



**«ХАТУ» АҚ ӘСКЕРИ КАФЕДРАСЫ**  
**Военная кафедра АО «МУИТ»**



# Основы аэродинамики и динамики полета



**г. Алматы 2022**



1



# «ХАТУ» АҚ ӘСКЕРИ КАФЕДРАСЫ ВОЕННАЯ КАФЕДРА АО «МУИТ»

## Тема № 5

### Причины возникновения аэродинамических сил на

### Занятие № крыла

Геометрические характеристики  
крыла. Подъемная сила и лобовое  
сопротивление.



# Учебные цели:



## Изучить:

- значение характеристик крыла: размах, угол стреловидности и т.д.;
- понятие о хорде крыла, относительной толщине профиля;
- системы координат, аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет;
- подъемная сила и сила лобового сопротивления.



# Учебные вопросы:



1. Размах, удлинение, хорда, угол стреловидности.
2. Профиль крыла, относительная толщина профиля, угол поперечного  $V$ .
3. Системы координат, аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет.
4. Подъемная сила и сила лобового сопротивления.



# Вопрос № 1:



- Размах и удлинение крыла.
- Хорда крыла.
- Профиль крыла.
- Относительная толщина крыла.



# Геометрические характеристики крыла



**Геометрические характеристики летательного аппарата** — определяют размеры и форму летательного аппарата и его основных частей. Выражаются в абсолютных и относительных величинах.

При движении в воздухе самолета, на все его части действуют аэродинамические силы.

Основной частью самолета, поддерживающей его в воздухе, - является крыло. Величина и направление аэродинамических сил, действующих на крыло, в значительной степени определяются формой профиля крыла, очертанием его в плане и видом спереди.



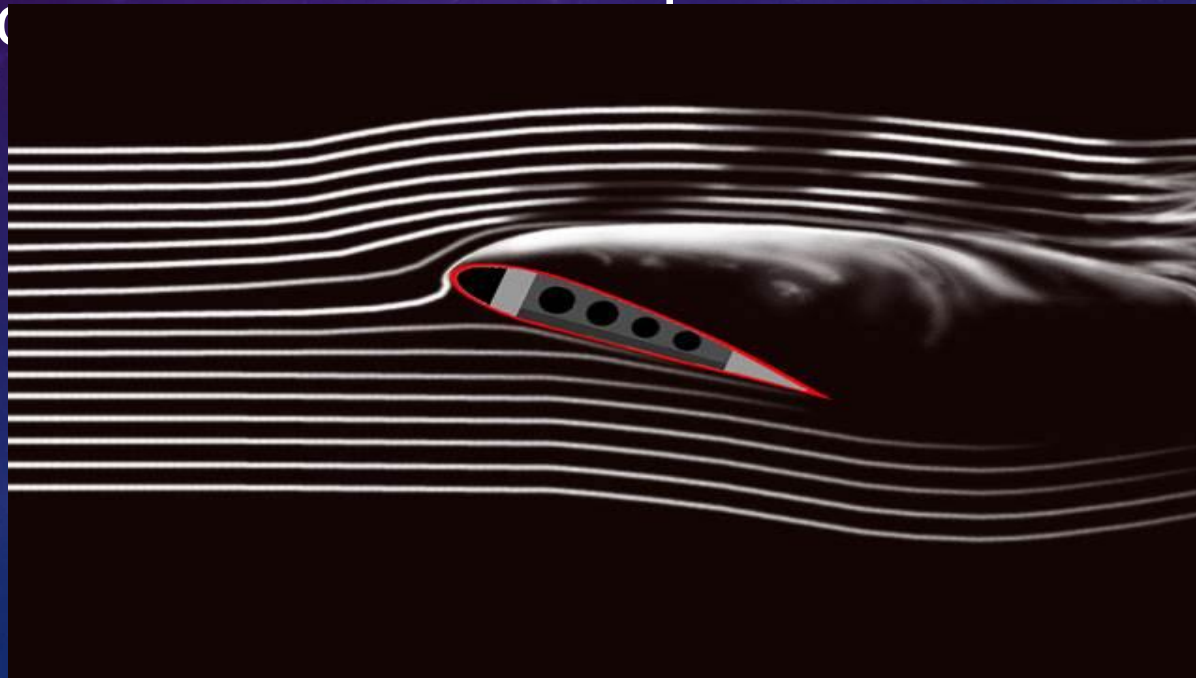
# Геометрические характеристики крыла.

