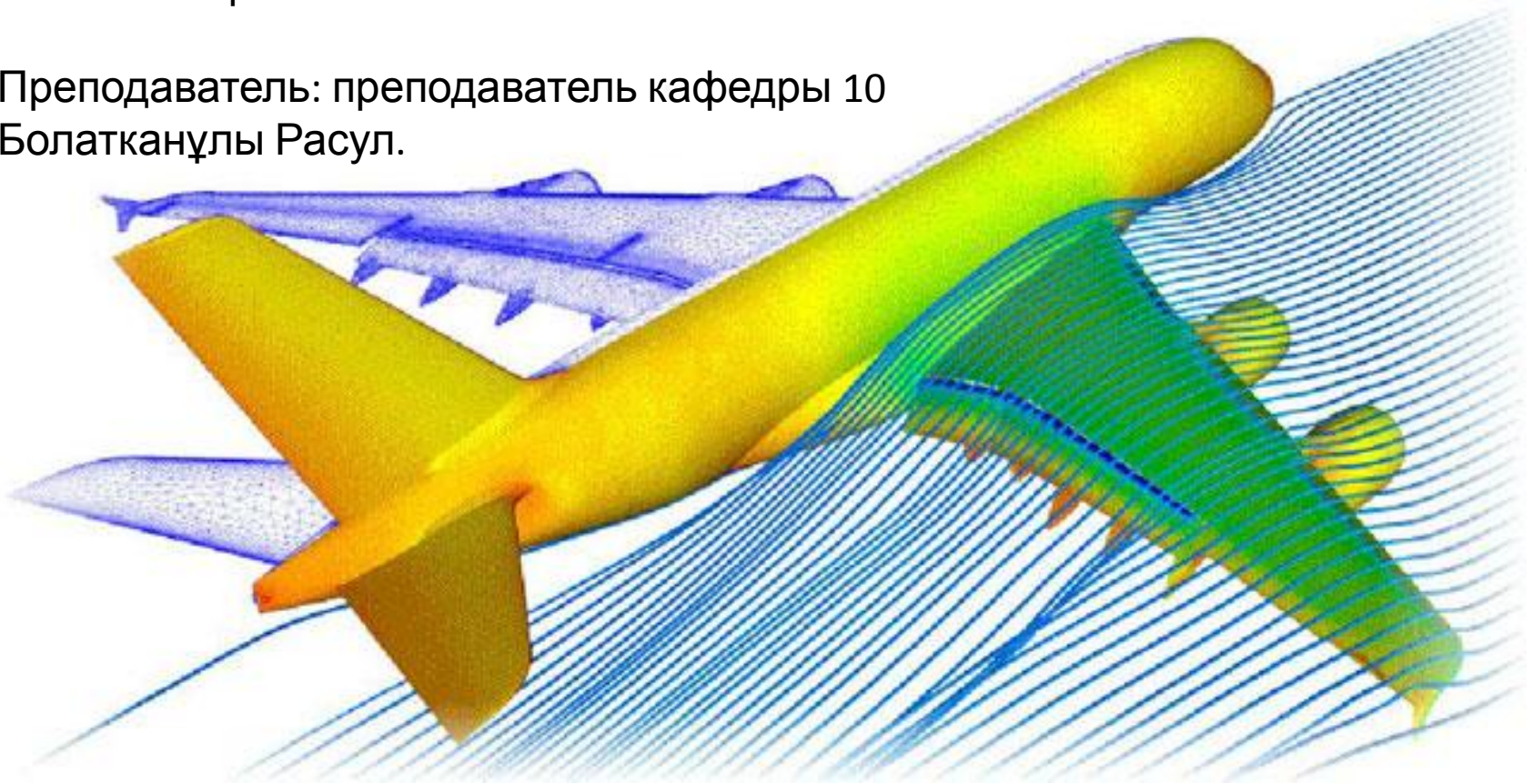


# ОСНОВЫ АЭРОДИНАМИКИ

КУРС ЛЕКЦИЙ.

Преподаватель: преподаватель кафедры 10  
Болатканұлы Расул.



# 1. ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

## 1.1. Основные понятия и определения

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

*Граничные поверхности* разделяются на:

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

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

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

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

### 1.1.1. Основные параметры среды

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

### 1.1.2. Основные свойства среды

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

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

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

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

$t$  – температура (град С).

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

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

где  $k=1.4$ .

### 1.1.3. Процессы изменения состояния газа

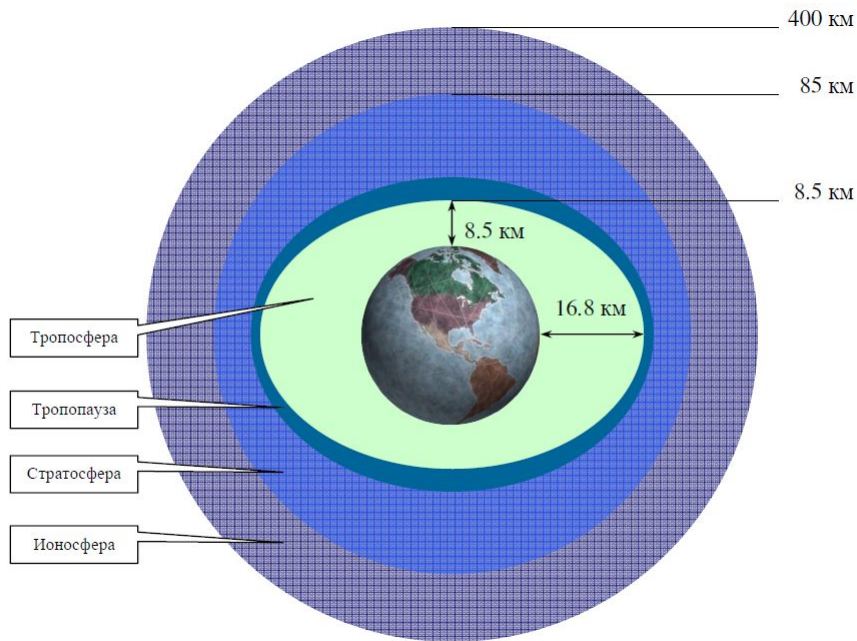
- **Изотермический** – при изменении состояния газа температура постоянна ( $dT=0$ ).
- **Изобарный** – при изменении состояния газа давление постоянно ( $dP=0$ ).
- **Изохорный** – при изменении состояния газа объем постоянный ( $dV=0$ ).
- **Изотропный** – при изменении состояния газа энергия среды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

## 2. АТМОСФЕРА ЗЕМЛИ

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

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

На рис. 2.1 приведено примерное распределение слоев земной атмосферы.



## 4. ОСНОВНЫЕ ПОНЯТИЯ О ДВИЖУЩЕЙСЯ СРЕДЕ

### 4.1. Линия тока и трубка тока

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

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

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

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

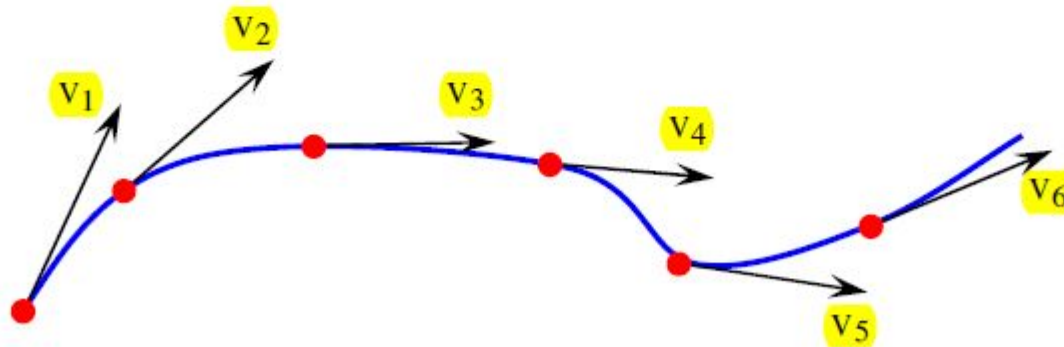
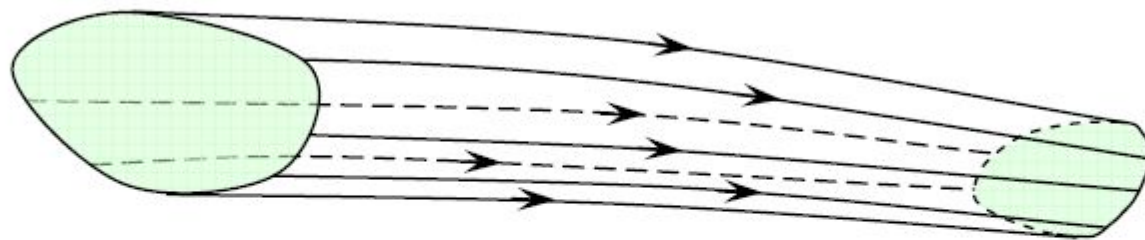


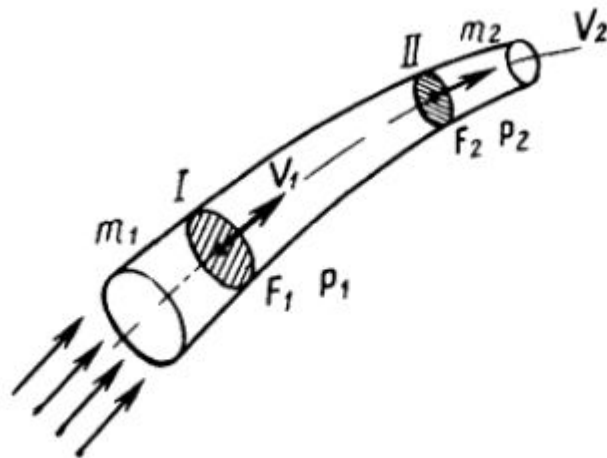
Рис. 4.1. Линия тока

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



**Рис. 4.2.** Трубка тока ограничивает струйку

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



**Рис. 9** Пояснение к закону неразрывности струи воздушного потока

В струйке переменного сечения через сечение I протекает за определенный промежуток времени секундный объем воздуха, этот объем равен произведению скорости воздушного потока на поперечное сечение F.

Секундный массовый расход воздуха  $m$  равен произведению секундного расхода воздуха на плотность  $\rho$  воздушного потока струйки. Согласно закону сохранения энергии, масса воздушного потока струйки  $m_1$ , протекающего через сечение I ( $F_1$ ), равна массе  $m_2$  данного потока, протекающего через сечение II ( $F_2$ ), при условии, если воздушный поток установившийся:

$$m_1 = m_2 = \text{const}, \quad (1.7)$$

$$m_1 F_1 V_1 = m_2 F_2 V_2 = \text{const}. \quad (1.8)$$

Это выражение и называется уравнением неразрывности струи воздушного потока струйки.



## 4.2. Уравнение неразрывности, уравнение Бернулли

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

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

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

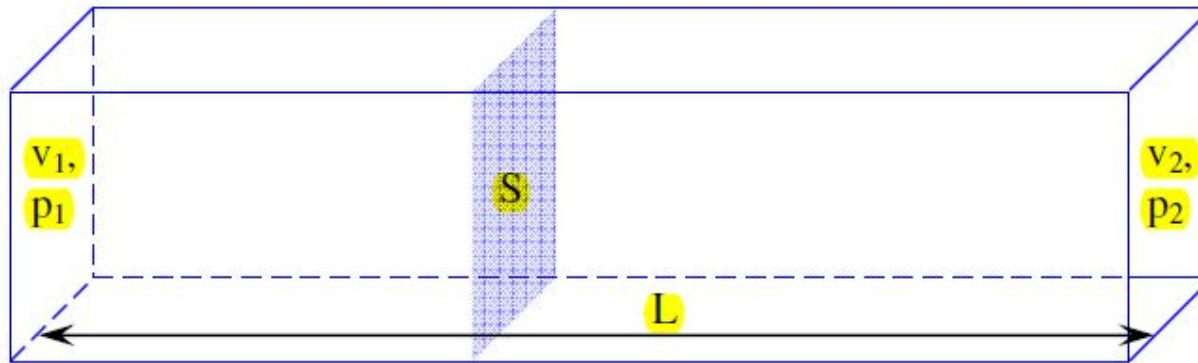


Рис. 4.3. Расчетная схема для вывода уравнения неразрывности

При перемещении на расстояние  $L$  совершается работа:

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

Совершая работу при перемещении, мы изменяем кинетическую энергию:

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

Кинетическая энергия равна:

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

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

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

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

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

---

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

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

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

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

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

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

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

Число М (Маха) показывает отношение скорости полёта к скорости распространения звуковых волн.

