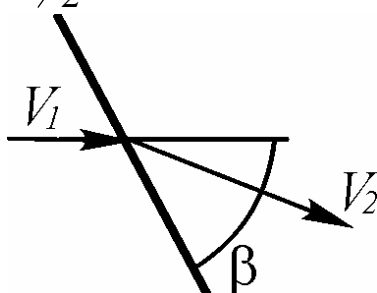


Рис. 15. Плоский СУ

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

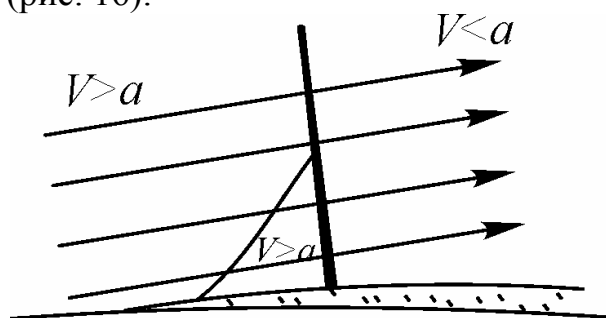


Рис. 16. Лямбдаобразный СУ

4) головной – возникает перед обтекаемым телом.

5) кормовые – возникают у кормовой части тела.

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

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



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

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

## 5. Пограничный слой

### 5.1 Понятие пограничного слоя

Рассмотрим обтекание вязкой жидкостью плоской пластины, расположенной под нулевым углом атаки к потоку. Как уже объяснялось, частицы жидкости, проходящие близко к поверхности будут тормозиться за счет вязкости и наличия трения. Скорость частиц на стенке равна скорости самой стенки, то есть нулю. Вдали от стенки скорость будет такой же, как и в невозмущенном потоке. Таким образом, получаем, что вблизи пластины есть некий тонкий слой жидкости, в котором скорость изменяется от 0 на стенке до значения 0.99 от скорости набегающего потока. Этот слой называется пограничным слоем (см. раздел 1.2). Границей этого слоя является воображаемая поверхность, на которой скорость частиц пограничного слоя (ПС) становится равной скорости набегающего потока (рис. 17). Расстояние от тела до этой поверхности называется толщиной ПС и обозначается  $\delta$ . Толщина ПС увеличивается по мере удаления от носка тела, так как увеличивается количество заторможенной жидкости.

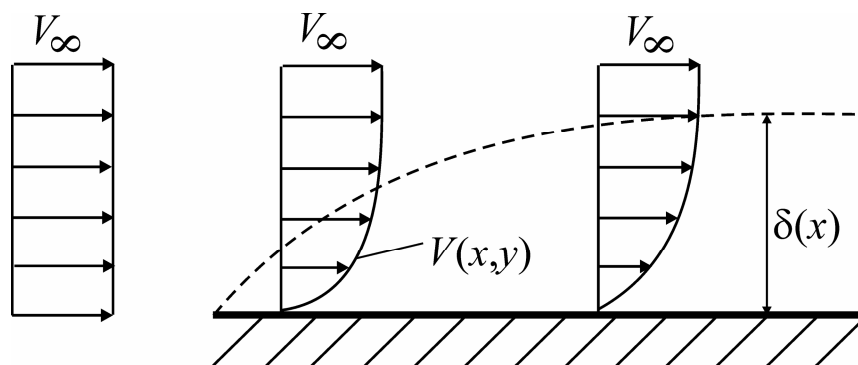


Рис. 17. Пограничный слой на теле

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

ким образом, законы течения вязкой жидкостью необходимо применять только к областям 1 и 2.

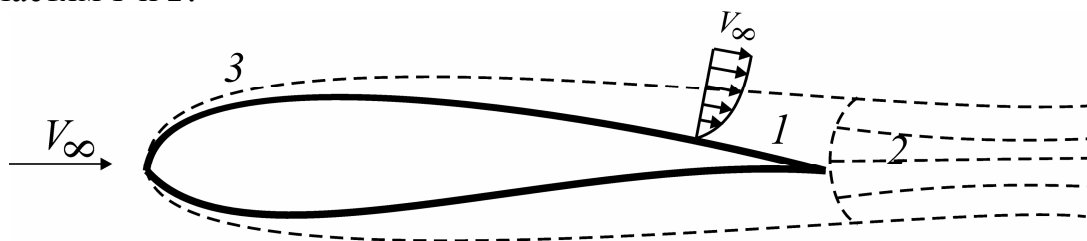


Рис. 18. Структура течения около тела

## 5.2 Ламинарный и турбулентный ПС

Течения в ПС зависят от скорости обтекания.

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

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

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

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

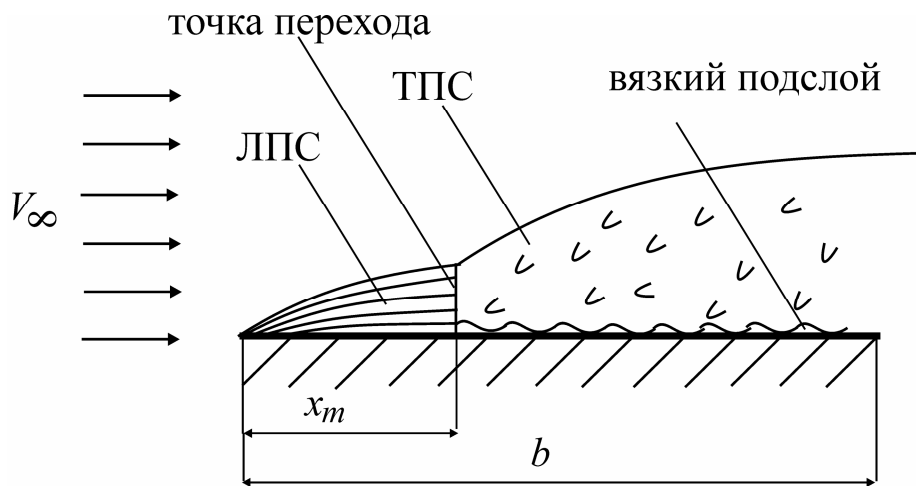


Рис. 19. Структура ПС на теле

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

$$Re_{кр} = \frac{Vx_m}{\nu}$$

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

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

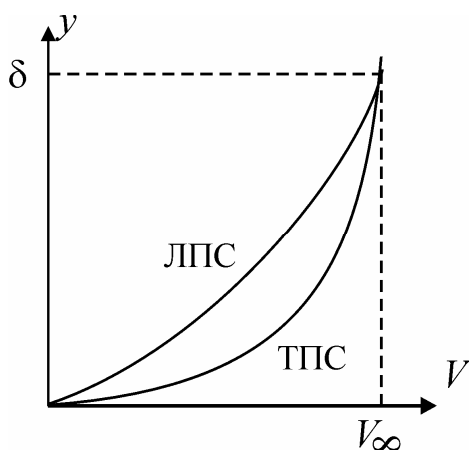


Рис. 20. Эпюры скорости в ЛПС и ТПС

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

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

где  $x$  – текущая координата. Чтобы определить толщину ПС на конце ламинарного или турбулентного участков, необходимо взять  $x = b$ ,

при этом  $Re_x = \frac{V_\infty x}{\nu}$ .

Из этих формул можно сделать следующие выводы:

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

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

### 5.3 Характеристики ПС

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

Толщина вытеснения

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

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

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

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

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

Или для ЛПС:  $\delta^{**} = \frac{0,664x}{\sqrt{Re_x}}$ , для ТПС  $\delta^{**} = \frac{0,036x}{\sqrt[5]{Re_x}}$ .

С ростом толщины ПС величины  $\delta^*$  и  $\delta^{**}$  увеличиваются. Эти три величины связаны соотношением:

в ЛПС  $\delta^{**} \approx 0,46\delta^* \approx 0,12\delta$

в ТПС  $\delta^{**} \approx (0,7 \dots 0,8)\delta^* \approx (0,09 \dots 0,1)\delta$ .

### 5.4 Сопротивление трения плоской пластины

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

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

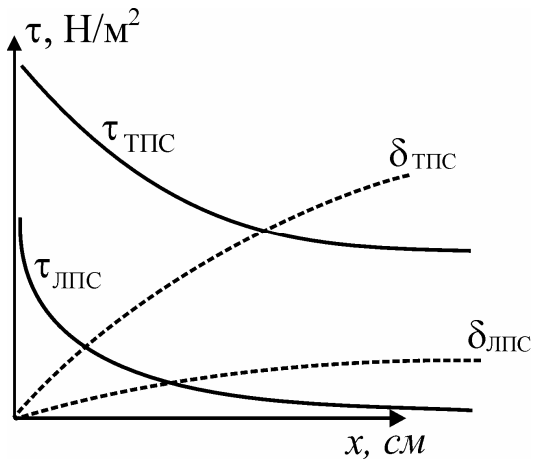


Рис. 21. Распределение напряжения трения и толщины ПС по длине плоской пластины

Напряжение трения на поверхности обтекаемого тела зависит от толщины ПС:

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

В окрестности носка тела толщина ПС мала, а градиент скорости по нормали к поверхности очень велик (стремится к бесконечности). По мере роста толщины ПС градиент скорости вдоль поверхности уменьшается, следовательно, уменьшается напряжение трения. При этом напряжение

на стенке в ТПС больше, чем в ЛПС. Это объясняется тем, что в ТПС градиент скорости больше, чем в ЛПС (см. рис. 20), следовательно, по формуле (\*) получаем, что напряжение в ТПС больше, чем в ЛПС.

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

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

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

$$c_{FT} = \frac{0.455}{(\lg Re_\infty)^{2.58}} \text{ при } 2.5 \times 10^5 < Re_\infty < 5 \times 10^8. \text{ (более}$$

универсальная формула). В этих формулах число Рейнольдса определяется по всей длине пластины.