(продолжение)



**Принцип действия крыла.** Подъёмная сила крыла создаётся за счёт разницы давлений воздуха на нижней и верхней поверхностях.

Давление воздуха так же зависит от распределения скоростей воздушных потоков вблизи этих поверхностей крыла, в зависимости от





# Геометрические характеристики крыла.

(продолжение)



**Основное назначение крыла** – создание подъемной силы, потребной для всех нормальных режимов полета, при возможно меньшей затрате тяги двигательной установки.

Кроме того, крыло играет важную роль в обеспечении устойчивости и с помощью расположенных на нем элеронов поперечной управляемости самолета.

Крыло является важнейшей частью конструкции самолета.

На долю крыла приходится:

до 35 - 45% массы конструкции и

до 50% лобового сопротивления летательного



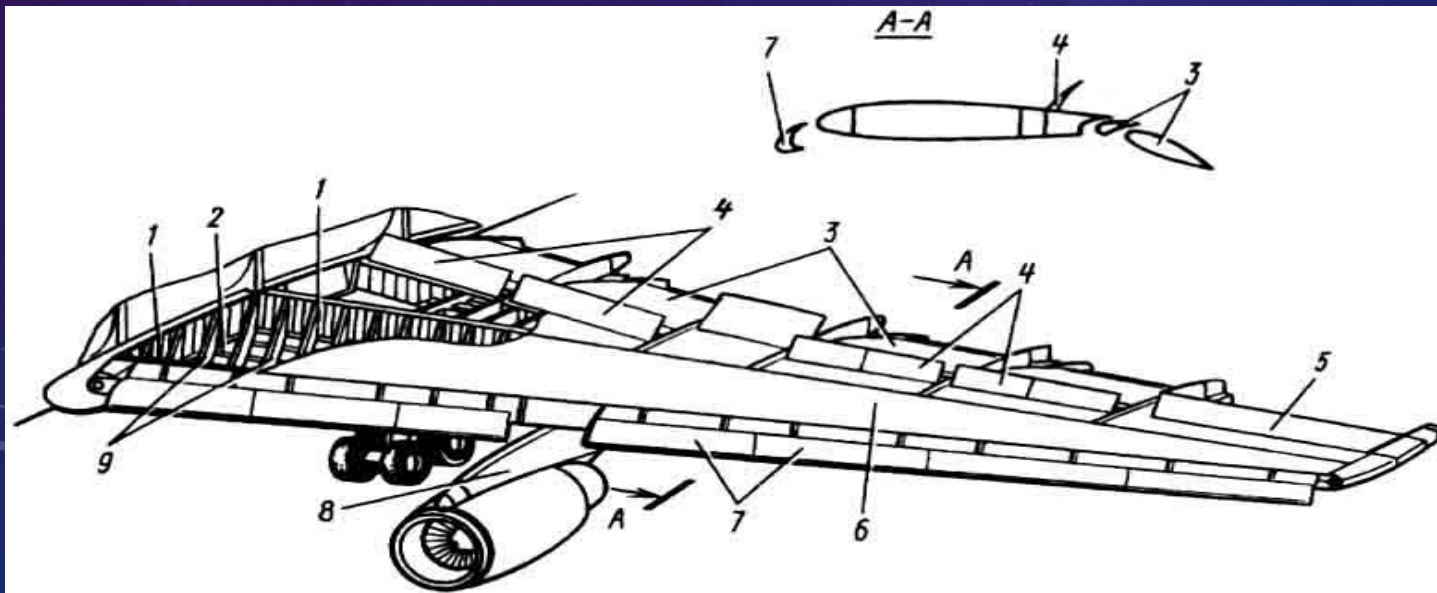


# Геометрические характеристики крыла.

(продолжение)