У земли скорость звука около 1230 км/ч. С увеличением высоты плотность воздуха падает, он становится менее упругим и скорость звука падает.

Следовательно, при равной скорости относительно воздуха с поднятием на высоту число М растёт.

## ЛАМИНАРНЫЙ И ТУРБУЛЕНТНЫЙ ВОЗДУШНЫЙ ПОТОК

*Ламинарный* - это воздушный поток, в котором струйки воздуха движутся в одном направлении и параллельны друг другу. При увеличении скорости до определенной величины струйки воздушного потока кроме поступательной скорости также приобретают быстро меняющиеся скорости, перпендикулярные к направлению поступательного движения. Образуется поток, который называется *турбулентным*, т. е. беспорядочным.

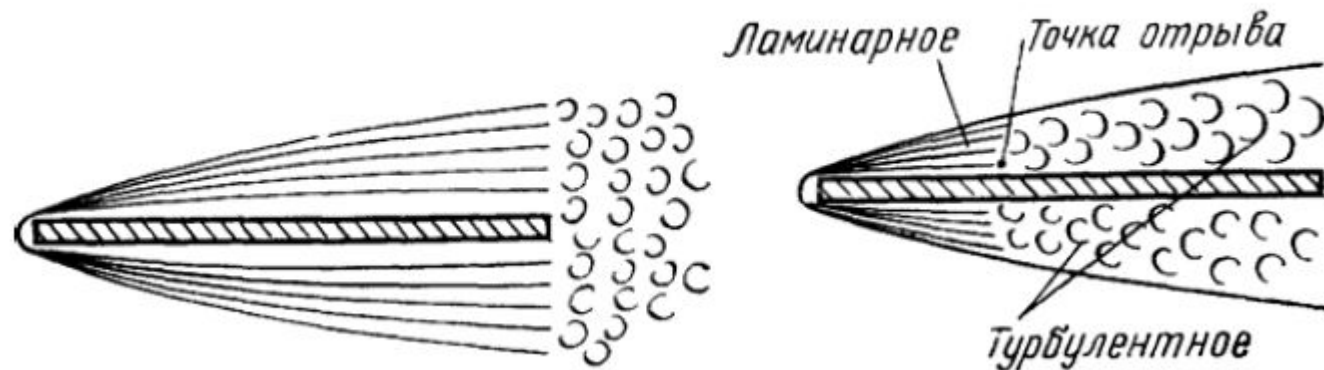
*Пограничный слой* - это слой, в котором скорость воздуха изменяется от нуля до величины, близкой к местной скорости воздушного потока.

При обтекании тела воздушным потоком (Рис. 5) частицы воздуха не скользят по поверхности тела, а тормозятся, и скорость воздуха у поверхности тела становится равной нулю. При удалении от поверхности тела скорость воздуха возрастает от нуля до скорости течения воздушного потока.

Толщина пограничного слоя измеряется в миллиметрах и зависит от вязкости и давления воздуха, от профиля тела, состояния его поверхности и положения тела в воздушном потоке. Толщина пограничного слоя постепенно увеличивается от передней к задней кромке. В пограничном слое характер движения частиц воздуха отличается от характера движения вне его.

Позади тела пограничный слой переходит в спутную струю, которая по мере удаления от тела размывается и исчезает. Завихрения в спутной струе попадают на хвостовое оперение самолета и снижают его эффективность, вызывают тряску (явление Бафтинга).

Пограничный слой разделяют на ламинарный и турбулентный (Рис. 7). При установившемся ламинарном течении пограничного слоя проявляются только силы внутреннего трения, обусловленные вязкостью воздуха, поэтому сопротивление воздуха в ламинарном слое мало.



*В турбулентном пограничном слое* наблюдается непрерывное перемещение струек воздуха во всех направлениях, что требует большего количества энергии для поддержания беспорядочного вихревого движения и, как следствие этого, создается большее по величине сопротивление воздушного потока движущемуся телу.

Для определения характера пограничного слоя служит коэффициент  $C_f$ . Тело определенной конфигурации имеет свой коэффициент. Так, например, для плоской пластины коэффициент сопротивления ламинарного пограничного слоя равен:

$$C_f = \frac{1,328}{\sqrt{R_e}}, \quad (1.5)$$

для турбулентного слоя

$$C_f = \frac{0,074}{\sqrt[5]{R_e}}, \quad (1.6)$$

где  $R_e$  - число Рейнольдса, выражающее отношение инерционных сил к силам трения и определяющее отношение двух составляющих - профильное сопротивление (сопротивление формы) и сопротивление трения. Число Рейнольдса  $R_e$  определяется по формуле:

$$R_e = \frac{VI}{\gamma},$$

где  $V$  - скорость воздушного потока,

$I$  - характер размера тела,

$\gamma$  - кинетический коэффициент вязкости сил трения воздуха.

При обтекании тела воздушным потоком в определенной точке происходит переход пограничного слоя из ламинарного в турбулентный. Эта точка называется точкой перехода. Расположение ее на поверхности профиля тела зависит от вязкости и давления воздуха, скорости струек воздуха, формы тела и его положения в воздушном потоке, а также от шероховатости поверхности. При создании профилей крыльев конструкторы стремятся отнести эту точку как можно дальше от передней кромки профиля, чем достигается уменьшение сопротивления трения. Для этой цели применяют специальные ламинизированные профили, увеличивают гладкость поверхности крыла и ряд других мероприятий.

При увеличении скорости воздушного потока или увеличении угла положения тела относительно воздушного потока до определенной величины в некоторой точке происходит отрыв пограничного слоя от поверхности, при этом резко уменьшается давление за этой точкой.

В результате того, что у задней кромки тела давление больше чем за точкой отрыва, происходит обратное течение воздуха из зоны большего давления в зону меньшего давления к точке отрыва, которое влечет за собой отрыв воздушного потока от поверхности тела (Рис. 8).

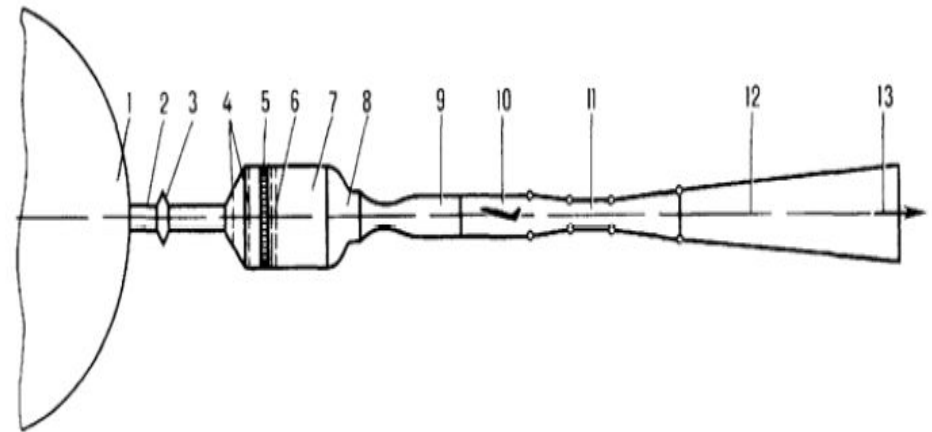
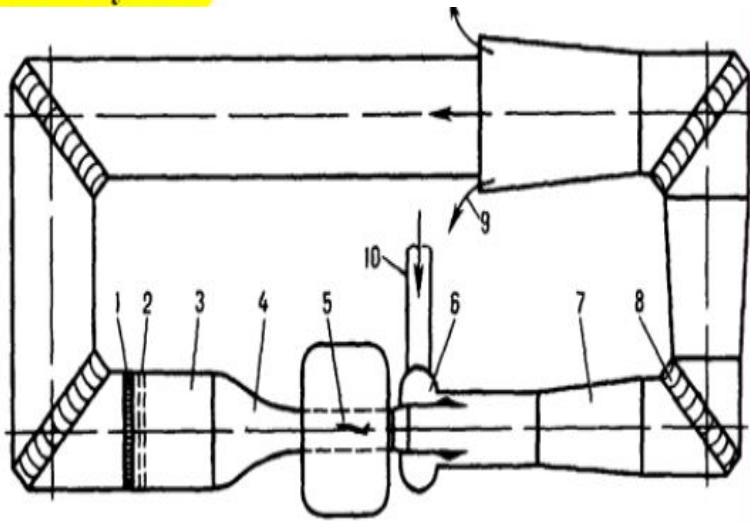
Ламинарный пограничный слой отрывается легче от поверхности тела, чем турбулентный.



## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТРУБЫ

Экспериментальная установка для исследования явлений и процессов, сопровождающих обтекание тел потоком газа называется аэродинамической трубой. Принцип действия аэродинамических труб основан на принципе относительности Галилея: вместо движения тела в неподвижной среде изучается обтекание неподвижного тела потоком газа. В аэродинамических трубах экспериментально определяются действующие на ЛА аэродинамические силы и моменты, исследуются распределения давления и температуры по его поверхности, наблюдается картина обтекания тела, изучается аэроупругость и т.д.

Аэродинамические трубы в зависимости от диапазона *чисел Маха*  $M$  разделяются на **дозвуковые** ( $M=0,15-0,7$ ), **трансзвуковые** ( $M=0,7-1,3$ ), **сверхзвуковые** ( $M=1,3-5$ ) и **гиперзвуковые** ( $M=5-25$ ), по принципу действия - на **компрессорные (непрерывного действия)**, в которых поток воздуха создается спец компрессором, и **баллонные с повышенным давлением**, по компоновке контура - на **замкнутые и незамкнутые**.

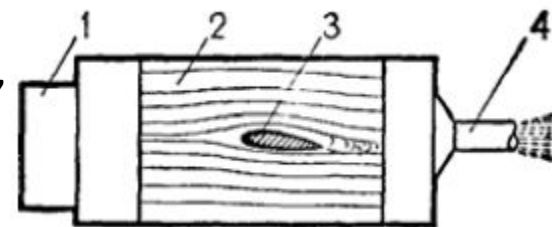


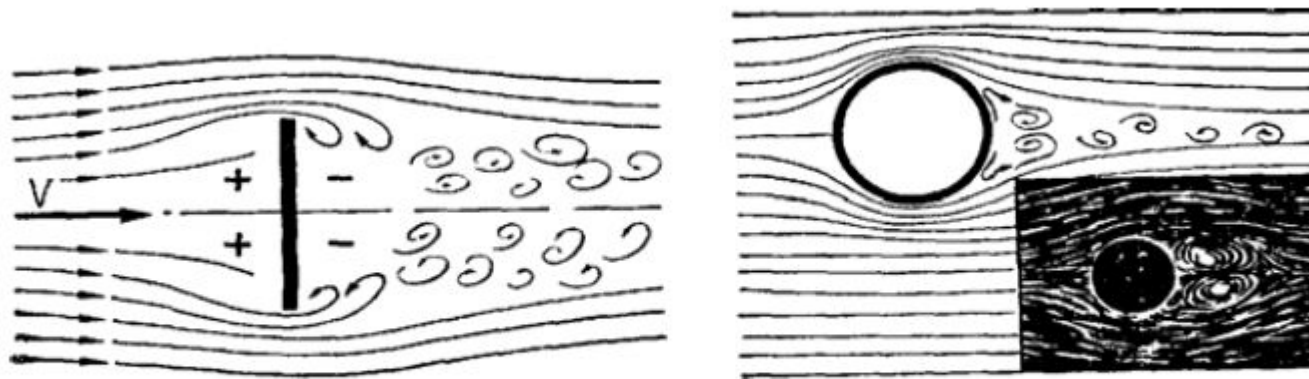
При обтекании твердого тела воздушный поток подвергается деформации, что приводит к изменению скорости, давления, температуры и плотности в струйках потока. Таким образом, около поверхности обтекаемого тела создается область переменных скоростей и давлений воздуха. Наличие различных по величине давлений у поверхности твердого тела приводит к возникновению аэродинамических сил и моментов. Распределение этих сил зависит от характера обтекания тела, его положения в потоке, конфигурации тела. Для изучения физической картины обтекания твердых тел применяются различные способы показа видимой картины обтекания тела. Видимую картину обтекания тел

воздушным потоком принято называть **аэродинамическим спектром**.

Для получения аэродинамических спектров применяют такие приборы, как дымканалы, используют шелковинки, оптические меры исследования (для сверхзвуковых потоков) и др.

В дымканале аэродинамический спектр создается струйками дыма, выпускаемыми из специального дымаря в поток воздуха, обтекающий тело. Сущность способа с использованием шелковинок состоит в том, что в интересующих местах на поверхность обтекаемого тела наклеиваются специальные шелковинки, которые при обдуве тела располагаются вдоль обтекающих тело струек. По положению шелковинок судят о характере движения потока вблизи поверхности тела.