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

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

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

## 5.5 Влияние шероховатости поверхности на характеристики ПС

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

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

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

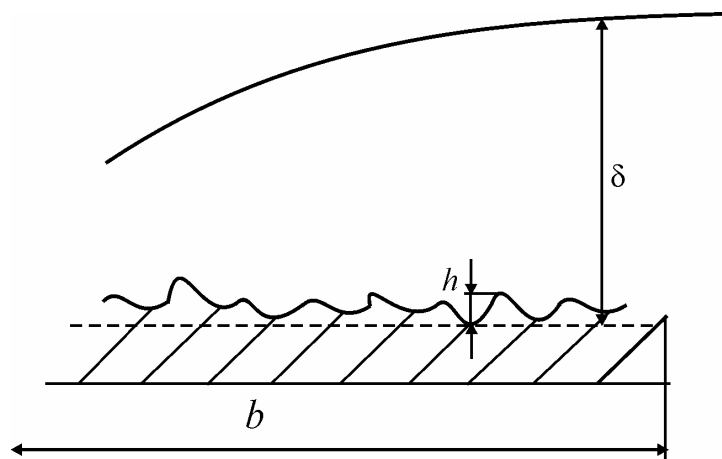


Рис. 22. Шероховатость поверхности

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

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

## 5.6 Отрыв ПС

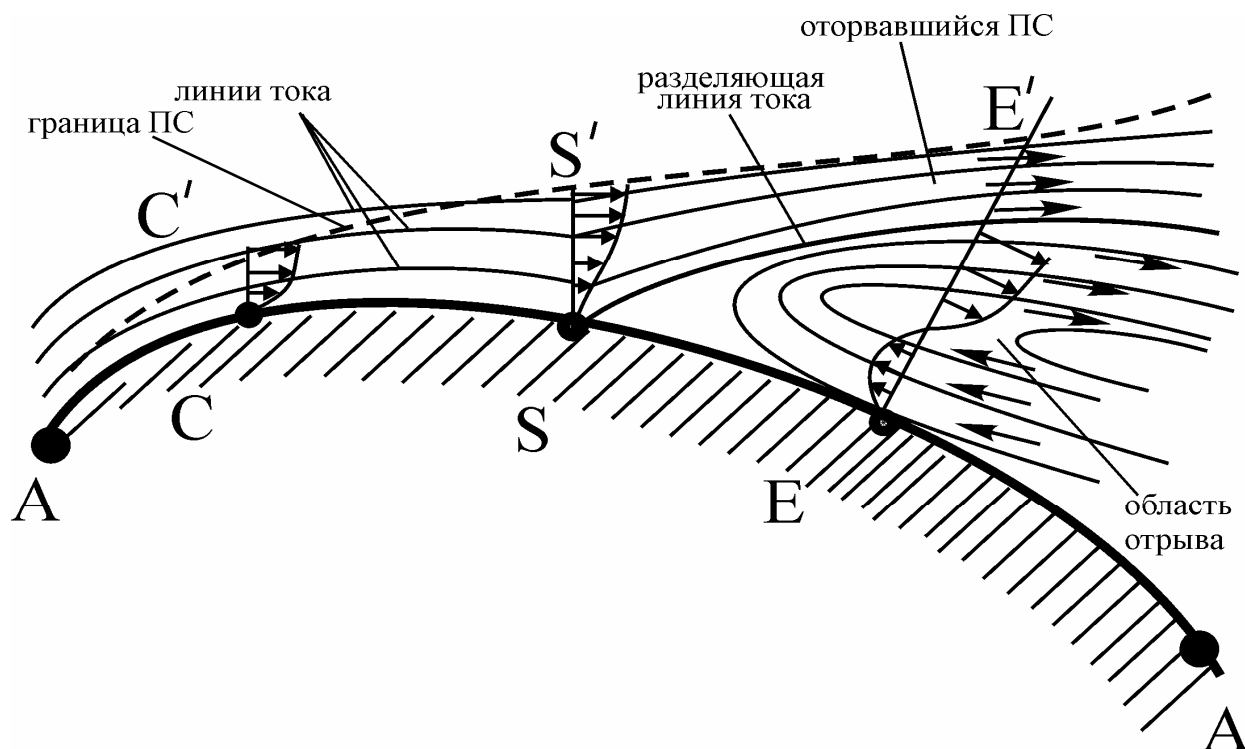


Рис. 23. Отрыв пограничного слоя

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

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

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

Представленная схема позволяет установить, что отрыв ПС вызван совместным действием вязкости и положительного градиента давления. Очевидно также, что увеличение кинетической энергии частиц в пристеночной части ПС сместит точку отрыва вниз по потоку. Поэтому ТПС менее склонен к отрыву, чем ЛПС.

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

### 5.7 Парадокс Даламбера – Эйлера

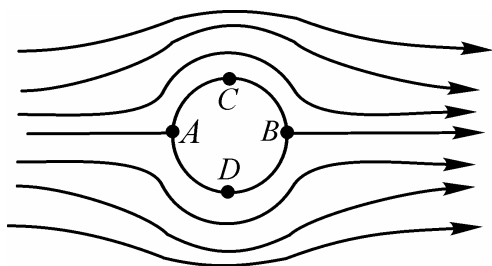


Рис. 24. Обтекание бесконечного цилиндра

Рассмотрим обтекание бесконечного цилиндра потоком идеального газа. Невязкая среда скользит вдоль цилиндра, полностью обтекая его. В этом случае картина линий тока будет абсолютно симметричной относительно горизонтальной плоскости. Тогда в точках  $A$  и  $B$  давление будет одинаковым и равным полному давлению  $p_0$ ,

а в точках  $C$  и  $D$  – также одинаково и минимально. Следовательно, давление на цилиндр спереди и сзади будет одинаково, а результирующая сила давления равна 0. Такой же результат получится и для тел другой формы. Этот вывод, не соответствующий действительности, носит название парадокса Даламбера – Эйлера.

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



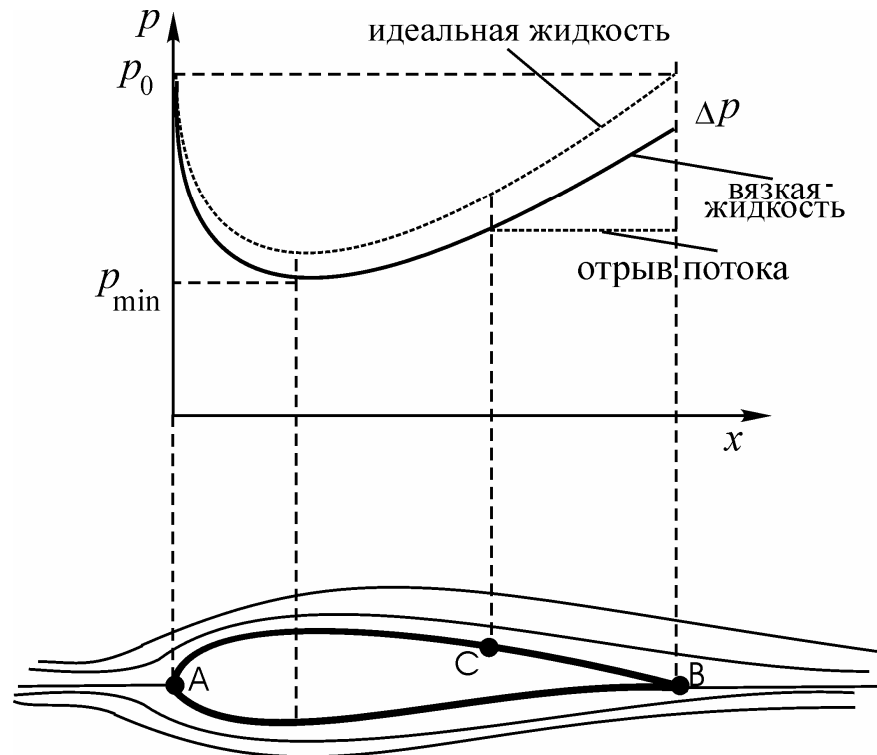


Рис. 25. Распределение давления по профилю

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

Если на хвостовой части профиля происходит отрыв потока, то разность давлений  $\Delta p$  значительно увеличивается, и, следовательно, увеличивается сопротивление давления.

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

## 6. Основы аэродинамики самолета

До сих пор мы рассматривали взаимодействие набегающего потока с неким абстрактным телом. Однако в авиации эксплуатируются вполне конкретные летательные аппараты: самолеты, вертолеты, планеры, аэростаты, дирижабли и др. Все они, так или иначе, взаимодействуют с окружающим воздухом в процессе своего полета. Среди всего многообразия видов лета-

тельных аппаратов, созданных человеком, наибольшее распространение получил самолет. Самолет – это летательный аппарат тяжелее воздуха, который имеет крыло для создания подъемной силы и силовую установку для создания тяги.

## 6.1 Геометрические характеристики основных частей самолета

Основными частями самолета являются: крыло, фюзеляж, оперение, шасси, силовая установка, бортовое оборудование (рис. 26). В данном разделе нас интересуют, прежде всего, те части самолета, которые непосредственно взаимодействуют с набегающим потоком воздуха и создают основную долю аэродинамических сил, т.е. крыло, фюзеляж и оперение. Шасси и силовая установка, как правило, тоже обтекаются потоком воздуха, но в данном курсе мы не будем заострять на этом внимание.

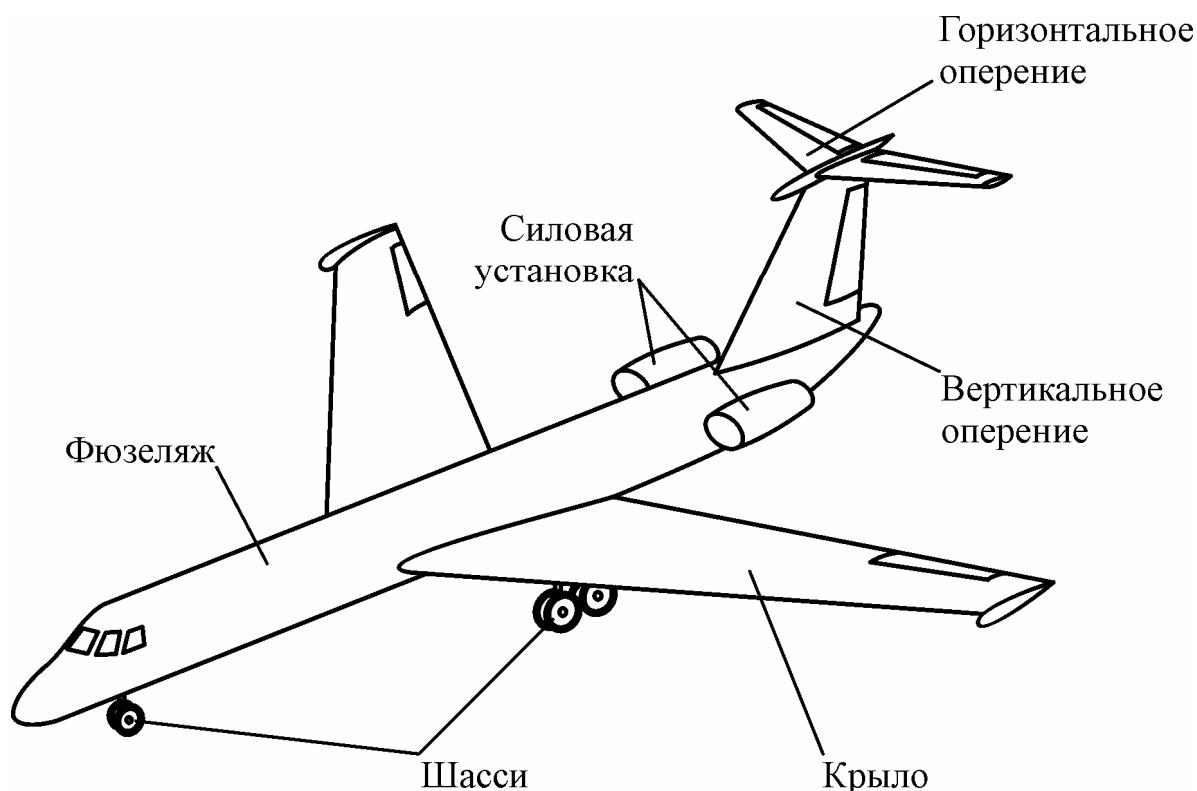


Рис. 26. Общий вид самолета

### 6.1.1 Крыло

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

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

Формы профилей разнообразны, они выбираются, прежде всего, исходя из соображений обеспечения требуемых летно-технических характеристик самолета. На рис. 27 приведены наиболее распространенные формы профилей.

Геометрические характеристики профиля показаны на рис. 28. Для описания формы профиля используют такие геометрические характеристики, как хорда, относительная толщина, относительная вогнутость и др.

Хордой профиля называется отрезок прямой, соединяющий две наиболее удаленные точки профиля. Хорда обозначается, как правило, буквой  $b$ . Формы верхнего и нижнего контуров профиля задаются с помощью таблиц с координатами точек или в виде аналитических зависимостей:  $y_{\text{в}} = f(x)$  и  $y_{\text{н}} = f(x)$ . При этом начало системы координат располагают в передней точке хорды, а саму хорду – на оси  $Ox$ .