Крыло представляет собой тонкостенную подкрепленную оболочку и состоит из каркаса и обшивки 6; каркас – из лонжеронов 1, стенок и стрингеров 2 (продольный набор), а также нервюр 9 (поперечный набор). На крыле расположены средства механизации (предкрылки 7 и закрылки 3) для улучшения ВПХ самолета, элероны 5 и интерцепторы 4 для управления самолетом относительно продольной оси, пилоны 8 для крепления двигателей.



1-лонжерон; 2-стрингеры; 3-  
закрылки;  
4-интерцепторы; 5-элерон;  
6-обшивка;  
7-предкрылки; 8-пилон для крепления  
двигателей; 9-нервюры



# Геометрические характеристики крыла. (продолжение)



**Части крыла самолёта.** Крыло можно разделить на три части: левую и правую полуплоскости, центроплан.

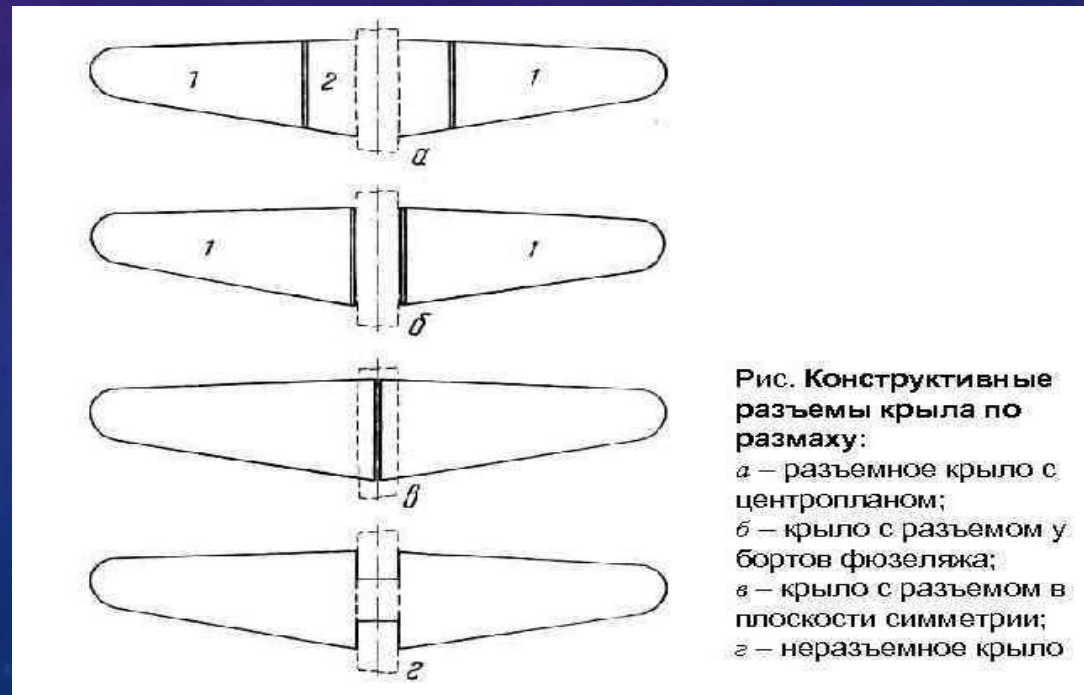


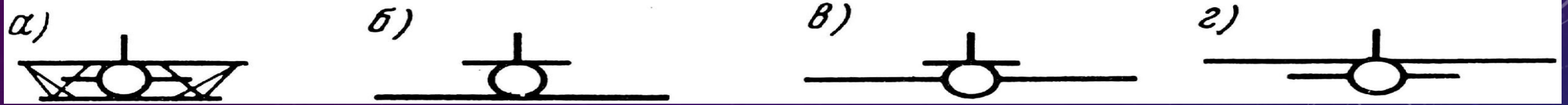
Рис. Конструктивные разъемы крыла по размаху:  
а – разъемное крыло с центропланом;  
б – крыло с разъемом у бортов фюзеляжа;  
в – крыло с разъемом в плоскости симметрии;  
г – неразъемное крыло