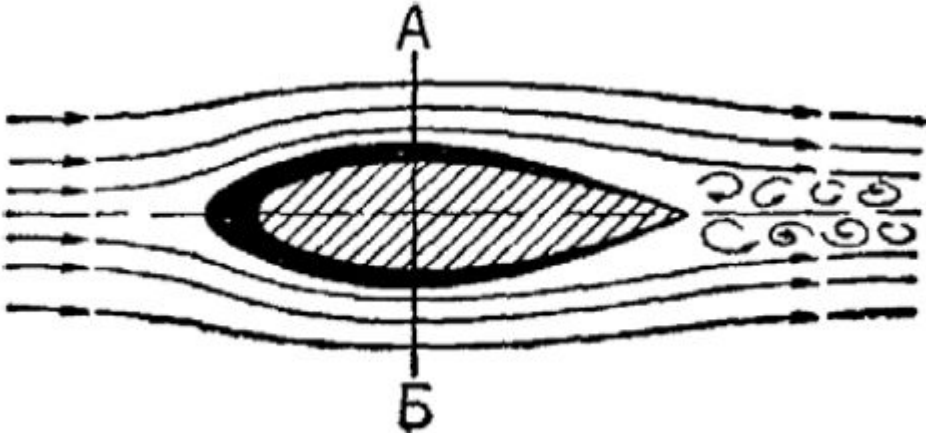


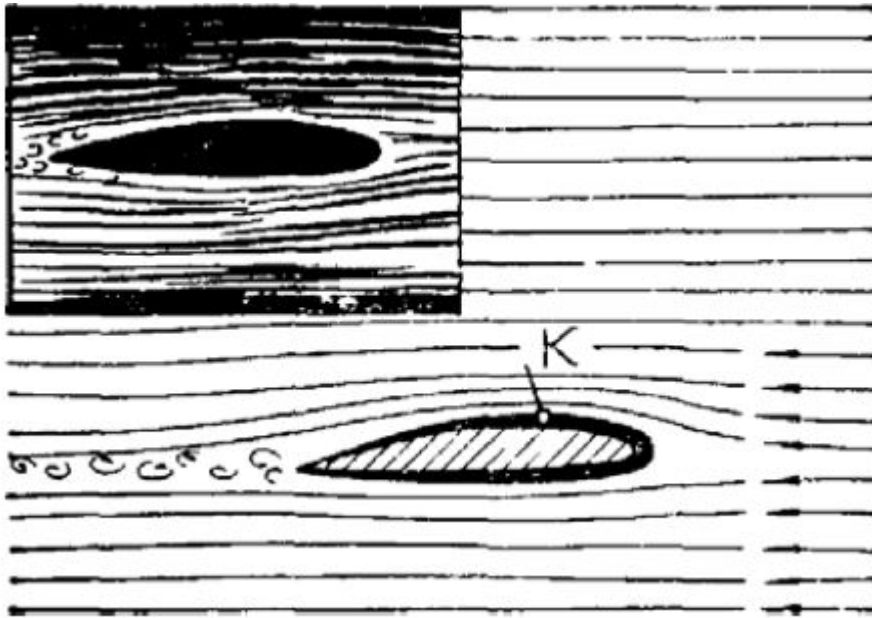


*Рис. 17 Аэродинамический спектр плоской пластинки и шара*

**Плоская пластинка помещенная в поток под углом  $90^\circ$ , создает довольно резкое** изменение направления движения потока, обтекающего ее: торможение потока перед ней, поджатие струек у ее краев и образование непосредственно за краем пластинки разрежения и больших вихрей, которые заполняют всю область за пластинкой. Позади пластинки можно наблюдать хорошо заметную спутную струю. Перед пластинкой давление будет больше чем в невозмущенном потоке, а за пластинкой вследствие разрежения давление уменьшится.

**Симметричное удобнообтекаемое (каплеобразное) тело имеет более плавный характер обтекания** как в передней, так и в хвостовой частях. В сечении А - В (наибольшая величина поперечного сечения аэродинамический спектр показывает наибольшую деформацию струек, наибольшее их поджатие. В хвостовой части образуются небольшие завихрения потока, которые создают спутную струю и уносятся потоком, постепенно затухая

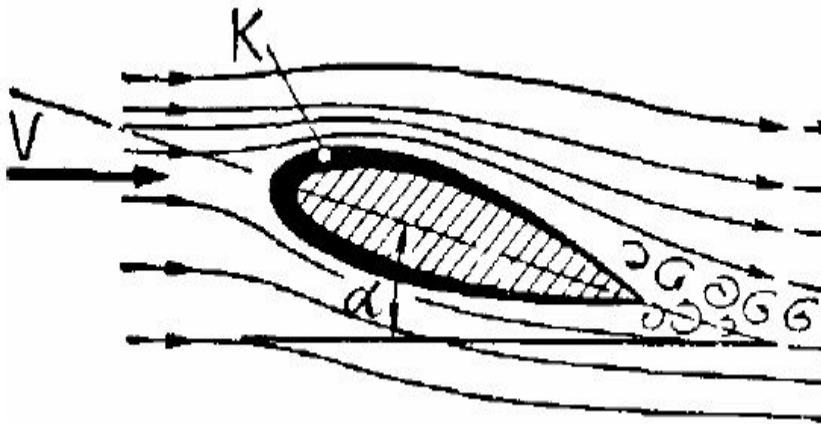




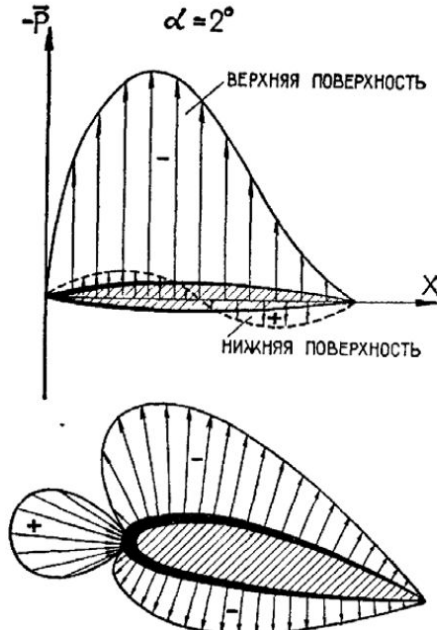
**Удобообтекаемое несимметричное тело по характеру обтекания близко к удобообтекаемому**

симметричному, и отличается величиной деформации струек в верхней и нижней частях тела

Наибольшая деформация струек наблюдается там, где тело имеет наибольшую величину искривления поверхности тела (точка К). В районе этой точки струйки поджимаются, поперечное сечение их уменьшается. Нижняя, менее искривленная поверхность мало влияет на характер обтекания. Здесь имеет место так называемое несимметричное обтекание. При обтекании воздушным потоком симметричных (и несимметричных) удобообтекаемых тел, помещенных под некоторым углом  $\alpha$  к вектору скорости невозмущенного потока, также будем иметь картину несимметричного обтекания и получим аэродинамический спектр, аналогичный тому, что получается при обтекании несимметричного удобообтекаемого тела.



На верхней поверхности тела, в месте наибольшего поджатия струек, согласно закону неразрывности струй будет наблюдать местное увеличение скорости потока и, следовательно, уменьшение давления. На нижней поверхности деформация потока будет меньше и, следовательно, меньше изменение скорости и давления. Нетрудно заметить, что степень деформации струек в потоке будет зависеть от конфигурации тела и его положения в потоке. Зная спектр обтекания тела, можно для каждой его точки подсчитать величину давления воздуха и таким образом судить о величинах и характере действия аэродинамических сил. Так как на различные точки поверхности обтекаемого тела (профиля крыла) действуют разные по величине силы давления, результирующая их будет отлична от нуля. Это различие давлений в разных точках поверхности движущегося крыла является основным фактором, обуславливающим появление аэродинамических сил. Величины давлений на поверхность для различных тел определяют в лабораториях путем продувки в аэродинамических трубах. Полученные значения давлений для каждой точки наносят на специальные графики



Кроме сил давления, на поверхность крыла по касательной к ней действуют силы трения, которые обусловлены вязкостью воздуха и целиком определяются процессами, происходящими в пограничном слое. Суммируя распределенные по поверхности крыла силы давления и трения, получим равнодействующую силу, которая называется **полной аэродинамической силой**. Точка приложения полной аэродинамической силы на хорде профиля крыла называется **центром давления**.

# КРЫЛО его назначение



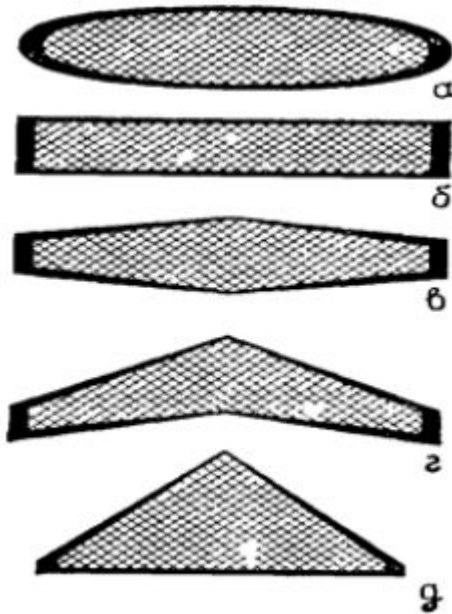
Крыло самолета предназначено для создания подъемной силы, необходимой для поддержки самолета в воздухе.

Аэродинамическое качество крыла тем больше, чем больше подъемная сила и меньше лобовое сопротивление.

Подъемная сила и лобовое сопротивление крыла зависят от геометрических характеристик крыла. Геометрические характеристики крыла в основном сводятся к характеристикам крыла в плане и характеристикам профиля крыла.

# Геометрические характеристики крыла

Геометрические характеристики крыла сводятся в основном к характеристикам формы крыла в плане и к характеристикам профиля крыла.



Крылья по форме в плане:

**эллипсовидное (а),**

-наилучшее в аэродинамическом отношении

-сложно в производстве

**прямоугольное (б),**

-менее выгодно в аэр. отношении

-проще в изготовлении.

**трапециевидные (в),**

-лучше прямоугольного

-сложнее в изготовлении

**стреловидные (г) и треугольные (д)**

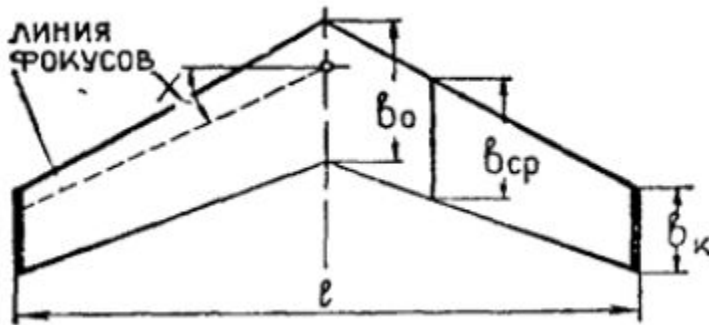
-Уступают трапециевидным и прямоугольным на дозвуковых скоростях,

-Преимущество на сверхзвуковых и околозвуковых скоростях



# Форма крыла в плане

Характеризуется размахом площадью, удлинением, сужением, стреловидностью и поперечным V.