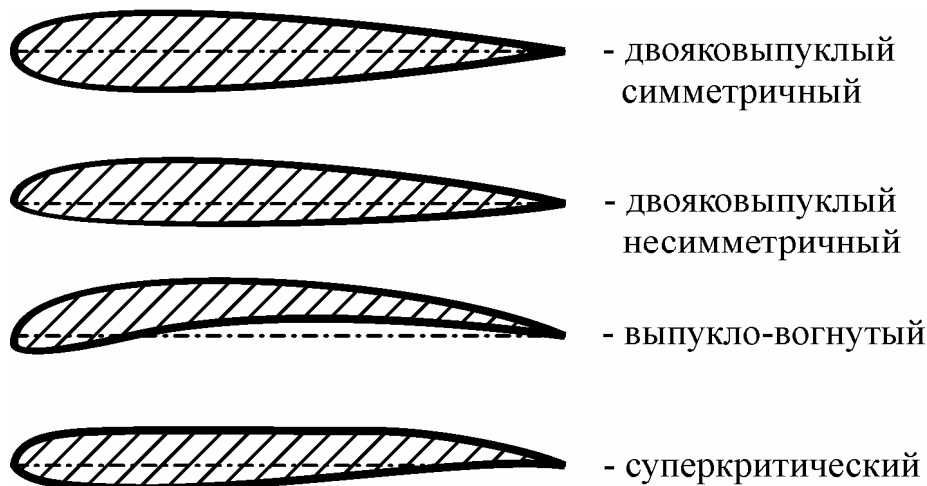


Рис. 27. Формы профилей

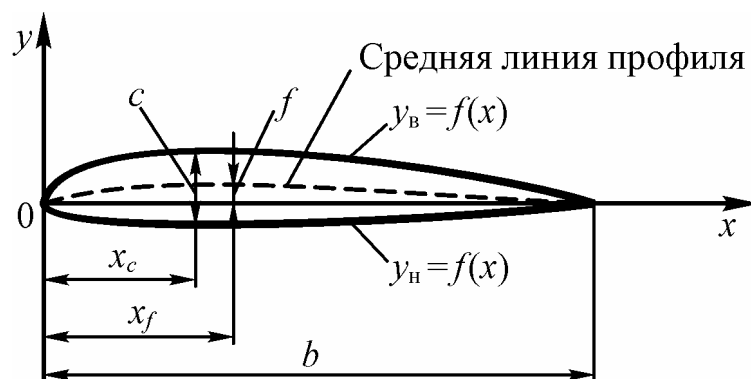


Рис. 28. Геометрические характеристики профиля

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

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

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

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

Положение максимальной толщины профиля по длине хорды определяется относительной координатой:

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

где  $x_c$  – абсцисса максимальной толщины профиля.

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

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

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

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

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

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

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

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

где  $x_f$  – абсцисса максимальной вогнутости профиля.

Формы крыла в плане, т.е. при виде сверху, столь же разнообразны, как и формы профилей. Однако на современных самолетах чаще всего используются прямоугольные, трапециевидные, стреловидные и треугольные кры-

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

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

Размах крыла  $l_{кр}$  – расстояние между двумя плоскостями, параллельными базовой плоскости самолета и проходящими через концы крыла (рис. 30).

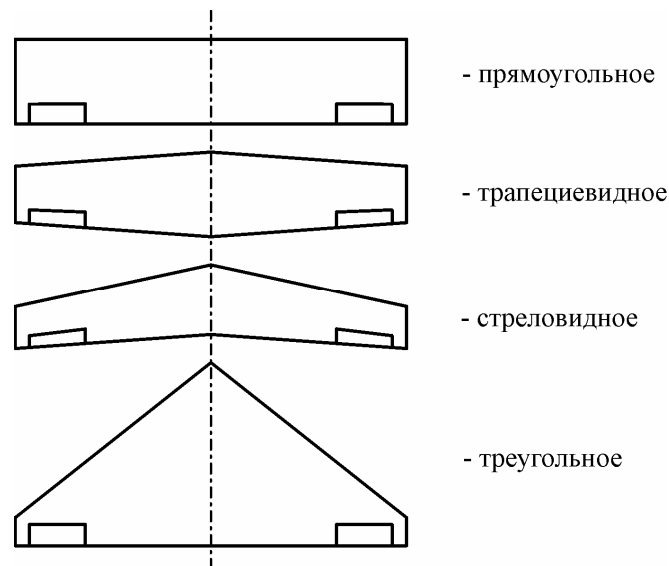


Рис. 29. Формы крыла в плане

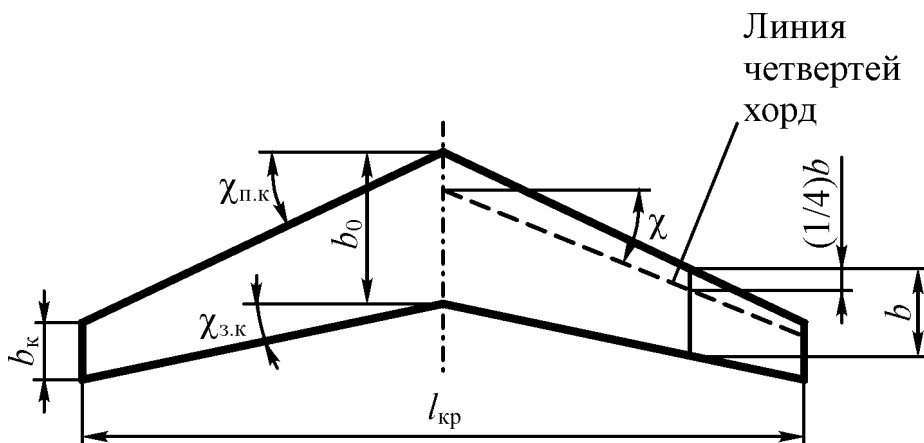


Рис. 30. Геометрические характеристики крыла в плане

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

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

Площадь крыла  $S_{кр}$  – площадь проекции крыла на базовую плоскость крыла (не путать с базовой плоскостью самолета). Базовой плоскостью крыла называется плоскость, проходящая через корневую хорду.

ду крыла и перпендикулярная базовой плоскости самолета. При аэродинамических расчетах в площадь крыла включается также площадь подфюзеляжной части.

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

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

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

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

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

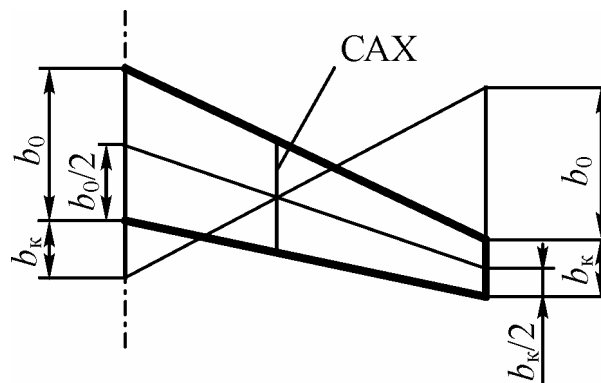


Рис. 31. Геометрическое построение САХ

Удлинение крыла  $\lambda$  – отношение квадрата размаха крыла к его площади:

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

Сужение крыла  $\eta$  – отношение длины корневой хорды крыла к длине его концевой хорды:

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

Линия четвертей хорд крыла – линия, проходящая через точки, отстоящие от передних точек хорд на расстоянии, равном  $\frac{1}{4}$  длин хорд. В общем случае крыло в плане имеет сложную форму, а линия четвертей хорд не является прямой линией. Однако в авиации наибольшее распро-

странение получили крылья с прямолинейными передней и задней кромками. В этом случае линия четвертей хорд будет прямой. Эта линия используется для определения угла стреловидности крыла.

Угол стреловидности крыла  $\chi$  – угол между линией четвертей хорд крыла и плоскостью, перпендикулярной корневой хорде. При описании геометрии крыла используются также углы стреловидности крыльев по передней кромке  $\chi_{п.к}$  и по задней кромке  $\chi_{з.к}$  (см. рис. 30). Если  $\chi \neq 0$ , то крыло является стреловидным. У современных пассажирских и транспортных самолетов  $\chi = 20 \div 35^\circ$ .

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

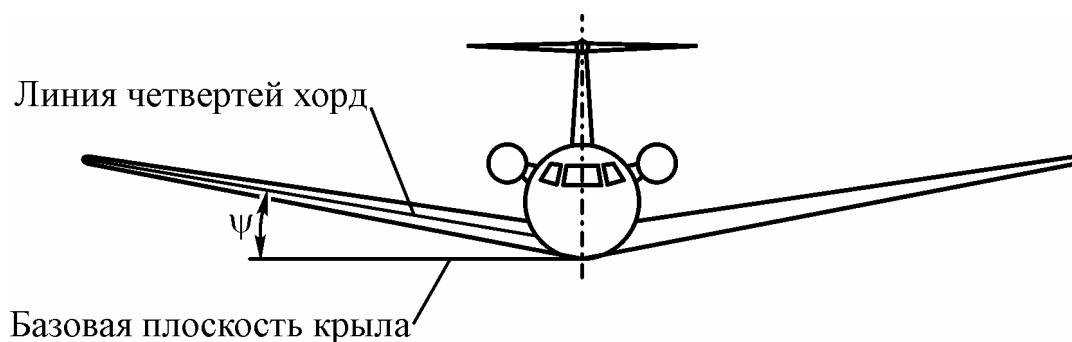


Рис. 32. Угол поперечного V крыла

### 6.1.2 Оперение

Оперение самолета предназначено для обеспечения его устойчивости и управляемости. Устойчивость и управляемость самолета мы будем рассматривать в разделе 2 настоящего пособия. Здесь же мы отметим лишь то, что оперение самолета делится на горизонтальное и вертикальное (см. рис. 26). Горизонтальное оперение по форме напоминает крыло, поэтому к нему применимы все рассмотренные выше геометрические характеристики. Вертикальное оперение подобно полукрылу, но располагается оно в базовой плоскости самолета или в плоскости, ей параллельной. Поэтому площадь вертикального оперения равна площади его проекции на базовую плоскость самолета.

### 6.1.3 Фюзеляж

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

Длина фюзеляжа – это наибольший размер фюзеляжа вдоль продольной оси.

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

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

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

По этой формуле вычисляют эквивалентный диаметр для фюзеляжей некруглой формы.

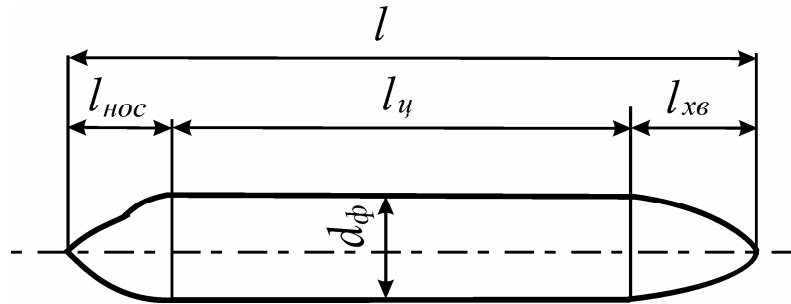


Рис. 33. Геометрические характеристики фюзеляжа

Удлинение фюзеляжа  $\lambda_{ф}$  – это отношение длины фюзеляжа к его максимальному эквивалентному диаметру (для современных магистральных самолетов удлинение фюзеляжа примерно 9...10):

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

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

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

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

$$\lambda_{усл} = \frac{l}{\sqrt{d_m^2 - d_0^2}}, \quad \lambda_{усл\ нос} = \frac{l_{нос}}{\sqrt{d_m^2 - d_0^2}}, \quad \text{где}$$

$d_0$  – диаметр входного отверстия воздухозаборника,  $d_0 = (0,8 \dots 0,9) d_m$ .