**Размах крыла  $L$**  расстояние между концами крыла по прямой линии.  
**Хорда крыла  $b$**  – ширина крыла.  
*Если хорда переменна по размаху, вводится понятие **средней хорды**:*

$$b = \frac{b_o + b_k}{2}$$

где  $b_o$  - корневая хорда, м;  
 $b_k$  - концевая хорда, м;  
**Удлинением крыла  $\lambda$**  называется отношение размаха крыла к средней хорде. Для малых скоростей -12-15, свзв и трансзв -2-5

**Площадь крыла в плане**  
**Скр** ограничена контурами крыла. Площадь трапециевидного и стреловидного крыльев вычисляет как площади двух трапеций

$$S_{кр} = 2 \frac{b_k + b_o}{2} \cdot \frac{l}{2} = l \cdot b_{cp} [M^2]$$

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

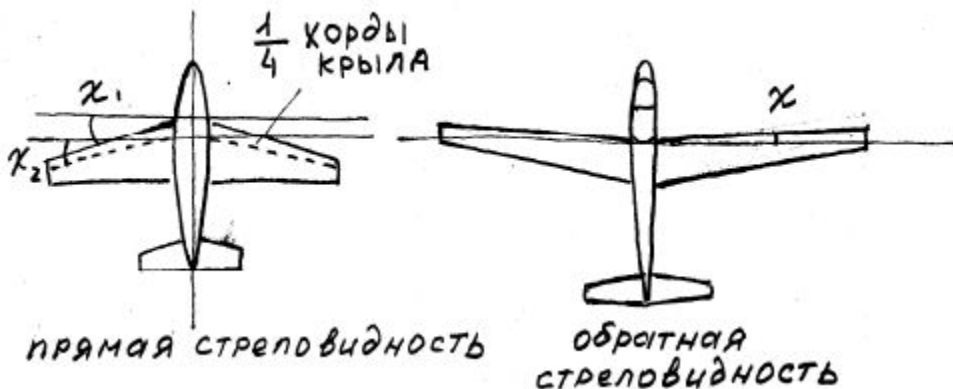
$$\lambda = \frac{l^2}{S_{кр}}$$

**Сужением крыла  $\eta$**  называется отношение осевой хорды к концевой хорде

$$\eta = \frac{b_o}{b_k}$$

- для дозвуковых обычно не больше 3

- Трансзвуковых и гиперзвуковых – в широких пределах

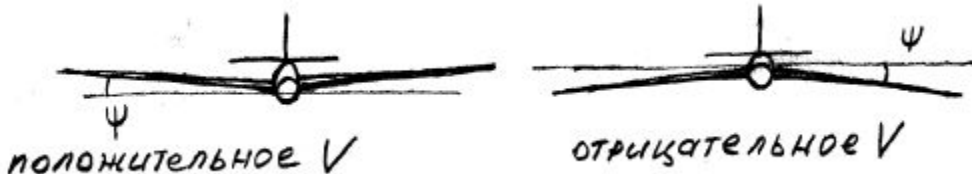


**Углом стреловидности  $\chi$**  называется угол между линией передней кромки крыла и поперечной осью самолета.

Стреловидность также может быть замерена по линии фокусов (проходящей на расстоянии 1/4 хорды от ребра атаки) или по другой линии крыла. Для

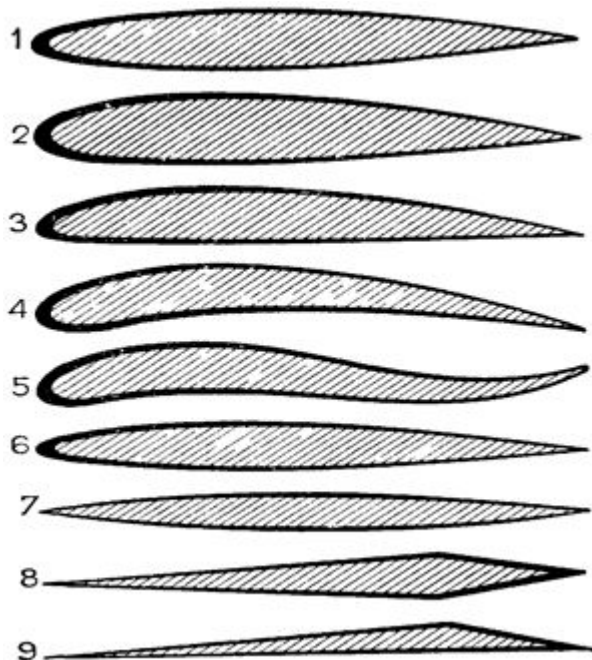
околозвуковых самолетов она достигает  $45^\circ$ , а для сверхзвуковых -  $до 60^\circ$ .

**Углом поперечного V крыла** называется угол между поперечной осью самолета и нижней поверхностью крыла (Рис. 23). У современных самолетов угол поперечного V колеблется от  $+5^\circ$  до  $-15^\circ$ .



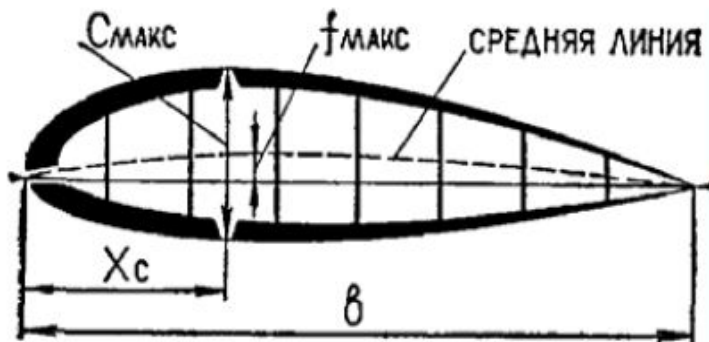
# Характеристики профиля

**Профилем** крыла называется форма его поперечного сечения.



- 1 - симметричный;
- 2 - несимметричный;
- 3 - плосковыпуклый;
- 4 - двояковыпуклый;
- 5 - S-образный;
- 6 - ламинизированный;
- 7 - чечевицеобразный;
- 8 - ромбовидный;
- 9 -  $\Delta$  видный

Чечевицеобразные и клиновидные могут применяться для сверхзвуковых самолетов. На современных самолетах применяются в основном симметричные и двояковыпуклые несимметричные профили.



Основными характеристиками профиля являются: хорда профиля, относительная толщина, относительная кривизна

**Хордой профиля  $b$  называется отрезок прямой, соединяющий две наиболее удаленные точки профиля.**

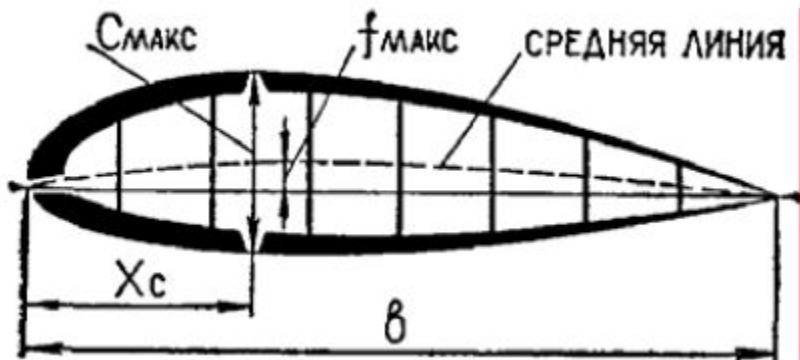
**Относительной толщиной** профиля  $c$  называется отношение максимальной толщины  $c_{\text{макс}}$  к хорде, выраженное в процентах:

$$c = \frac{c_{\text{макс}}}{b} \cdot 100\%$$

Положение максимальной толщины профиля  $x_c$  **выражается в процентах от длины хорды** и отсчитывается от носка:

$$\chi_c = \frac{x_c}{b} \cdot 100\%$$

У современных самолетов относительная толщина профиля находится в пределах 4-16%.



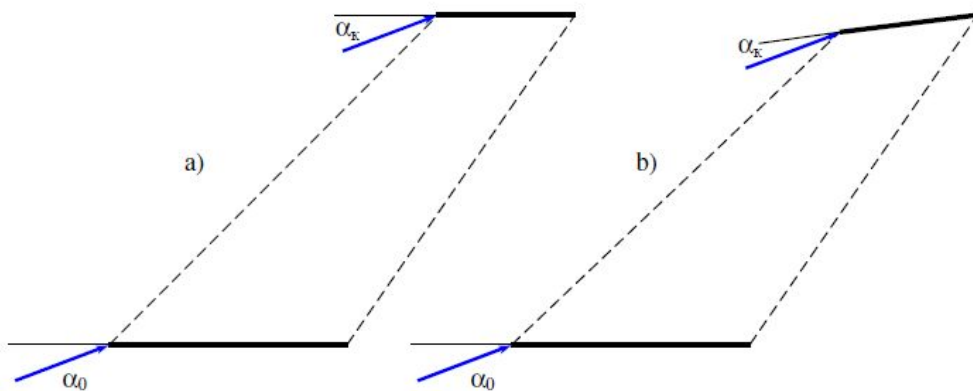
$$f = \frac{f_{\text{макс}}}{b} \cdot 100\%$$

**Относительной кривизной профиля  $f$**  называется отношение максимальной кривизны  $f$  к хорде, выраженное в процентах.

Максимальное расстояние от средней линии профиля до хорды определяет кривизну профиля.

Средняя линия профиля проводится на равном расстоянии от верхнего и нижнего обводов профиля.

У симметричных профилей относительная кривизна равна нулю, для несимметричных же эта величина отлична от нуля и не превышает 4%

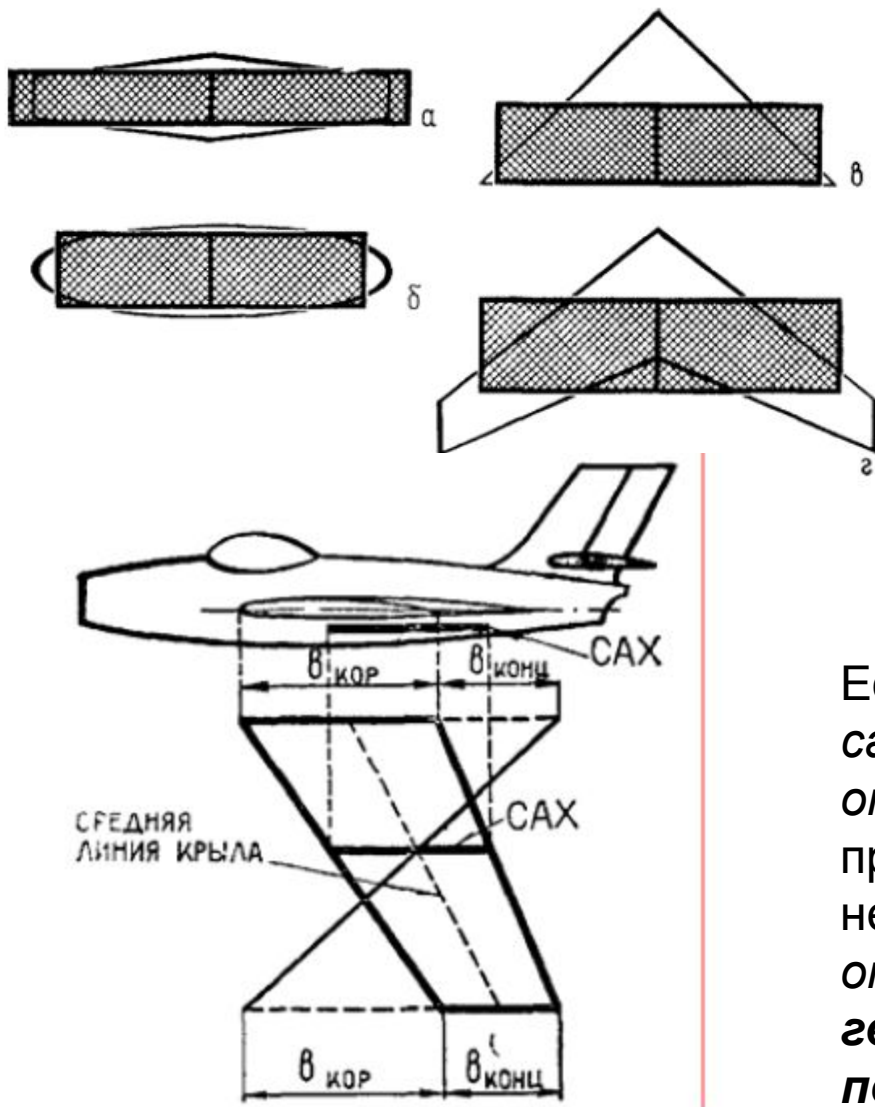


Если во всех сечениях профили подобны – крыло **однопрофильное**.

В противном случае крыло имеет **аэродинамическую крутку**.

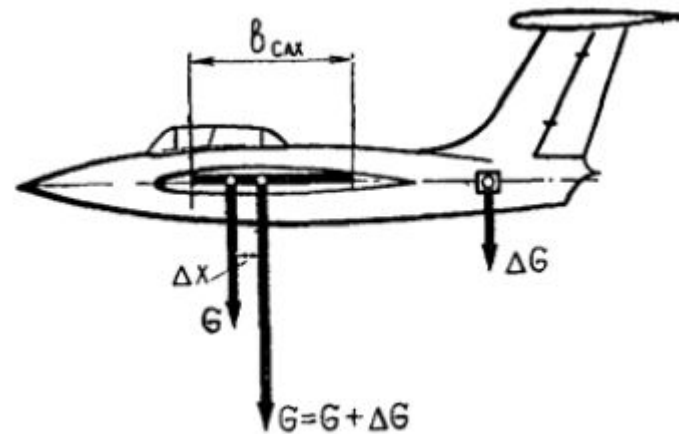
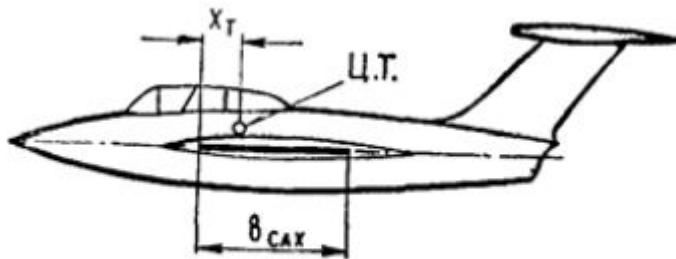
Крыло **геометрически плоское** – хорды всех сечений лежат в одной и той же плоскости. В противном случае крыло имеет

# Средняя аэродинамическая хорда крыла

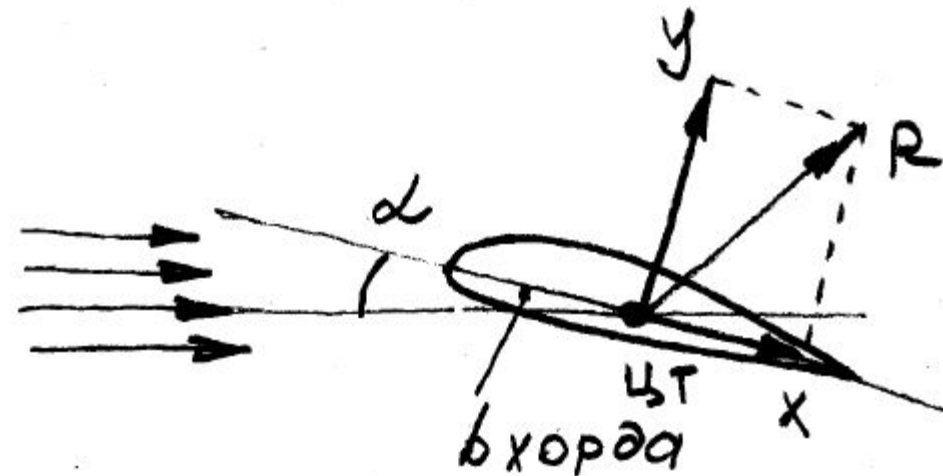


Средней аэродинамической хордой крыла (САХ) называется хорда такого прямоугольного крыла, которое имеет одинаковые с данным крылом площадь, величину полной аэродинамической силы и положение центра давления (ЦД) при равных

углах атаки. Если величина угла атаки и положение САХ данного самолета неизвестны, то их можно определить приближенно. Для трапециевидного незакрученного крыла САХ определяется **путем геометрического построения.**



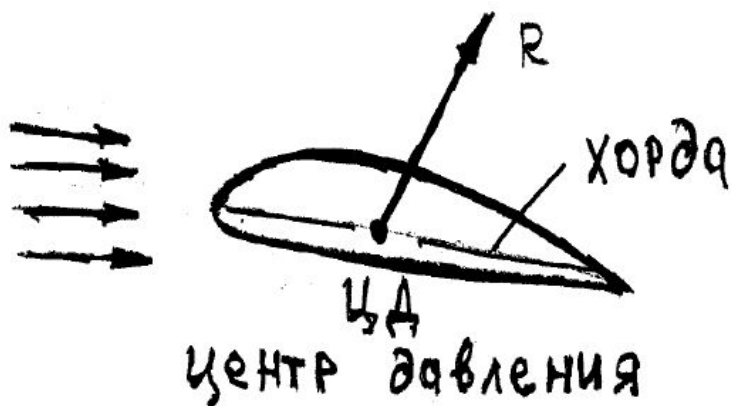
- Аэродинамическая сила самолета создается крылом и приложена в центре давления. Центр
- давления и центр тяжести, как правило, не совпадают и поэтому образуется момент сил. Величина этого момента зависит от величины силы и расстояния между ЦТ и центром давления, положение которых
- определяется как расстояние от начала САХ, выраженное в линейных величинах или в процентах длины
- САХ.



Углом атаки крыла называется угол между хордой крыла и направлением скорости набегающего потока. Важно понять, что угол атаки-это угол между вектором скорости набегающего потока и хордой крыла, а не между продольной осью ЛА и горизонтом, Этот угол называется углом тангажа и обозначается буквой  $\alpha$  (тета). Установочным углом называется угол между продольной осью ЛА и хордой крыла. Этот угол выбирается таким, чтобы на крейсерской скорости полёта угол атаки имел оптимальное значение, а фюзеляж ЛА создавал минимальное сопротивление.



# ПОЛНАЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ СИЛА R. ЕЁ СОСТАВЛЯЮЩИЕ. ЦЕНТР ДАВЛЕНИЯ.



Полной аэродинамической силой  $R$  называют равнодействующую всех сил трения и давления, действующих на тело в полете. Точка пересечения силы  $R$  с хордой называется центром давления (ЦД).

Формула силы  $R$  — это главная аэродинамическая формула всех времён и народов

- 1) площадь крыла
- 2) скоростной напор
- 3) коэффициент (в нашем случае  $C_R$ ) полной аэродинамической силы.

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

3            2            1

Если силу  $R$  разложить по осям скоростной системы координат, то получим 3 (три) её составляющие:  $X$ ,  $Y$  и  $Z$ .

$X$  — сила лобового сопротивления

$Y$  — подъёмная сила.

$Z$  — боковая сила.

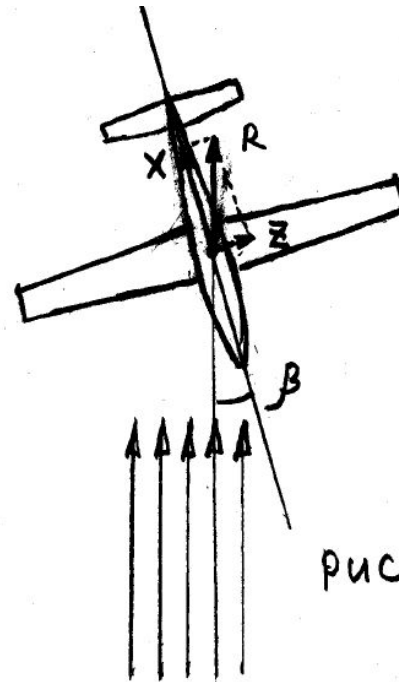
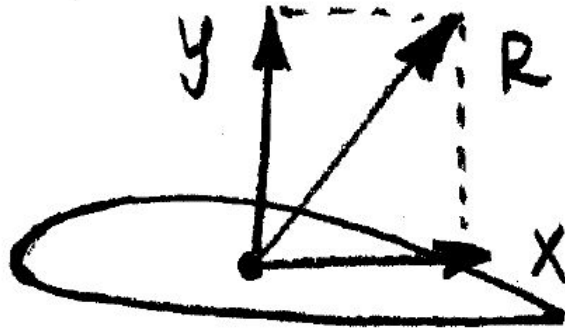


рис 15

Угол  $\beta$  (бета) — угол скольжения. Это угол между продольной плоскостью симметрии ЛА и вектором скорости набегающего потока.

Сила  $Z$  возникает только при возникновении скольжения. Без скольжения сила  $R$  раскладывается только на  $Y$  и  $X$ .

# ПОДЪЁМНАЯ СИЛА И ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ.

Подъёмная сила возникает вследствие обтекания крыла и образования разности давлений под крылом и н

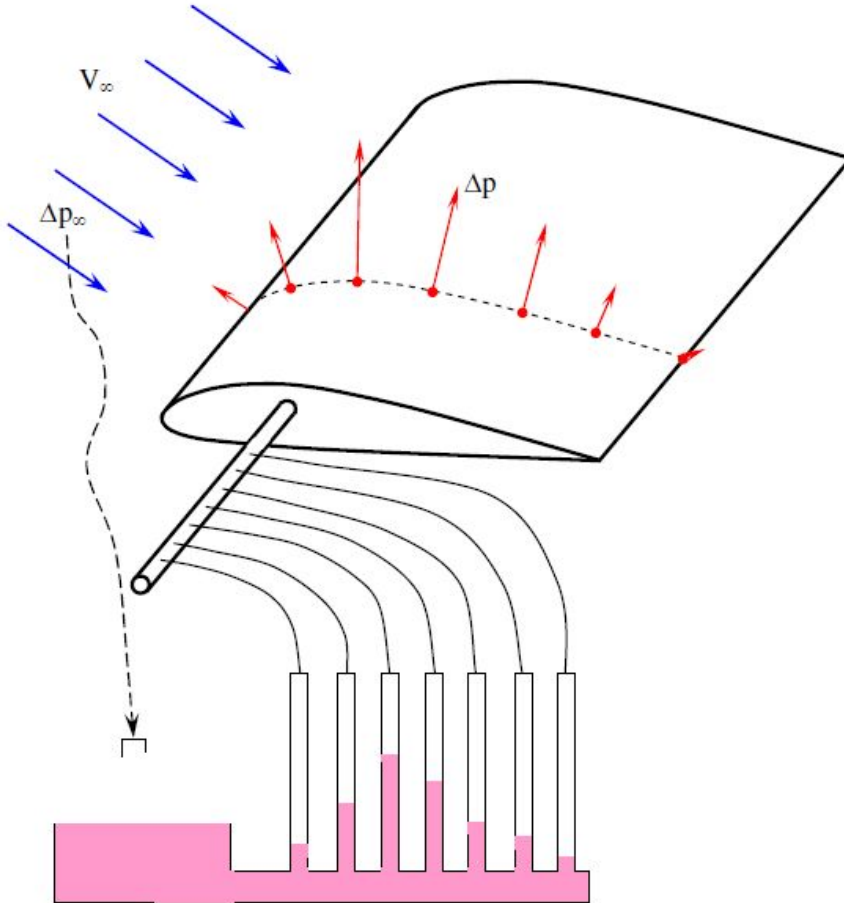
$$Y = C_y \frac{\rho V^2}{2} S$$

Лобовым сопротивлением крыла называется аэродинамическая сила, которая тормозит движение крыла в воздухе и направлена в сторону, противоположную движению.

$$X = C_x \frac{\rho V^2}{2} S$$

Формулы этих сил одинаковы, разница только в коэффициентах. Значения этих коэффициентов получают путём продувки крыла в аэродинамической трубе.

# Кинематические характеристики профиля крыла



Если поместить в поток крыло бесконечного размаха – на верхней и нижней поверхности крыла изменяется статическое давление. Изменение давления вблизи профиля можно охарактеризовать коэффициентом давления

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

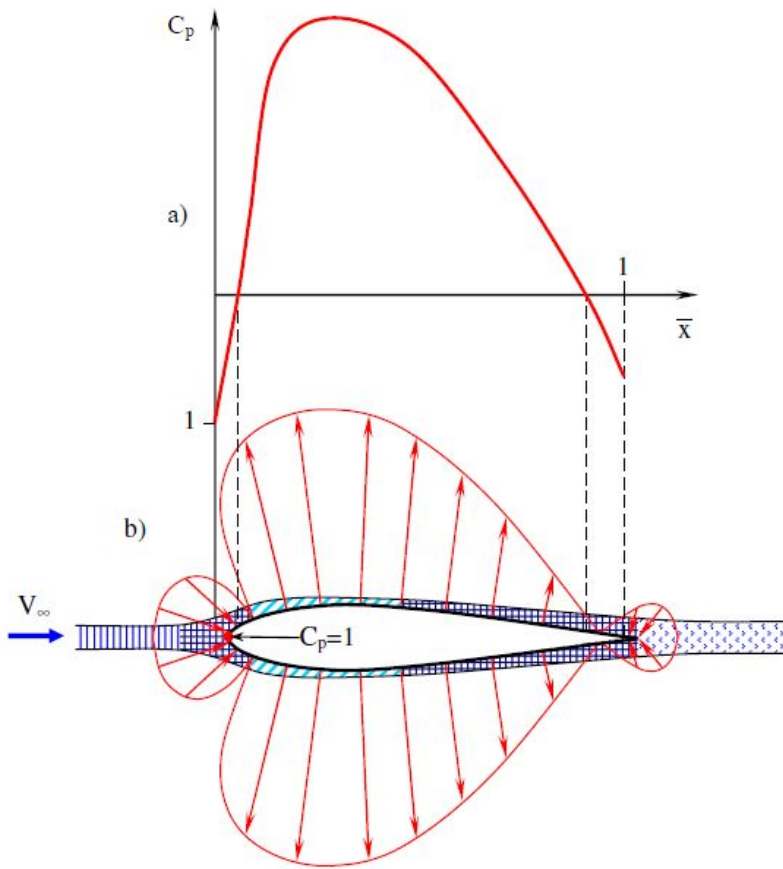






Рис. 8.6. Координатная (а) и векторная (б) диаграммы распределения коэффициента давления по симметричному профилю при  $\alpha=0$ .

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

Распределения коэффициента давления по профилю в виде векторных диаграмм.