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



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

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

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

Геометрические характеристики гондолы двигателей определяются аналогично.

## 6.2 Системы координат

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

Связанная система координат  $0XYZ$  жестко связана с самолетом (отсюда ее название). Начало этой системы совпадает с центром масс самолета (рис. 34). Ось  $0X$  лежит в базовой плоскости самолета, она направлена в сторону носовой части и, как правило, параллельна  $СAX$ . Эта ось называется *продольной осью*. Ось  $0Y$  тоже лежит в базовой плоскости самолета, при этом она перпендикулярна оси  $0X$  и направлена к верхней части самолета. Она называется *нормальной осью*. Ось  $0Z$  перпендикулярна базовой плоскости самолета и направлена в сторону правого полукрыла. Эта ось называется *поперечной осью*.

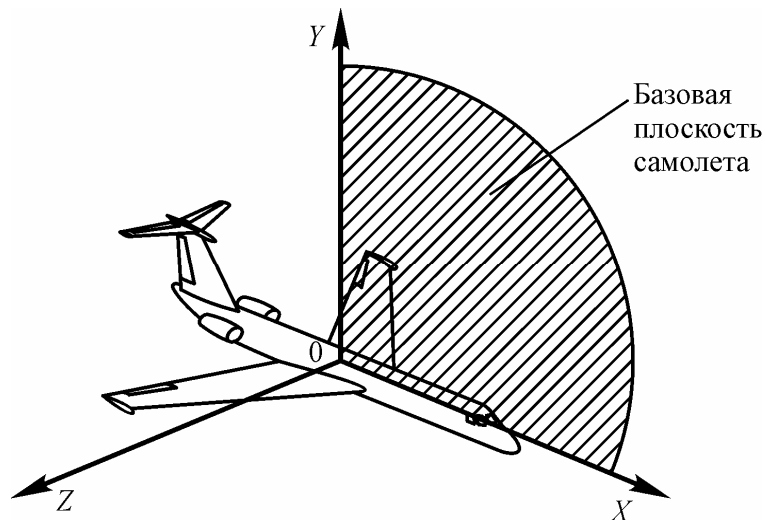


Рис. 34. Связанная система координат

Скоростная система координат  $0X_a Y_a Z_a$  связана с вектором скорости движения центра масс самолета относительно воздушной среды  $\vec{V}$  (рис. 35), ее начало также помещают в центре масс самолета. Ось  $0X_a$  в скоростной системе координат всегда совпадает с вектором скорости и назы-

вается скоростной осью. Ось  $OY_a$  перпендикулярна вектору скорости, лежит в базовой плоскости самолета и направлена к верхней части самолета. Она называется осью подъемной силы. Ось  $OZ_a$  проводят так, чтобы она дополняла оси  $OX_a$  и  $OY_a$  до правой системы координат. Эта ось называется боковой осью.

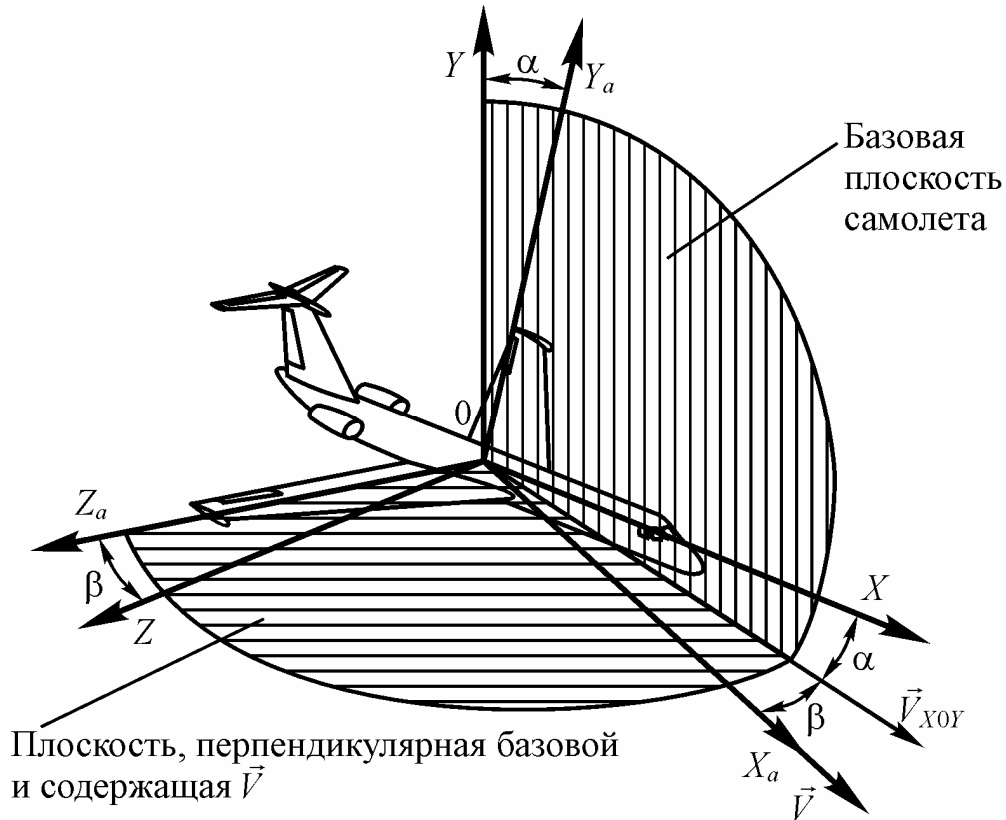


Рис. 35. Скоростная система координат

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

Нормальная система координат  $OX_gY_gZ_g$  используется для описания пространственного положения самолета относительно поверхности Земли. Начало координат этой системы совпадает с началом связанной системы координат (рис. 36). Ось  $OY_g$  всегда направлена вверх по местной вертикали, а направление осей  $OX_g$  и  $OZ_g$  выбирается в соответствии с решаемой задачей, при этом плоскость  $X_gOZ_g$  всегда расположена горизонтально. Угол между осью  $OX_g$  и проекцией оси  $OX$  на горизонтальную плоскость  $X_gOZ_g$  называется углом рыскания и обозначается  $\psi$ . Угол между продольной

осью  $OX$  и горизонтальной плоскостью  $X_gOZ_g$  называется углом тангажа и обозначается  $\varphi$ . Угол между поперечной осью  $OZ$  и горизонтальной плоскостью  $X_gOZ_g$  называется углом крена и обозначается  $\gamma$ .

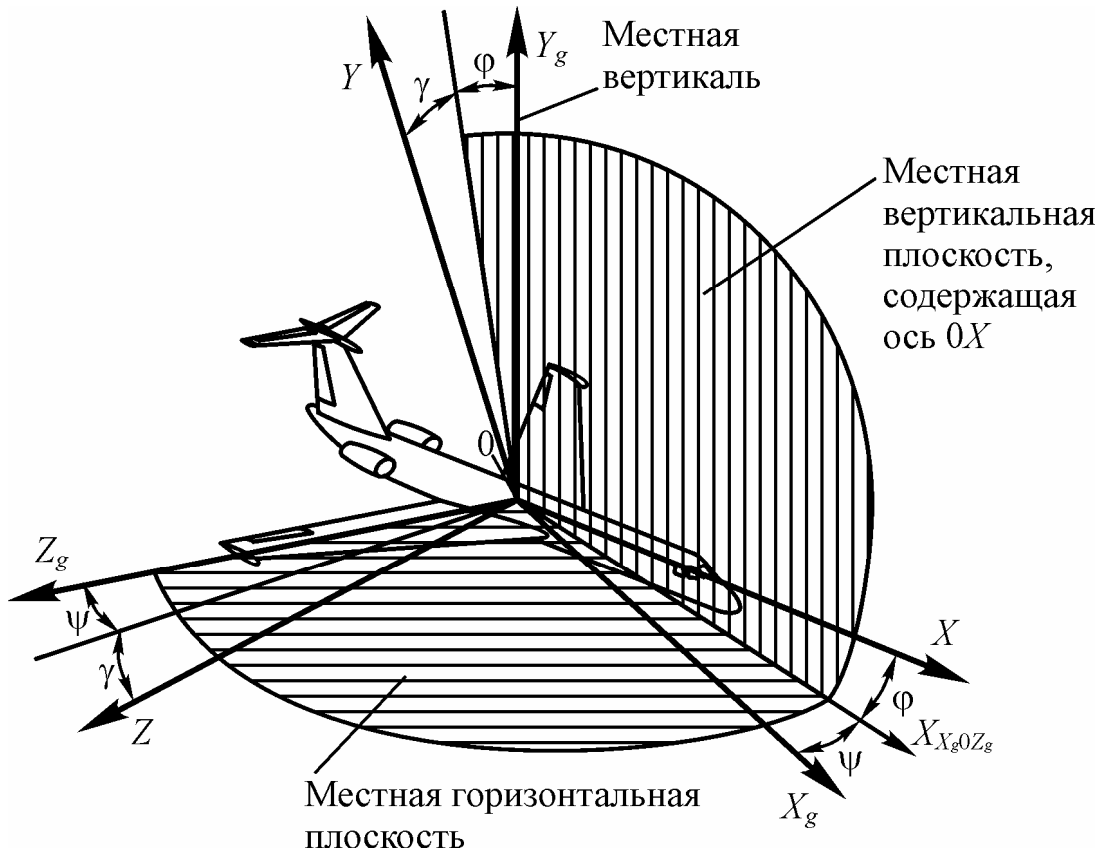


Рис. 36. Нормальная система координат

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

$$\vec{V}_k = \vec{V} + \vec{W}, \quad (27)$$

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

Траекторная система координат связана с вектором земной скорости  $\vec{V}_k$ . Начало координат этой системы совпадает с началом связанной системы координат (рис. 37). Ось  $OX_k$  совпадает с направлением вектора земной скорости  $\vec{V}_k$ . Ось  $OY_k$  размещается в вертикальной плоскости, проходящей через ось  $OX_k$ , и направлена вверх от Земли. Ось  $OZ_k$  образует правую систему ко-

ординат. Траекторная система координат может быть получена из нормальной путем поворота последней на угол пути  $\xi$  и угол наклона траектории  $\theta$ .