- $C_p < 0$  статическое давление в этой точке ( $p$ ) меньше статического давления в невозмущенном потоке ( $p_\infty$ )
- $C_p = 0$  статическое давление в этой точке ( $p$ ) равно статическому давлению в невозмущенном потоке ( $p_\infty$ )
- $C_p > 0$  статическое давление в этой точке ( $p$ ) больше статического давления в невозмущенном потоке ( $p_\infty$ )

Коэффициент давления – вектора по нормали к профилю.

$C_p > 0$  – стрелки к поверхности  
 $C_p < 0$  стрелки от поверхности

При построении координатной диаграммы по оси абсцисс откладывают относительную координату (при  $x = b$   $\bar{x} = 1$ ).  
 Ось абсцисс -  $C_p$

Если взять учаток крыла размахом 1 метр

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

Подъемная сила возникает из-за разности давлений над профилем и под ним

$$Y = \left( \int_0^b p_{\varepsilon} \cdot dx - \int_0^b p_{\text{н}} \cdot dx \right) \cdot S = \left( \int_0^b C_{p_{\text{н}}} \cdot dx - \int_0^b C_{p_{\varepsilon}} \cdot dx \right) \cdot \frac{\rho \cdot V_{\infty}^2}{2} \cdot b$$

Коэффициент подъемной силы соответственно будет равен:

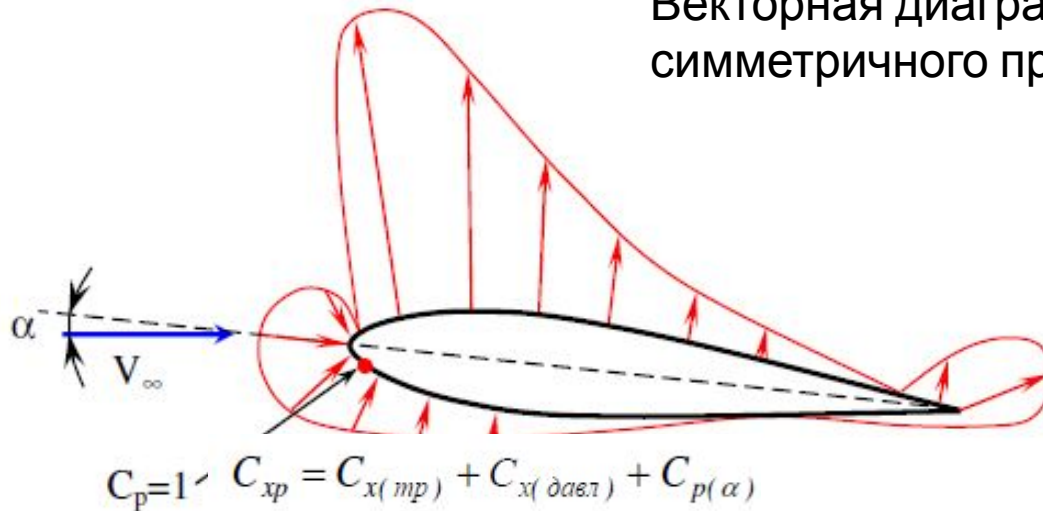
$$C_{y(\text{проф})} = \frac{Y}{\frac{\rho \cdot V_{\infty}^2}{2} \cdot b} = C_{p_{\text{н}}} - C_{p_{\varepsilon}}$$

Но на угле атаки  $\alpha=0$  картина обтекания верхней и нижней кромки профиля симметрична (линии верхнего и нижнего профилей накладываются). Такой профиль на этом угле атаки подъемной силы не создает

Часть энергии –на преодоление сил трения на поверхности, часть –на преодоление разницы давлений спереди и сзади профиля. Сумма этих двух сил – профильное сопротивление.

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

Векторная диаграмма распределения давления симметричного профиля при  $\alpha > 0$ .



-Несимметричная картина обтекания.

На большей части верхней поверхности  $C_p < 0$ , На нижней  $C_p > 0$  – точка торможения потока сместилась вниз.

Появляется подъемная сила : при незначительном изменении угла атаки значительно меняется картина обтекания.

На конце профиля  $C_p$  увеличилось – смыкание струек профиля ухудшается – добавочное сопротивление зависящее от угла атаки и увеличивающаяся с ростом  $\alpha$

## Векторная (б) и координатная (а) диаграммы несимметричного профиля

Разница над и под профилем и является коэффициентом полной аэродинамической силы.

АВ- скорость падает, меньше скорости невозмущенного потока.

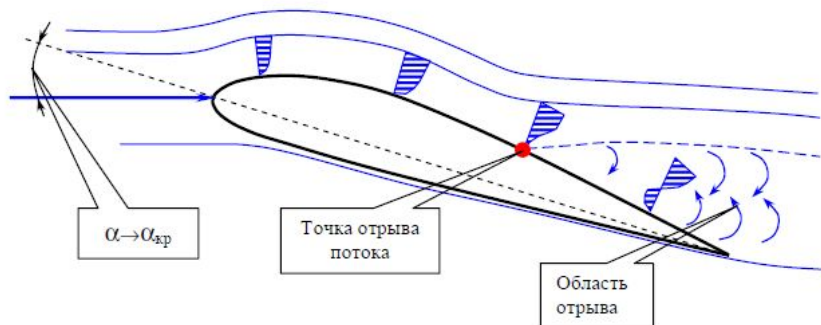
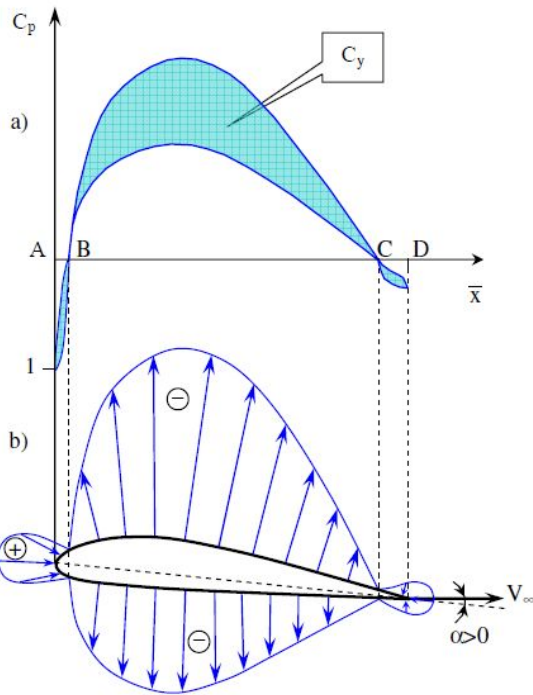
ВС – скорость выше

CD – снова ниже.

Распределение давлений над и под крылом имеет разные картины.

Увеличиваем угол атаки – близк  $\alpha_{кр}$   
 -Зарождается отрыв пограничного слоя.

-Дальнейшее увеличение – точка отрыва быстро перемещается по поверхности профиля – зона обширного срыва – резкое уменьшение  $C_y$  и возрастание  $C_x$





# ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА

**Лобовое сопротивление** - это сопротивление движению крыла самолета в воздухе. Оно складывается из профильного, индуктивного и волнового сопротивлений:

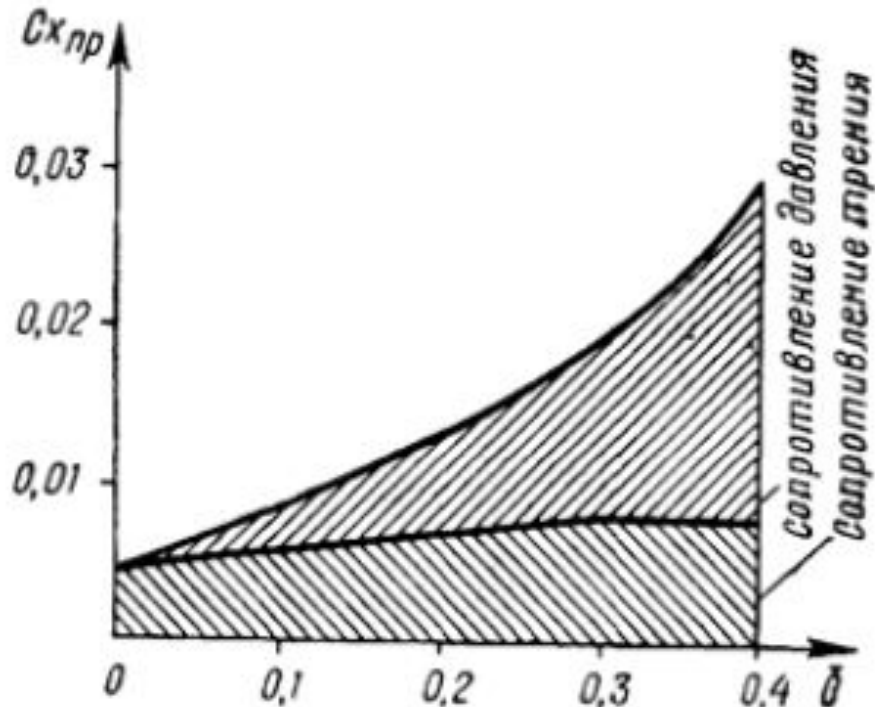
$$X_{кр} = X_{пр} + X_{инд} + X_{в}.$$

**Волновое сопротивление** рассматриваться не будет, так как возникает на скоростях полета свыше 450 км/ч.

**Профильное сопротивление** складывается из сопротивления давления и сопротивления трения:

$$X_{пр} = X_{д} + X_{тр}$$

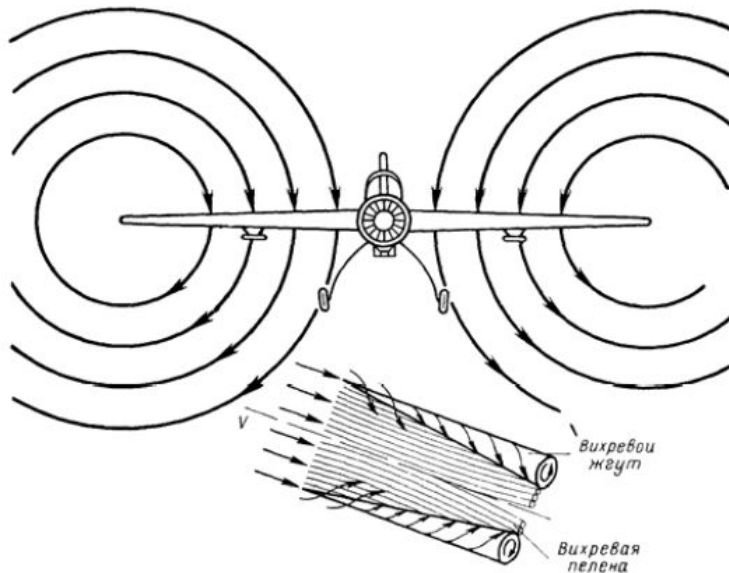
- **Соппротивление давления** - это разность давлений перед и за крылом. Чем больше эта разность, тем больше сопротивление давления. Разность давлений зависит от формы профиля, его относительной толщины и кривизны (на рисунке обозначено  **$C_x$  - коэффициент профильного сопротивления**).
- Чем больше относительная толщина *с* профиля, тем больше повышается давление перед крылом и больше уменьшается за крылом, на его задней кромке. В результате увеличивается разность давлений и, как следствие, увеличивается сопротивление давления.
- **Соппротивление трения** возникает вследствие проявления вязкости воздуха в пограничном слое обтекающего профиля крыла.
- Величина сил трения зависит от структуры пограничного слоя и состояния обтекаемой поверхности крыла (его шероховатости).
- В ламинарном пограничном слое воздуха сопротивление трения меньше, чем в турбулентном пограничном слое. Следовательно, чем большую часть поверхности крыла обтекает ламинарный пограничный слой воздушного потока, тем меньше сопротивление трения.
- На величину сопротивления трения влияют: скорость самолета; шероховатость поверхности; форма крыла.
- Чем больше скорость полета, с худшим качеством обработана поверхность крыла и толще профиль крыла, тем больше сопротивление трения.



Для уменьшения сопротивления трения при подготовке самолетов к полету необходимо сохранять гладкость поверхности крыла и частей самолета, особенно носка крыла. Изменение углов атаки на величину сопротивления трения практически не влияет.

Соотношение между сопротивлением трения и сопротивлением давления в большой степени зависит от толщины профиля (см. Рис. 33). На рисунке видно, что с ростом относительной толщины профиля увеличивается доля, приходящаяся на сопротивление давления. Это же можно сказать, анализируя и сопоставляя профили самолетов Як-52 и Як-55.

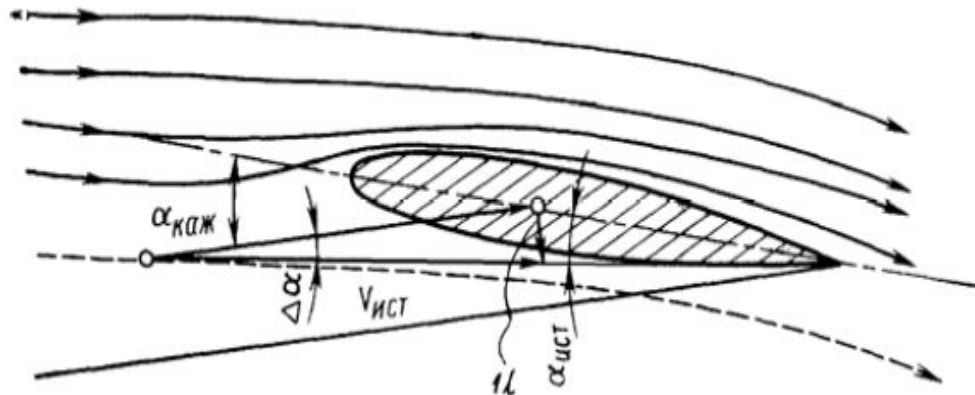
- **Индуктивное сопротивление** - это прирост лобового сопротивления, связанный с образованием подъемной силы крыла. При обтекании крыла невозмущенным воздушным потоком возникает разность давлений над крылом и под ним. В результате часть воздуха на концах крыльев перетекает из зоны большего давления в зону меньшего давления.



Поток воздуха перетекает с нижней поверхности крыла на верхнюю и накладывается на воздушный поток, набегающий на верхнюю часть крыла, что приводит к образованию завихрений массы воздуха за задней кромкой, т. е. образуется вихревой жгут. Воздух в вихревом жгуте вращается. Скорость вращения вихревого жгута различна, в центре она наибольшая, а по мере удаления от оси вихря – уменьшается.

- Так как воздух обладает вязкостью, то вращающийся воздух в жгуте увлекает за собой окружающий воздух. Вихревые жгуты левого и правого полукрыльев вращаются в разные стороны таким образом, что в пределах крыла движение воздушных масс направлено сверху вниз.
- Такое движение воздушных масс сообщает воздушному потоку, обтекающему крыло, дополнительную скорость, направленную вниз. При этом любая часть воздуха, обтекающая крыло со скоростью  $V$ , *отклоняется вниз со скоростью  $U$ . Величина этой скорости обратно пропорциональна расстоянию точки от оси вихревого жгута, т. е. в конечном счете от удлинения крыла, от разности давлений над и под крылом и от формы крыла в плане.*
- Угол  $\Delta\alpha$ , на который отклоняется поток воздуха, обтекающий крыло со скоростью  $V$ , *наведенной вертикальной скоростью  $U$ , называется **углом скоса потока***. Величина его зависит от значения вертикальной скорости, индуцированной вихревым жгутом, и скорости набегающего потока  $V$ :

$$\operatorname{tg}\Delta\alpha \approx \Delta\alpha = \frac{U}{V}.$$

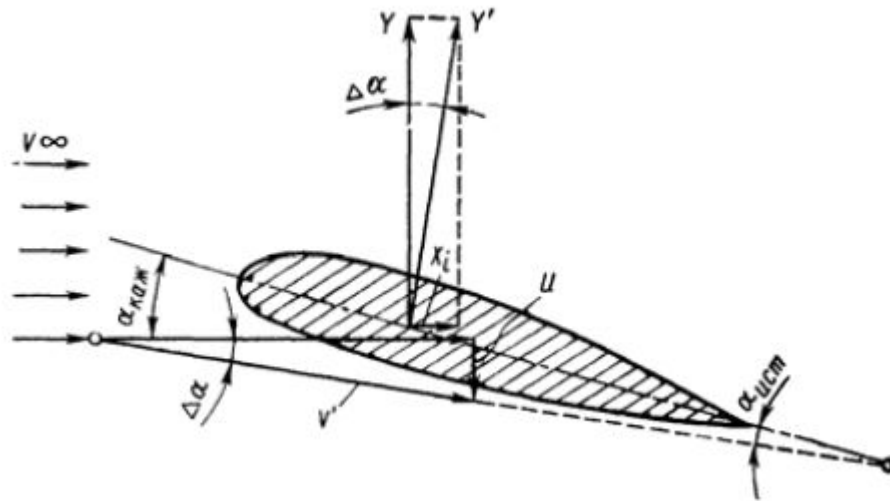


Поэтому благодаря скосу потока истинный угол атаки  $\alpha_{ист}$  *крыла в каждом его сечении будет отличаться от геометрического или кажущегося угла атаки  $\alpha_{каж}$  на величину  $\Delta\alpha$*

$$\alpha_{ист} \approx \alpha_{каж} - \Delta\alpha = \alpha_{каж} - \frac{U}{V}.$$

- Как известно, подъемная сила крыла  $Y$  всегда перпендикулярна набегающему потоку, его направлению. Поэтому вектор подъемной силы крыла отклоняется на угол  $\Delta\alpha$  и перпендикулярен к направлению воздушного потока  $V$ .
- Подъемной силой будет не вся сила  $Y'$  а ее составляющая  $Y$ , направленная перпендикулярно набегающему потоку:

$$Y = Y' \cos \Delta\alpha \approx Y'$$



Ввиду малости величины  $\Delta\alpha$  считаем  $\cos \Delta\alpha \approx 1$ . Другая составляющая сила  $Y'$  будет равна

$X_i = Y' \operatorname{tg} \Delta\alpha \approx Y' \Delta\alpha$ . Эта составляющая направлена по потоку и называется **индуктивным сопротивлением**

- Чтобы найти величину индуктивного сопротивления, необходимо вычислить скорость  $U$  и угол скоса потока.
- Зависимость угла скоса потока от удлинения крыла, коэффициента подъемной силы  $C_y$  и формы крыла в плане выражается формулой

$$\Delta\alpha = A = \frac{C_y}{\lambda}$$

где  $A$  - коэффициент, учитывающий форму крыла в плане.

Для крыльев самолетов коэффициент  $A$  равен

$$A = \frac{1}{\pi \cdot \lambda_{эф}} (1 + \delta).$$

где  $\lambda_{эф}$  - удлинение крыла без учета площади фюзеляжа, занимающей часть крыла;

$\delta$  - величина, зависящая от формы крыла в плане.

Подставим значения двух последних формул в формулу  $X_i = Y' \Delta\alpha$   
 $\approx Y' \Delta\alpha$ , преобразуя ее, по

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

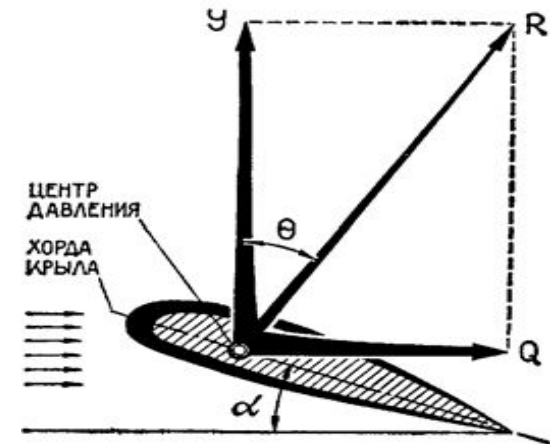
где  $C_{xi}$  - коэффициент индуктивного сопротивления  $C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda}$ .

<p><math>C_{xi}</math> прямо пропорционален коэффициенту подъемной силы и обратно пропорционален удлинению крыла.</p>
---

Так как величина  $C_{xi}$  обратно пропорциональна удлинению крыла, поэтому самолеты, предназначенные для полетов на большие расстояния, имеют большое удлинение крыла:  $\lambda=14\dots15$ .

# АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО КРЫЛА

- С точки зрения аэродинамики наиболее выгодным будет такое крыло, которое обладает способностью создавать возможно большую подъемную силу при возможно меньшем лобовом сопротивлении. Для оценки аэродинамического совершенства крыла вводится понятие аэродинамического качества крыла.
- **Аэродинамическим качеством крыла называется отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления крыла на данном угле атаки**



$$K = \frac{Y}{Q},$$

Подставив значения для Y и Q

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

Чем больше аэродинамическое качество крыла, тем оно совершеннее. Величина качества для современных самолетов может достигать **14-15**, а для планеров **45-50**. Это означает, что крыло самолета может создавать подъемную силу, превышающую лобовое сопротивление в **14-15** раз, а у планеров даже в **50** раз.

Аэродинамическое качество характеризуется углом  $\theta$

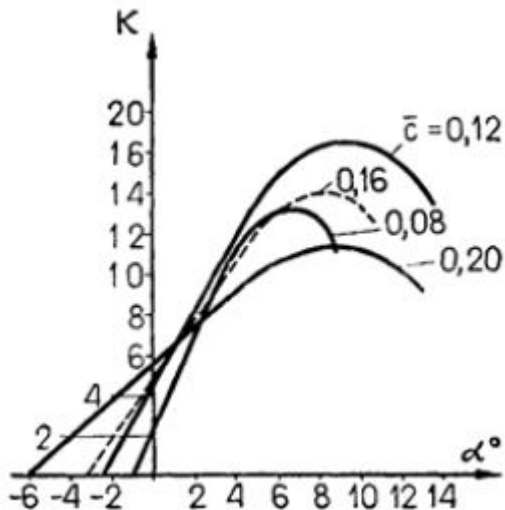
$$\operatorname{tg} \theta = \frac{Q}{Y}. \quad \operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K}.$$

Угол  $\theta$  между векторами подъемной и полной аэродинамической сил называется углом качества. Чем больше аэродинамическое качество, тем меньше угол качества, и наоборот. Аэродинамическое качество крыла, как видно из формулы (2.18), зависит от тех же факторов, что и коэффициенты  $C_y$  и  $C_x$ , т. е. от угла атаки, формы профиля, формы крыла в плане, числа  $M$  полета и от обработки поверхности.



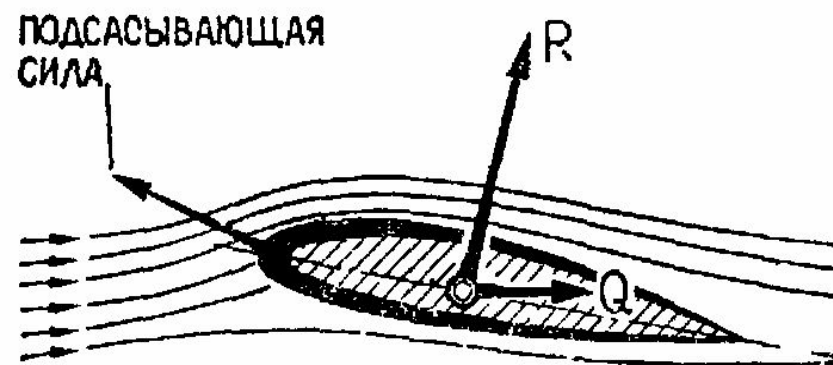
# ВЛИЯНИЕ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО УГЛА АТАКИ.

- По известным значениям аэродинамических коэффициентов  $C_y$  и  $C_x$  для различных углов атаки строят график  $K = f(\alpha)$

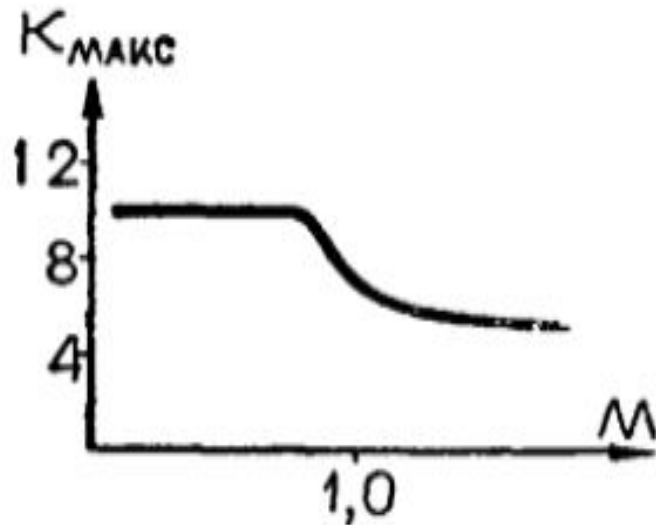


Из графика видно, что с увеличением угла атаки до определенной величины аэродинамическое качество возрастает. При некотором угле атаки качество достигает максимальной величины  $K_{\text{макс}}$ . Этот угол называется **наивыгоднейшим углом атаки,  $\alpha_{\text{наив}}$** .