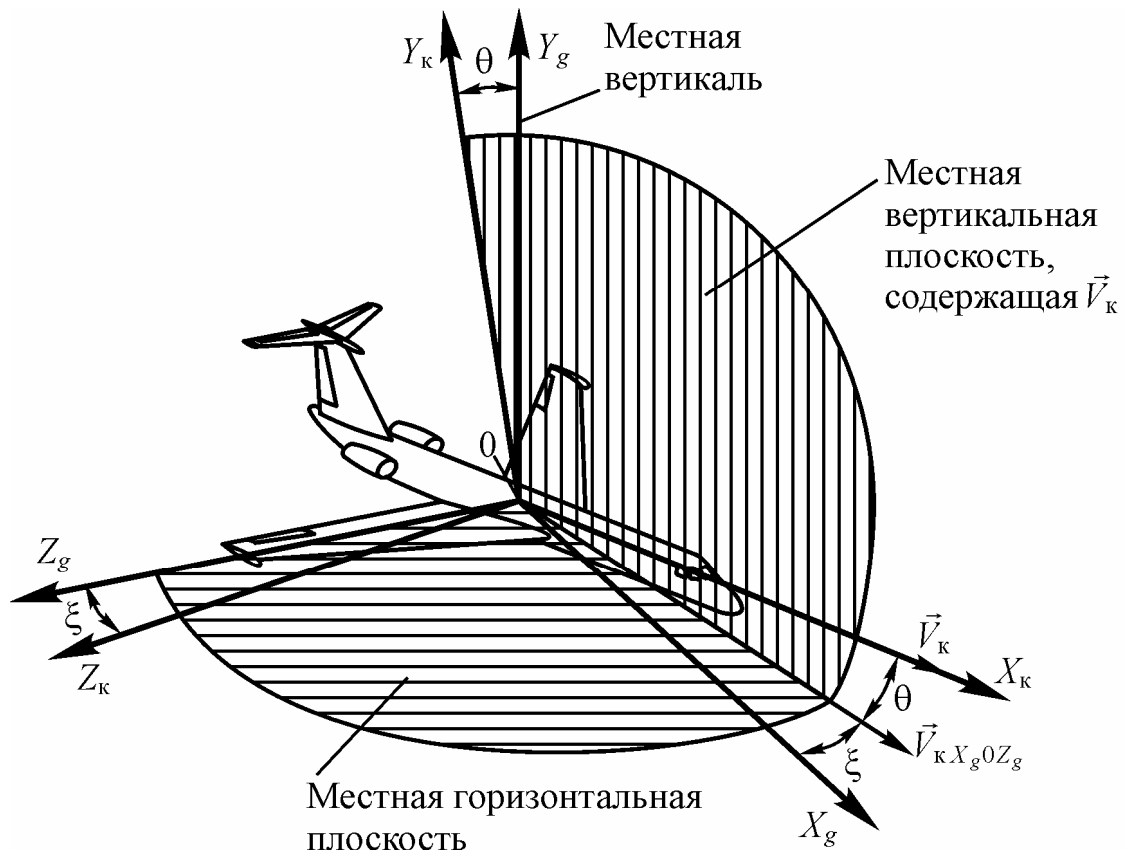


Рис. 37. Траекторная система координат

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

### 6.3 Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет

Механическое воздействие набегающего потока на самолет сводится к нагрузкам, непрерывно распределенным по его поверхности. Для удобства изучения эти распределенные нагрузки приводят к результирующей силе, приложенной в центре масс самолета, которая называется аэродинамической силой и обозначается  $\vec{R}_A$  (рис. 38), а также моменту вокруг центра масс, который называется аэродинамическим моментом и обозначается  $\vec{M}$ .

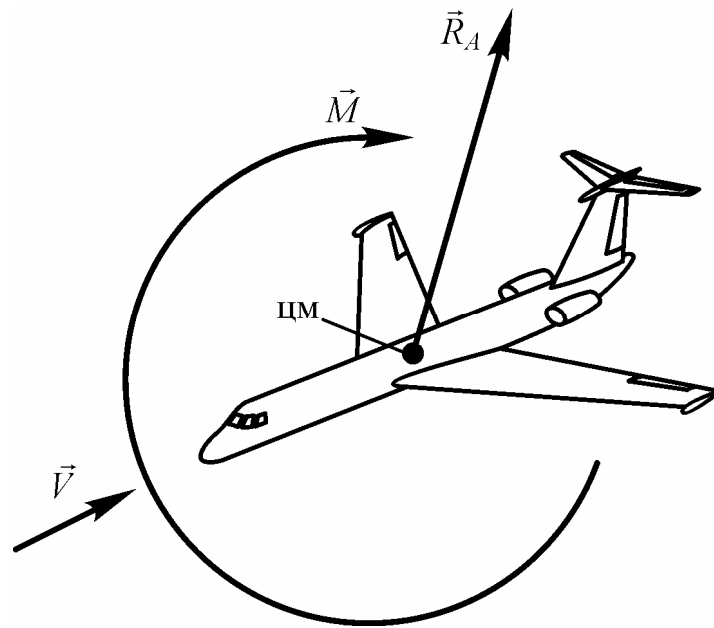


Рис. 38. Аэродинамическая сила и аэродинамический момент, действующие на самолет при его обтекании набегающим потоком

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

$$R_A = C_R \frac{\rho V^2}{2} S, \quad (28)$$

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

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

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

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

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

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

$\vec{X}$  – аэродинамическая продольная сила;

$\vec{Y}$  – аэродинамическая нормальная сила;

$\vec{Z}$  – аэродинамическая поперечная сила.

В скоростной системе координат:

$\vec{X}_a$  – сила лобового сопротивления;

$\vec{Y}_a$  – аэродинамическая подъемная сила;

$\vec{Z}_a$  – аэродинамическая боковая сила.

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

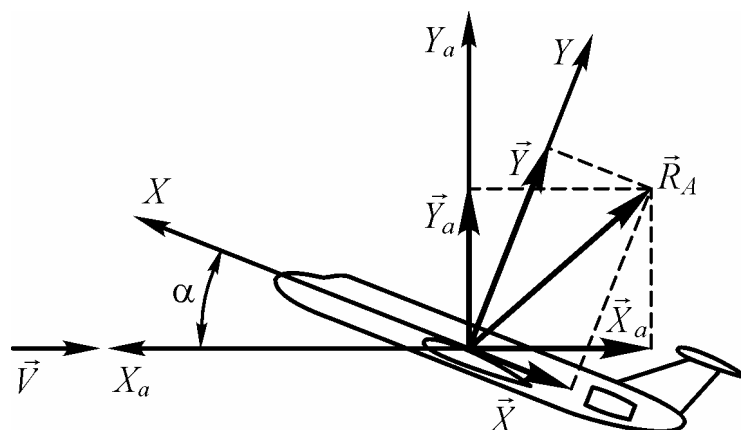


Рис. 39. Разложение аэродинамической силы по осям связанной и скоростной систем координат при  $\beta = 0$

В дальнейшем мы будем иметь дело в основном с проекциями аэродинамической силы на оси скоростной системы координат. Воспользовавшись формулой (28), запишем выражения для этих проекций. При этом в качестве характерной будем брать характерную площадь того элемента, который играет основную роль в создании данной силы.

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

$$X_a = C_{xa} \frac{\rho V^2}{2} S_{м.ф}, \quad (30)$$

где  $C_{xa}$  – коэффициент лобового сопротивления.

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

$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S_{кр}, \quad (31)$$

где  $C_{ya}$  – коэффициент подъемной силы.

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

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

где  $C_{za}$  – коэффициент боковой силы.

Так как аэродинамические моменты, действующие на самолет, рассчитываются в основном относительно связанных осей координат, найдем проекции момента  $\vec{M}$  на оси связанной системы координат (рис. 40).

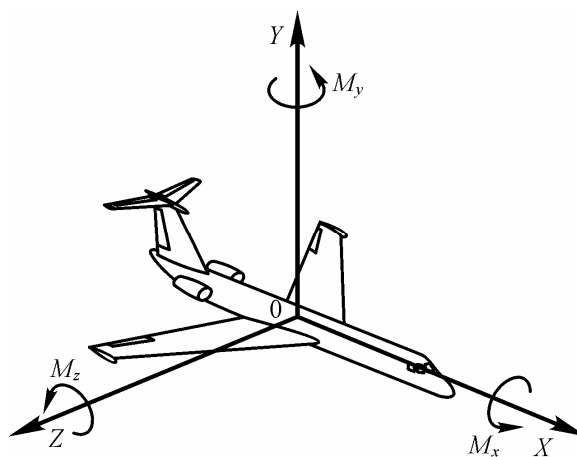


Рис. 40. Составляющие аэродинамического момента в связанной системе координат

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

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

где  $m_x$  – коэффициент момента крена.

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

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

где  $m_y$  – коэффициент момента рыскания;

$L_{в.0}$  – плечо вертикального оперения (расстояние от точки приложения аэродинамической силы, возникающей на вертикальном оперении, до центра масс самолета).

Аэродинамический момент относительно оси  $OZ$  называется моментом тангажа. Он создается силами, действующими на крыло, горизонтальное оперение и фюзеляж. Вертикальное оперение практически не участвует в создании момента тангажа. Момент тангажа вычисляют по формуле:

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

где  $m_z$  – коэффициент момента тангажа.

### 6.3.1 Подъемная сила

Рассмотрим обтекание двояковыпуклого симметричного профиля идеальным газом (рис. 41). Профиль считается симметричным, если он симметричен относительно хорды. Пусть он сначала установлен под углом атаки  $\alpha = 0$ . В данном случае угол атаки равен углу между вектором скорости набегающего потока  $\vec{V}$  и хордой профиля.

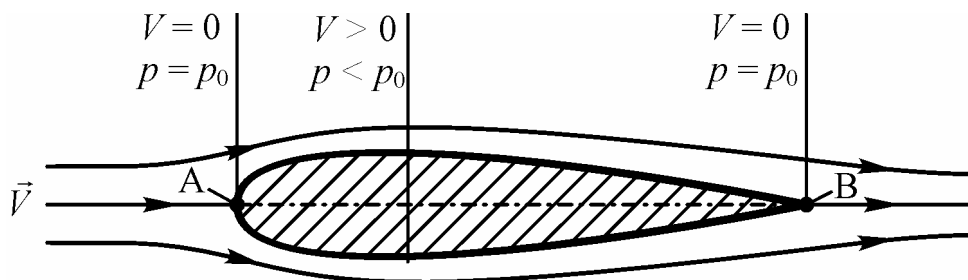


Рис. 41. Обтекание симметричного профиля при  $\alpha = 0$  (без образования подъемной силы)

У носка профиля в передней критической точке  $A$  происходит полное торможение потока, статическое давление в этой точке максимально и равно полному давлению. Далее поток разделяется на два: один обтекает верхнюю поверхность профиля, другой – нижнюю. У задней кромки профиля потоки опять сливаются в задней критической точке  $B$ . В точке  $B$  также как и в точке  $A$  скорость потока равна 0, потому что здесь сходятся линии тока, идущие по верхней и нижней поверхностям профиля, а частица газа не может одновременно двигаться по двум направлениям. Следовательно, в точке  $B$  статическое давление также как и в точке  $A$  максимально и равно полному давлению. Но между точками  $A$  и  $B$  статическое давление отличается от полного давления. Это является следствием того, что в процессе движения от точки  $A$  к точке  $B$  площади поперечных сечений струек сначала уменьшаются, а потом



растут. При этом в соответствии с уравнением неразрывности (10) скорость в струйках будет соответственно сначала расти, а затем падать. Из закона сохранения энергии в аэродинамике (см. уравнение Бернулли (16)) следует, что при увеличении скорости статическое давление уменьшается. Значит, от точки  $A$  до точки  $B$  на верхней и нижней поверхностях профиля будут располагаться зоны относительного разрежения. Поскольку мы рассматриваем симметричный профиль, то величины падения статического давления в этих зонах будут одинаковыми. Это значит, что в направлении, перпендикулярном вектору скорости набегающего потока, на профиль не будет действовать составляющая аэродинамической силы, названная выше подъемной.

Очевидно, что для того, чтобы получить подъемную силу нужно сделать профиль несимметричным или установить симметричный профиль под некоторым углом атаки  $\alpha \neq 0$  (рис. 42).

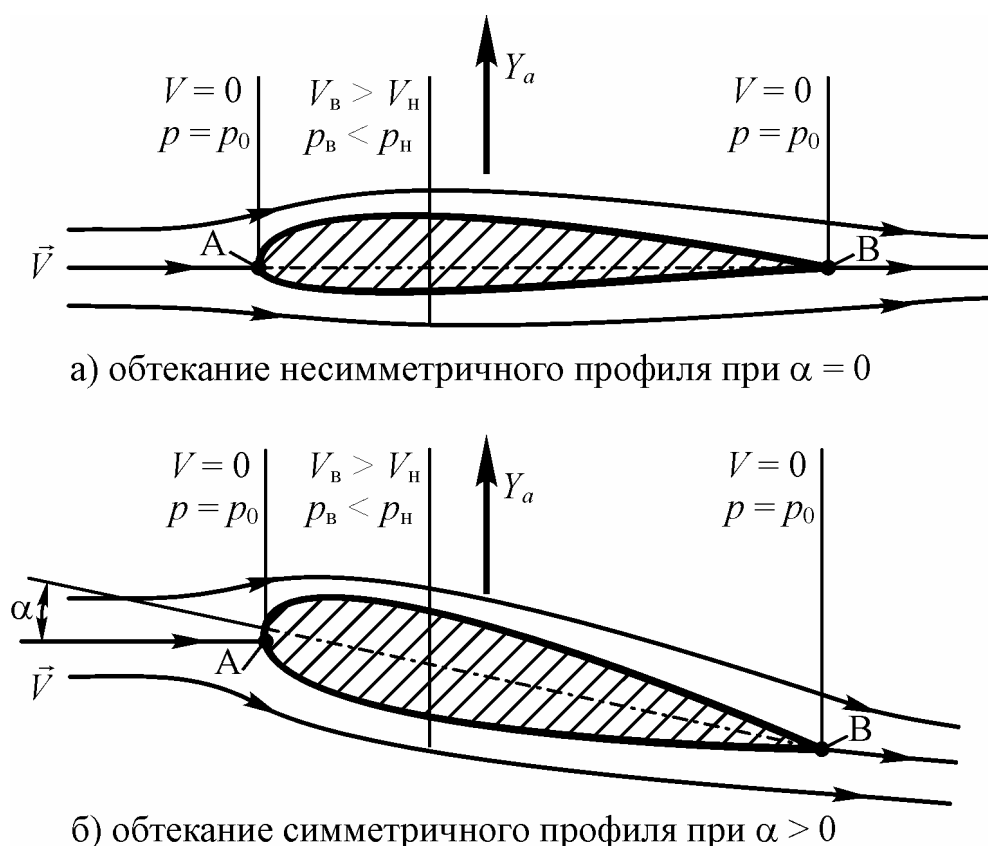


Рис. 42. Обтекание профилей с образованием подъемной силы

Рассмотрим обтекание профиля потоком под углом атаки  $\alpha > 0$ . В этом случае струйка, обтекающая профиль сверху будет иметь большее сужение, чем струйка, обтекающая профиль снизу, а значит скорость в верхней струйке будет больше, чем в нижней ( $V_B > V_H$ ). Это приведет к тому, что на верхней поверхности профиля статическое давление будет меньше, чем на нижней ( $p_B < p_H$ ). Из-за этой разности образуется аэродинамическая подъемная сила, направленная вверх.

Естественно предположить, что чем больше угол атаки или вогнутость профиля, тем больше будет и подъемная сила. Рассмотрим вначале влияние угла атаки на подъемную силу симметричного профиля. В формуле подъемной силы (31) имеется коэффициент, который зависит от угла атаки – это коэффициент подъемной силы  $C_{ya}$ . График зависимости  $C_{ya}$  от  $\alpha$  для симметричного и несимметричного профилей представлен на рис. 43, из которого видно, что при малых углах атаки коэффициент подъемной силы зависит от  $\alpha$  линейно.

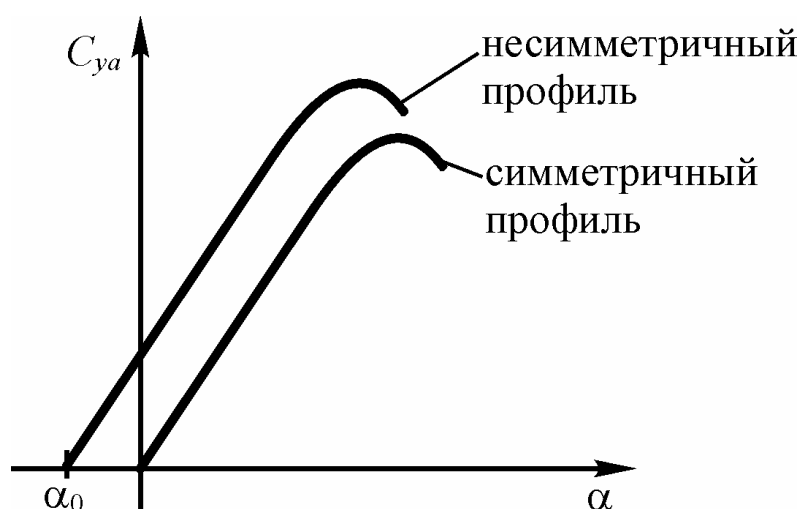


Рис. 43. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки

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

На больших углах атаки нарушается плавное обтекание профиля. Это происходит из-за влияния вязкости на движение частиц в пограничном слое. В процессе движения вдоль верхней поверхности профиля частицы воздуха будут терять скорость. На каком-то этапе им не хватит кинетической энергии, чтобы двигаться дальше вдоль поверхности. В итоге на некотором участке верхней поверхности профиля произойдет отрыв пограничного слоя. Это явление приводит к нарушению линейности зависимости  $C_{ya} = f(\alpha)$ . При увеличении угла атаки зона отрыва также будет увеличиваться, но коэффициент подъемной силы  $C_{ya}$  при этом продолжает расти и достигает своего максимального значения  $C_{ya\max}$ . Угол атаки, который соответствует  $C_{ya\max}$ , называется критическим углом атаки  $\alpha_{кр}$  (рис. 44). Величина критического угла атаки, как правило, не превышает  $20^\circ$ . При дальнейшем уве-

личении угла атаки отрыв потока достигнет интенсивности, при которой коэффициент подъемной силы будет резко падать.

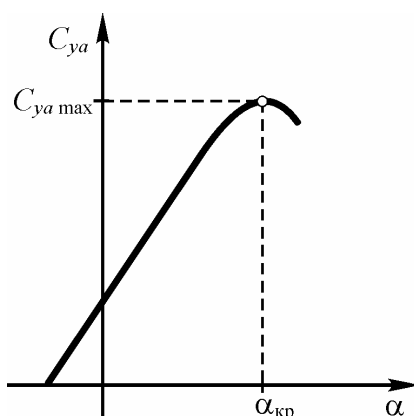


Рис. 44. Соответствие максимального значения коэффициента подъемной силы критическому углу атаки

### 6.3.2 Сила лобового сопротивления

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

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

$$X_a = X_{a\text{тр}} + X_{a\text{д}} + X_{a\text{i}} + X_{a\text{вл}} \quad (36)$$

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

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

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

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

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

Коэффициент сопротивления трения будет равен:

$$C_{x_{a\text{тр}}} = \frac{X_{a\text{тр}}}{\frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}}} \quad (37)$$

Сила сопротивления давления  $X_{a\text{д}}$  возникает из-за разности давлений, действующих на носовую и хвостовую части обтекаемого тела. Здесь также играет роль вязкость. В процессе обтекания профиля крыла (рис. 45), толщина пограничного слоя  $\delta$  постепенно нарастает от 0 (в передней критической точке  $A$ ) до некоторого значения у задней кромки крыла. В результате задняя критическая точка  $B$  не реализуется, т.е. скорость потока на задней кромке не равна 0, как это имеет место быть в случае идеального газа. Вследствие этого статическое давление здесь будет несколько меньше полного давления, т.е. давления в точке  $A$ . Таким образом, возникнет перепад давлений, действующих на носовую и хвостовую части профиля. Результирующая сила будет направлена в сторону хвостовой части, а значит, будет создавать сопротивление движению летательного аппарата.

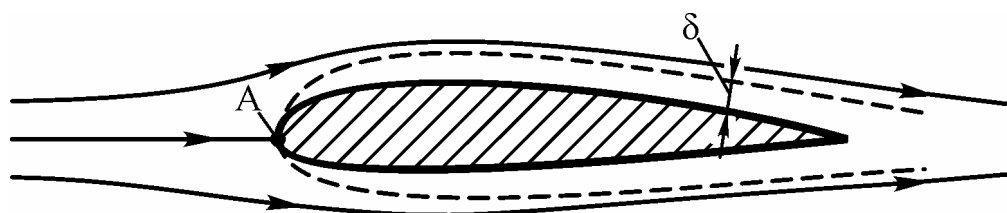


Рис. 45. Обтекание профиля крыла вязким газом

Коэффициент сопротивления давления будет равен:

$$C_{x_{a\text{д}}} = \frac{X_{a\text{д}}}{\frac{\rho V^2}{2} S_{\text{кр}}} \quad (38)$$

Сила индуктивного сопротивления  $X_{ai}$  появляется, когда на крыле самолета возникает подъемная сила. Реальное крыло самолета имеет конечный размах. Поэтому при возникновении перепада давлений над крылом и под ним частицы воздуха из зоны повышенного давления под крылом перетекают через боковые кромки в зону пониженного давления над крылом (см. рис. 46). В результате возникают вихри, уносимые набегающим потоком. Помимо уменьшения подъемной силы эти вихри создают также дополнительное лобовое сопротивление, называемое индуктивным, т.е. индуцируемым подъемной силой.

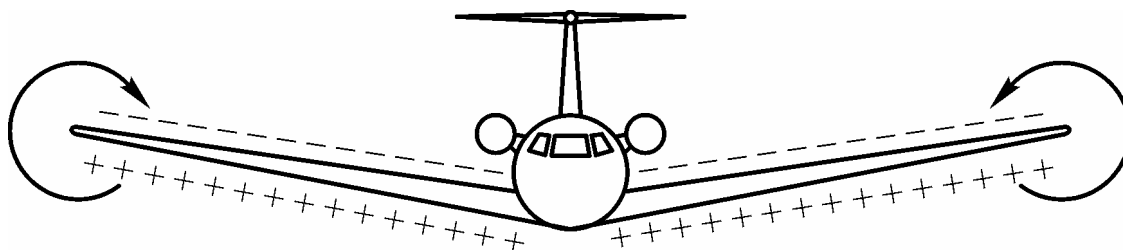


Рис. 46. Образование концевых вихрей на крыле конечного размаха

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

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

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

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

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

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

Сумма первых двух слагаемых называется коэффициентом профильного сопротивления и обозначается  $C_{xa\text{пр}}$ . Тогда выражение (45), учитывая формулу для коэффициента индуктивного сопротивления (39), можно записать в виде:

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

Коэффициенты профильного и индуктивного сопротивления зависят от угла атаки (последний – в гораздо большей степени). Поэтому и коэффици-

ент силы лобового сопротивления также зависит от угла атаки. График зависимости  $C_{xa} = f(\alpha)$  для симметричного и несимметричного профилей показан на рис. 47.