При обтекании профилей с закругленными и утолщенными носками на носке профиля образуется подсосывающая сила, которая может значительно уменьшить лобовое сопротивление. Наибольшей величины она достигает на углах атаки, близких к  $\alpha_{\text{наив}}$ , когда подсосывающая сила может превышать силу трения



- Для получения больших значений  $K_{\text{макс}}$  выбираются оптимальные толщина и кривизна профиля, формы обводов и удлинение крыла.
- Форма крыла в плане также оказывает влияние на аэродинамическое качество крыла. Для получения наибольших значений качества наилучшей формой крыла является эллипсовидная с закругленной передней кромкой. Такое крыло имеет наименьшее индуктивное сопротивление. Увеличение удлинения крыла уменьшает его индуктивное сопротивление, следовательно, увеличивает аэродинамическое качество.

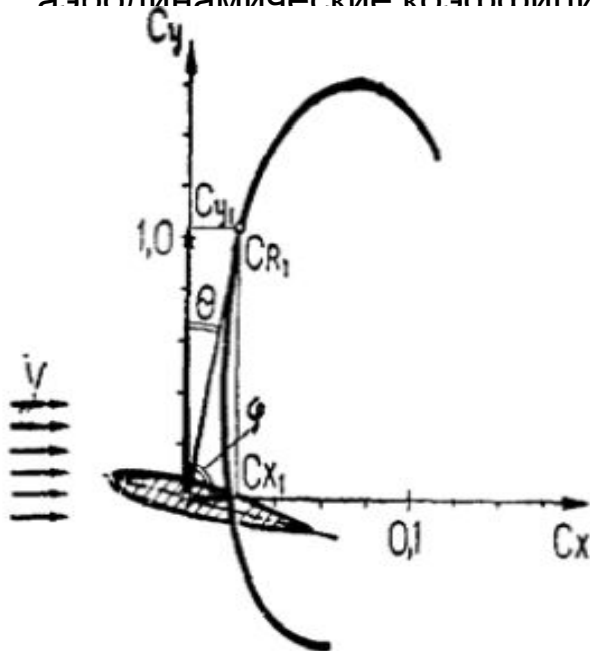


При увеличении числа  $M$  полета до появления волнового кризиса качество будет **незначительно** возрастать (для данного угла атаки), так как проявление сжимаемости воздуха увеличивает  $C_y$ . С наступлением волнового кризиса качество резко уменьшается, потому что коэффициент подъемной силы уменьшается, а  **$C_x$  увеличивается**. Состояние поверхности крыла (шероховатость, волнистость, отступление от заданной формы) влияет на величину профильного сопротивления. Поэтому, улучшая состояние поверхности крыла (или поддерживая ее в хорошем состоянии), можно добиться повышения аэродинамического качества самолета.

# ПОСТРОЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА И САМОЛЕТА

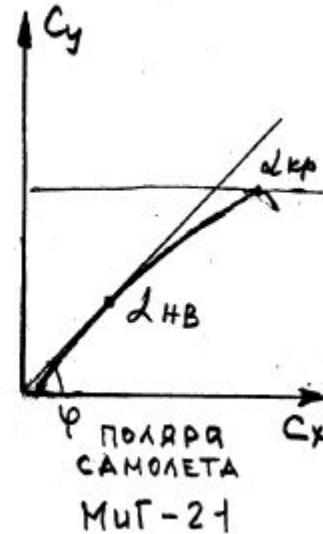
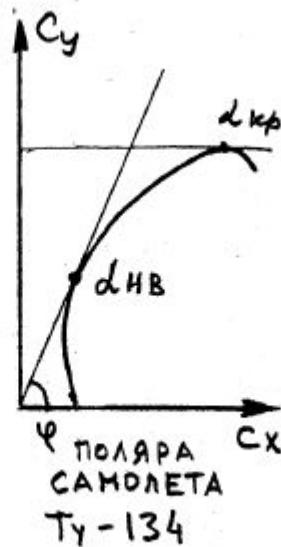
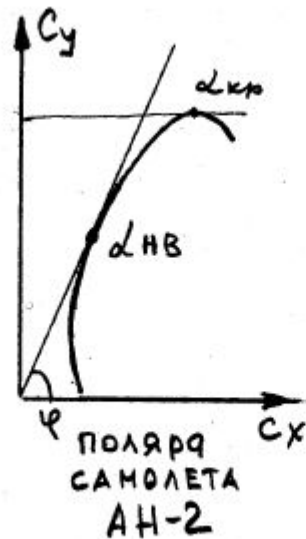
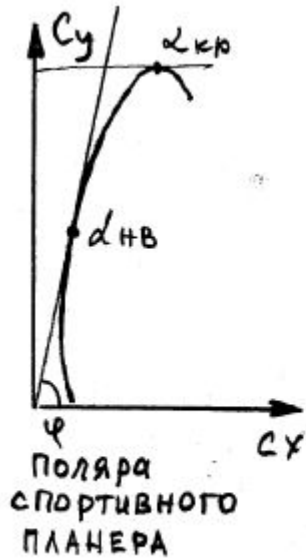
- **ПОЛЯРА КРЫЛА.** Для различных расчетов летных характеристик крыла особенно важно знать одновременное изменение  **$C_y$  и  $C_x$**  в диапазоне летных углов атаки. Для этой цели строится график зависимости коэффициента  **$C_y$**  от  **$C_x$** , называемый **полярой**.
- Для построения поляры для данного крыла, крыло (или его модель) продувается в аэродинамической трубе при различных углах атаки. При продувке для каждого угла атаки аэродинамическими весами измеряются величины подъемной силы  **$Y$**  и **силы лобового сопротивления  $Q$** .
- Определив величины сил  **$Y$**  и  **$Q$**  для данного профиля, вычисляют их аэродинамические коэффициенты  **$C_y$**  и **силы лобового**

$$C_y = \frac{Y}{\frac{\rho v^2}{2} \cdot S}; \quad C_x = \frac{Q}{\frac{\rho v^2}{2} \cdot S}$$



Для построения поляры проводятся две взаимно перпендикулярные оси. На вертикальной оси откладывают значения  **$C_y$** , а на **горизонтальной -  $C_x$** . Масштабы для  **$C_y$**  и  **$C_x$**  обычно берутся **разные**. Принято для  **$C_y$**  брать масштаб в 5 раз **крупнее, чем для  $C_x$** , так как в пределах летных углов атаки диапазон изменения  **$C_y$**  в несколько раз больше, чем диапазон изменения  **$C_x$** . Каждая точка полученного графика соответствует определенному углу атаки.

- **Название «поляра» объясняется тем, что эту кривую можно рассматривать как полярную**
- **диаграмму, построенную на координатах коэффициента полной аэродинамической силы  $C_R$  и  $\phi$ , где  $\phi$ - угол**
- **наклона полной аэродинамической силы  $R$  к направлению скорости набегающего потока (при условии, если**
- **масштабы  $C_y$  и  $C_x$  взять одинаковыми).**

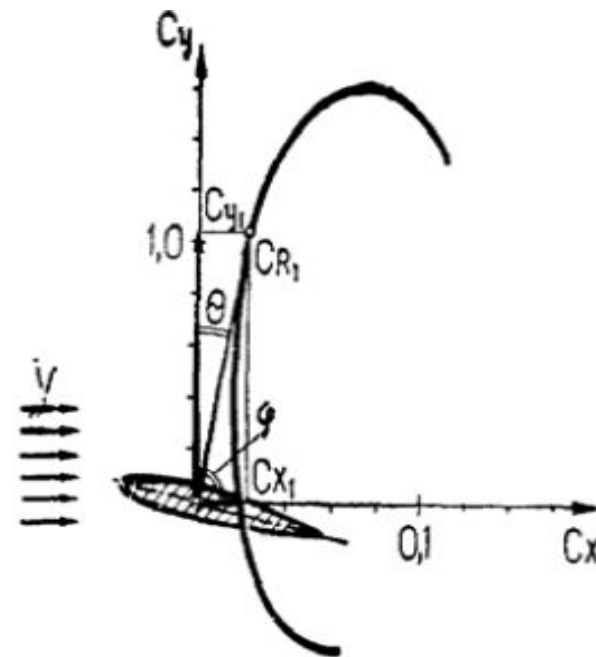
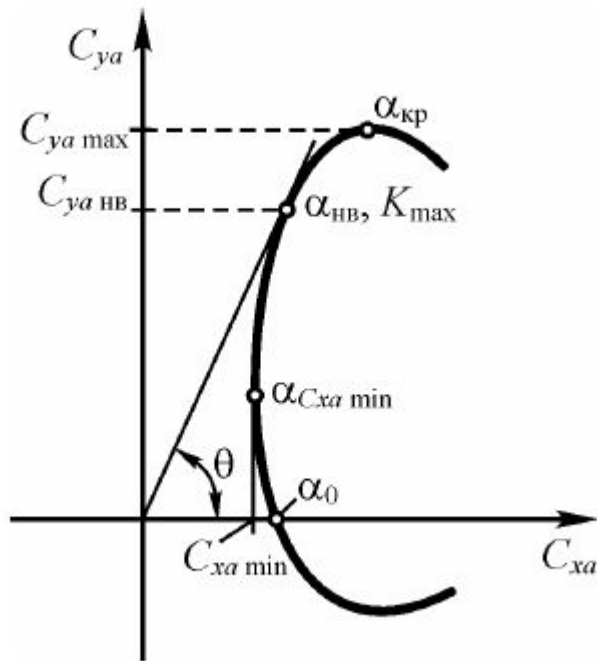


На поляре можно определить несколько важных параметров.

1.  $\alpha_{nv}$  (наивыгоднейший) — он соответствует точке соприкосновения касательной из начала координат с полярой.  $\alpha_{nv}$  — это угол атаки, на котором крыло создаёт максимальную подъёмную силу с минимальным лобовым сопротивлением, он обычно соответствует  $v_{nv}$  — наивыгоднейшей скорости, скорости, на которой ЛА выполняет полёт с минимальными энергетическими затратами.
2. Угол наклона касательной —  $f$ . Чем сильнее наклонена касательная, тем меньше аэродинамическое качество ЛА. Аэродинамическим качеством называется отношение подъёмной силы к лобовому сопротивлению.  $K = Y/X$ . Обычно, говоря о качестве ЛА, имеют в виду максимальное качество, которое соответствует отношению  $Y$  к  $X$  на  $\alpha_{nv}$  или наивыгоднейшей скорости. У спортивных планеров оно достигает 50, у большинства самолётов оно колеблется от 4 до 15.
3. Наивысшая точка поляры соответствует максимальному значению  $C_y$  и соответствует  $\alpha_{кр}$ .

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:  $\text{tg } \mu = K_{\text{max}}$ . Коэффициент подъемной силы и угол атаки, соответствующие  $K_{\text{max}}$ , называются **наивыгоднейшими** и **отмечаются индексом «нв»**:

$C_{ya \text{ нв}}$ ,  $\alpha_{\text{нв}}$ .



## РЕЗЮМИРУЕМ:

**Угол нулевой подъемной силы  $\alpha_0$  находится на пересечении поляры с осью  $S_x$ . При этом угле**

атаки коэффициент подъемной силы равен нулю ( $C_y = 0$ ).

Угол атаки, на котором  **$S_x$  имеет наименьшую величину  $\alpha_{Sx.мин}$** , находится проведением касательной к поляре, параллельной оси  $S_y$ . Для современных крыльевых профилей этот угол заключен в диапазоне от 0 до  $1^\circ$ .

**Наивыгоднейший угол атаки  $\alpha_{наив}$ . Так как на наивыгоднейшем угле атаки аэродинамическое**

качество крыла максимальное, то угол между осью  $S_y$  и касательной, проведенной из начала координат, т. е. угол качества  $\theta$ , на этом угле атаки, согласно формуле (2.19), будет минимальным. Поэтому для определения  $\alpha_{наив}$  нужно провести из начала координат касательную к поляре. Точка касания будет соответствовать  $\alpha_{наив}$ . Для современных крыльев  $\alpha_{наив}$  лежит в пределах  $4 - 6^\circ$ .

**Критический угол атаки  $\alpha_{крит}$ . Для определения критического угла атаки необходимо провести**

касательную к поляре, параллельную оси  $S_x$ . Точка касания и будет соответствовать  $\alpha_{крит}$ . Для крыльев современных самолетов  $\alpha_{крит} = 16-30^\circ$ .

Углы атаки с одинаковым аэродинамическим качеством находятся проведением из начала координат секущей к поляре. В точках пересечения найдем углы атаки ( $\alpha_1$  и  $\alpha_2$ ) при полете, на которых аэродинамическое качество будет одинаково и обязательно меньше  **$K_{макс}$** .