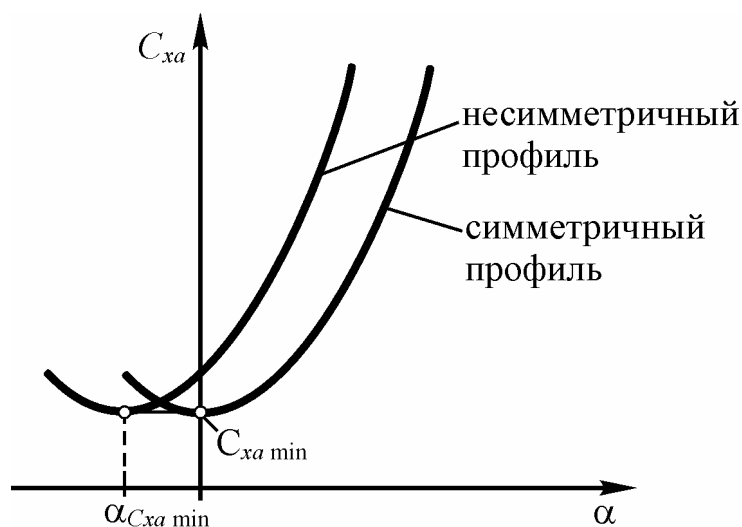


Рис. 47. Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления от угла атаки

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

### 6.3.3 Аэродинамическое качество. Поляра

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

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

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

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

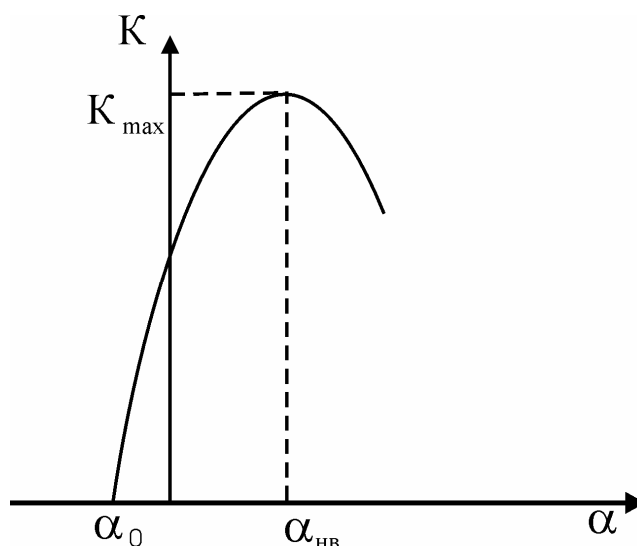


Рис. 48. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки

Из формулы (43) видно, что существует взаимосвязь между коэффициентами  $C_{ya}$  и  $C_{xa}$ . Эта зависимость называется *полярой*. На рис. 49 приведен график этой зависимости.

Попытаемся найти такое сочетание значений  $C_{ya}$  и  $C_{xa}$ , при котором аэродинамическое качество будет максимальным. Это легко сделать графически, проведя касательную к поляре из начала координат. Тангенс угла наклона касательной будет равен максимальному значению аэродинамического качества:  $\operatorname{tg}\theta = K_{\max}$ .

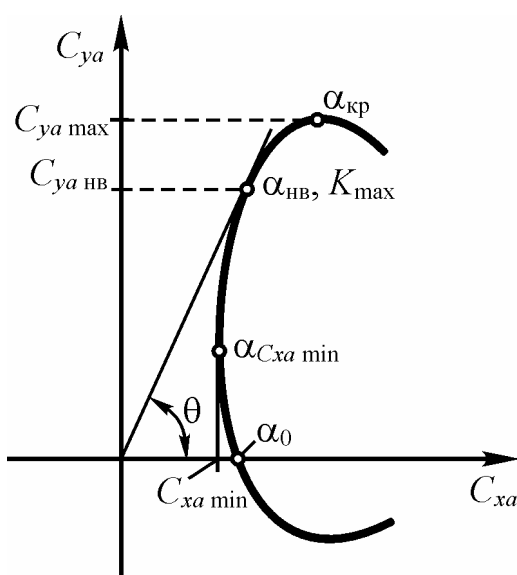


Рис. 49. Поляра крыла

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

### 6.3.4 Аэродинамическая интерференция

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

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

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

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

### 6.3.5 Моментные характеристики

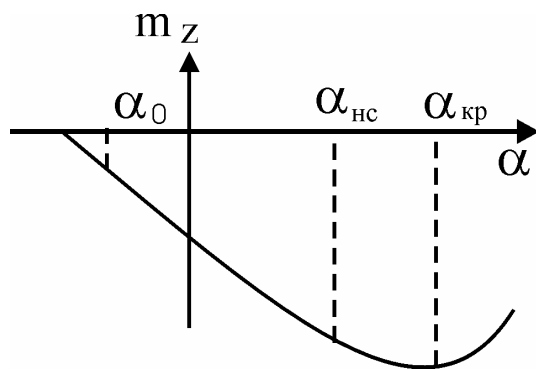


Рис. 50. Зависимость  $m_z = f(\alpha)$

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

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

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

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

### 6.3.6 Центр давления и фокус профиля

Важными характеристиками профиля являются понятия центра давления и фокуса.

Центр давления профиля – это точка пересечения полной аэродинамической силы с хордой профиля. Центр давления ЛА расположен на его



продольной оси, относительно этой точки момент тангажа равен нулю. Безразмерную координату центра давления можно определить ( $b$  – хорда):

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

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

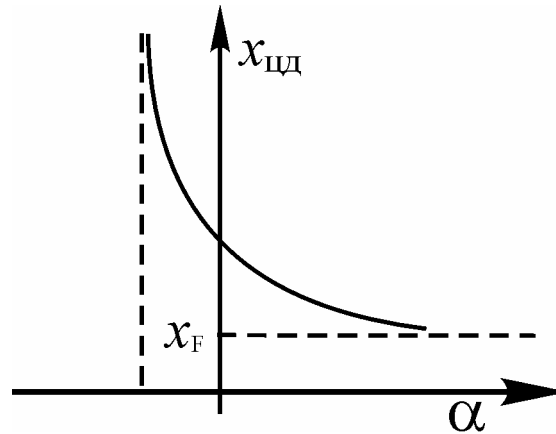


Рис. 51. Положение центра давления и фокуса профиля в зависимости от угла атаки

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

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

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

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

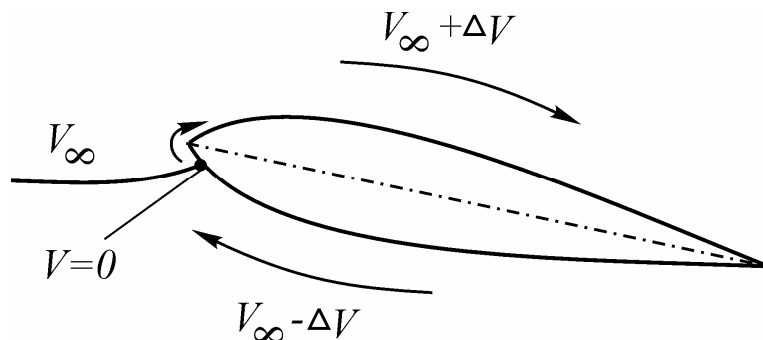


Рис. 52. Изменение скорости при обтекании профиля

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

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

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

1. Подъемная сила единицы размаха крыла может определяться так:

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

где  $\Gamma$  – циркуляция скорости по замкнутому контуру (профилю крыла),

$\rho$  - плотность среды.

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

2. Направление действия подъемной силы получается поворотом вектора скорости невозмущенного потока против направления циркуляции на угол  $90^\circ$ .

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

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

## 6.4 Аэродинамические рули самолета

В процессе полета самолета должно обеспечиваться управление его пространственным положением. Для этой цели чаще всего используются аэродинамические рули.

Руля м и называются подвижные устройства, обтекаемые воздухом, предназначенные для изменения геометрических характеристик частей самолета с целью обеспечения его управления.

На самолетах нормальной схемы рули располагаются на оперении и крыле. Оперение самолета делится на вертикальное и горизонтальное. На дозвуковых самолетах оперение состоит из неподвижных частей и рулей. Неподвижная часть вертикального оперения называется к и л е м , подвижная – ру л е м н а п р а в л е н и я (рис. 53). Руль направления обеспечивает

управление самолетом по углу рыскания (вокруг нормальной оси связанной системы координат). Неподвижная часть горизонтального оперения называется с т а б и л и з а т о р о м , а подвижная – р у л е м в ы с о т ы . Руль высоты обеспечивает управление самолетом по углу тангажа (вокруг поперечной оси).

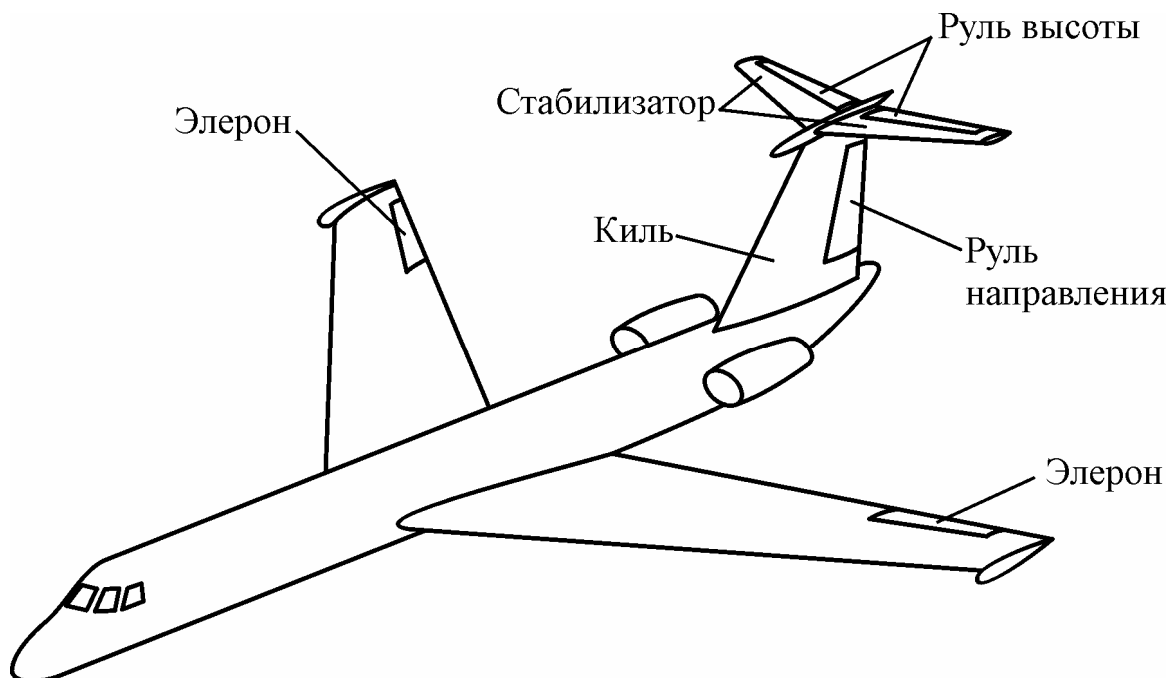


Рис. 53. Расположение аэродинамических рулей на самолете

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

Принцип действия рулей состоит в том, что отклоняясь, они изменяют кривизну средней линии профиля, т.е. вогнутость профиля (рис. 54), вследствие чего происходит изменение аэродинамических сил, действующих на крыло или оперение (в зависимости от того, где эти рули расположены). Это, в свою очередь, вызывает изменение действующих на самолет моментов, что приводит к повороту самолета вокруг той или иной оси.

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

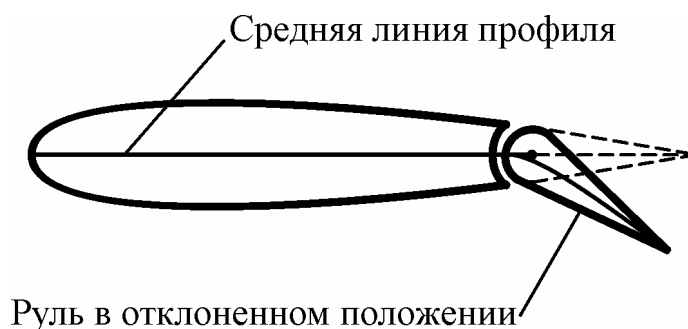


Рис. 54. Изменение кривизны профиля с помощью аэродинамического руля

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

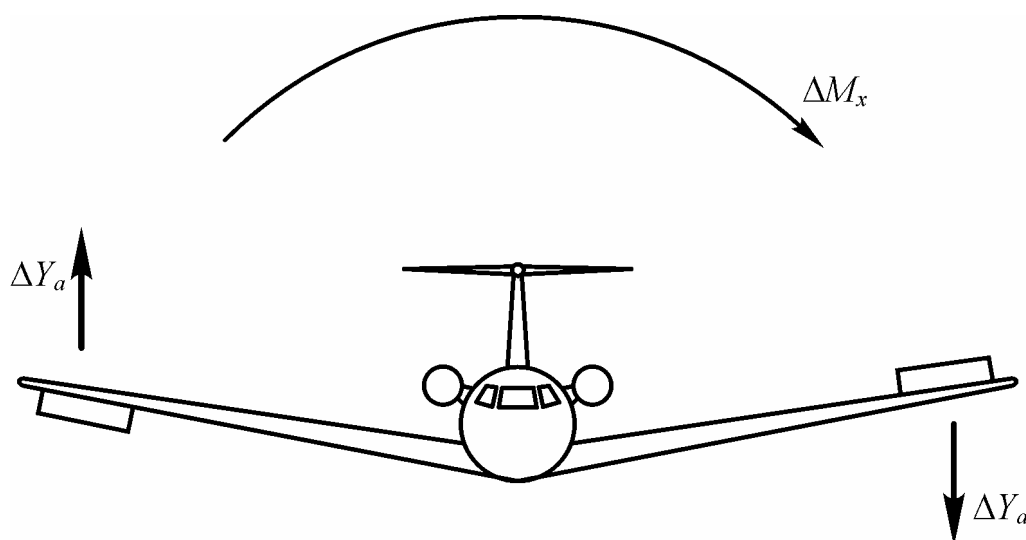


Рис. 55. Создание момента крена с помощью элеронов

## 6.5 Механизация крыла

Механизация крыла – это комплекс подвижных устройств на передней и задней кромках крыла (рис. 55). Она предназначена для изменения АХ крыла, главным образом для увеличения  $C_{ya}$  на взлетно-посадочных режимах с целью уменьшения скорости посадки, сокращения длины разбега и пробега. Механизация может использоваться также и на режимах маневрирования.

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

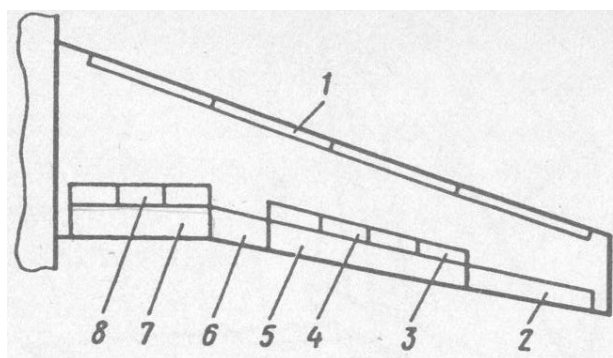


Рис. 56. Виды механизации  
 1 – секции предкрылков  
 4 – гасители подъемной силы,  
 5, 7 – внешний и внутренний за-  
 крылки,  
 8 – тормозные щитки

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

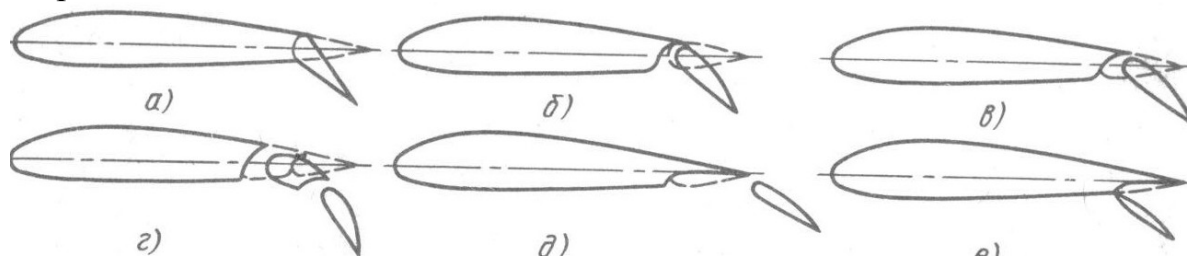


Рис. 56. Виды закрылков

На рис. 56 изображены различные виды закрылков:

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

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

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

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

*д* – выдвижной закрылок Фаулера;

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

Отклонение элементов механизации задней кромки оказывает неблагоприятное влияние на обтекание носовой части профиля: отрыв потока на

профиле с отклоненной механизацией происходит на меньших углах атаки, чем с неотклоненной. На тонких профилях срыв потока возможен уже по передней кромке профиля. Для предотвращения преждевременного отрыва, увеличения критического угла атаки и максимального коэффициента подъемной силы применяют механизацию передней кромки.

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

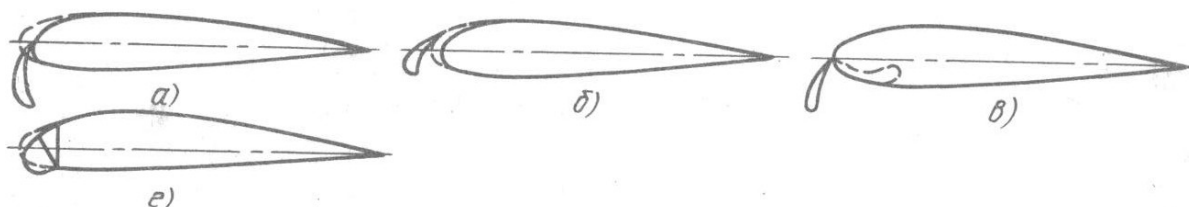


Рис. 57. Виды предкрылков

На рис. 57 представлены основные виды предкрылков:

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

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

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

*г* – отклоняющийся носок – отклоняемая вниз носовая часть крыла.

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

### 6.5.1 Распределение давления по профилю с отклоненной механизацией

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

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

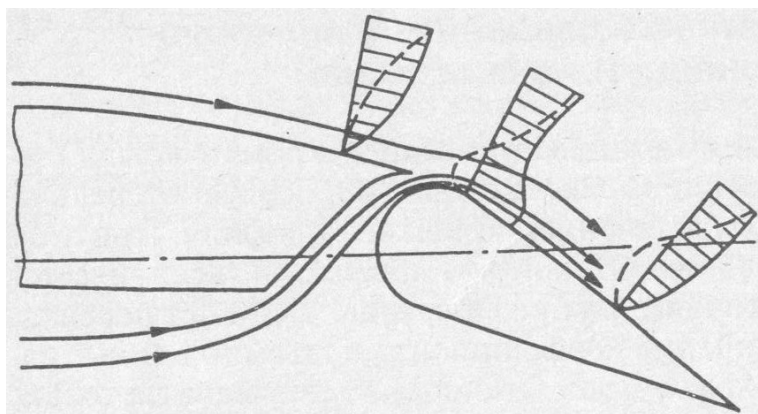


Рис. 58. Распределение давления на профиле с выпущенным закрылком.

### 6.5.2 Аэродинамические характеристики крыла с отклоненной механизацией

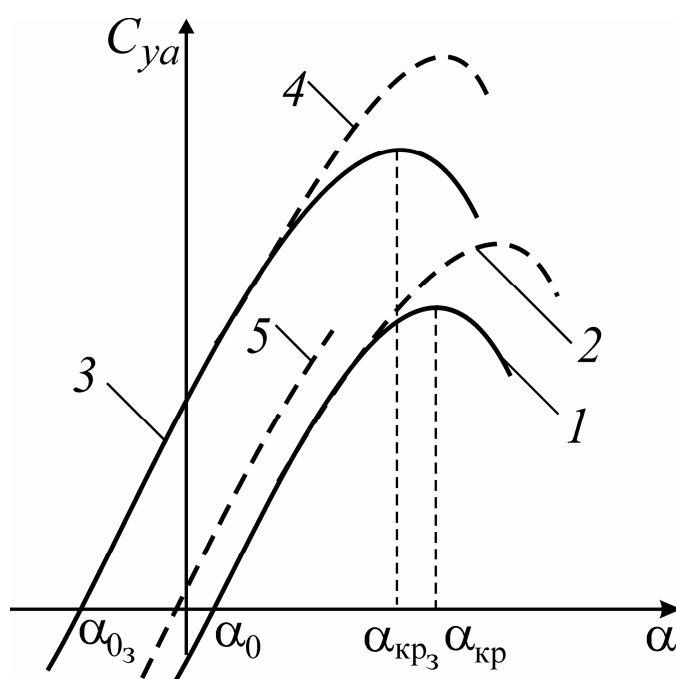


Рис. 59. Влияние механизации крыла на зависимость  $C_{ya}=f(\alpha)$ .

Рассмотрим влияние механизации крыла на зависимость  $C_{ya}=f(\alpha)$  (рис. 59). Кривая 1 показывает характер этой зависимости при убранной механизации. При отклонении закрылка (кривая 3) возрастает не только максималь-

ный коэффициент подъемной силы, но и несколько изменяется наклон кривой, что связано с увеличением площади крыла при выпуске закрылка. Поэтому  $C_{y\alpha}^{\alpha} \geq C_{y\alpha}^{\alpha}$ . Критические углы атаки профиля с выпущенным закрылком меньше, чем с убраным из-за более раннего срыва потока с крыла.

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

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

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

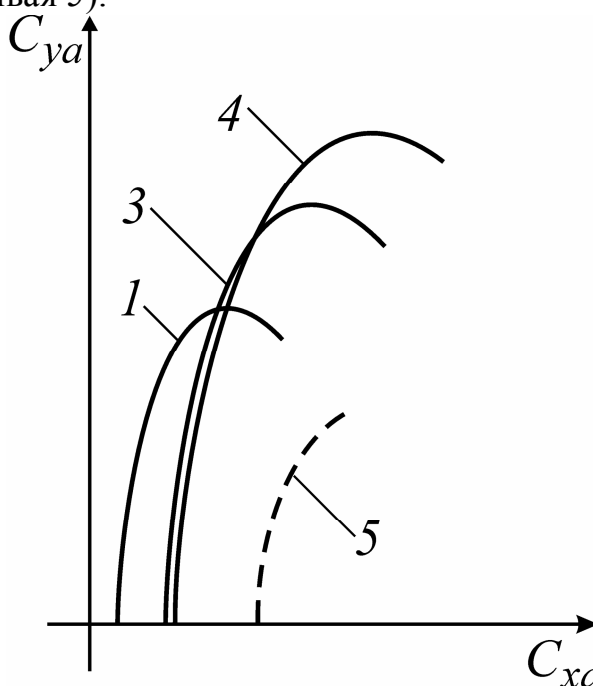


Рис. 60. Поляра крыла с отклоненной механизацией

Экспериментальные исследования показали, что крылья, имеющие сверхкритический профиль, большого удлинения (9,5...10) со стреловидностью  $28...30^\circ$  обеспечивают большие значения  $C_{ya}$  на посадочных режимах ( $\approx 3$ ). Это позволяет снизить скорости захода на посадку, что облегчает пилотирование и сокращает длину пробега. Для таких крыльев подобные АХ можно получить при значительно более простой в конструктивном отношении механизации задней кромки (выдвижные одно- и двухщелевые закрылки с механизацией передней кромки по всему размаху).