# Геометрические характеристики крыла. (продолжение)



## Классификация самолетов по расположению



а – бипланы; б – низкопланы; в – среднепланы; г - высокопланы





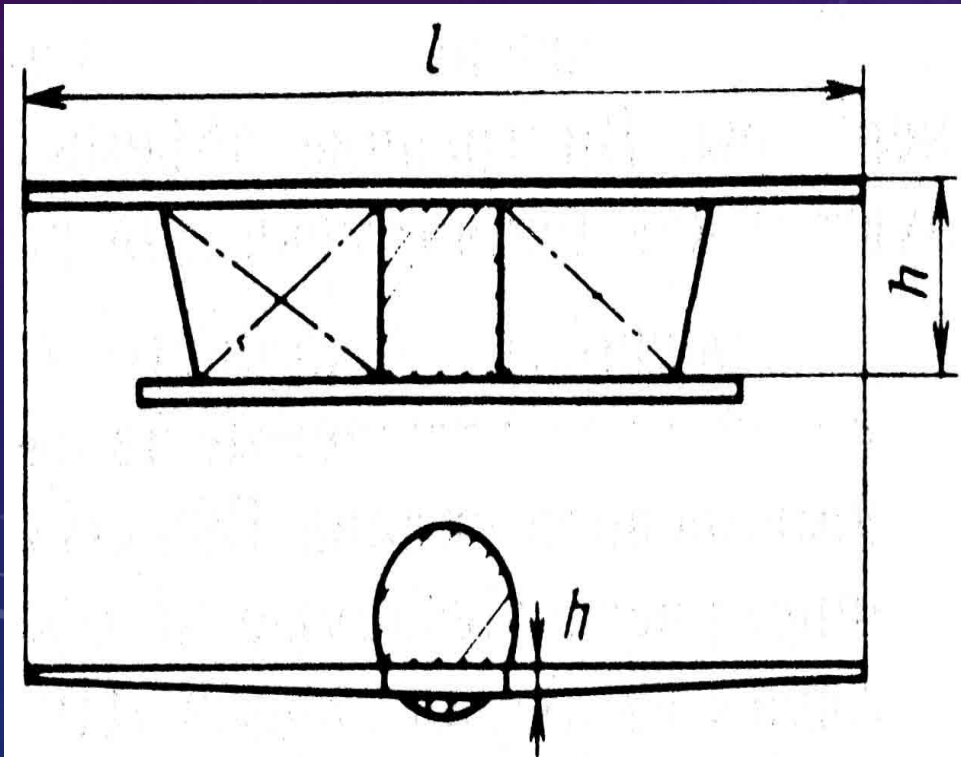
# Геометрические характеристики крыла.

(продолжение)



**Биплан** (от лат. bis - дважды и planum - плоскость) – самолеты с двумя крыльями, расположенными одно над другим.

Основная идея бипланной конструкции заключается в использовании большой строительной высоты бипланной коробки.





# Геометрические характеристики крыла.

(продолжение)



Еще одним преимуществом биплана по сравнению с монопланом является меньший размах крыльев, обеспечивающий меньшие габаритные размеры и меньший момент инерции относительно продольной оси самолета, то есть лучшие маневренные свойства самолета.

**Недостатком является** большое сопротивление бипланной коробки, обусловленное взаимным влиянием верхнего и нижнего крыльев и наличием в потоке элементов ферм (стоек, расчалок). Кроме того, в эксплуатации бипланная схема требует частых проверок и регулирования положения крыльев.



# Геометрические характеристики крыла.

(продолжение)



Самолет с нижним расположением крыла (*низкоплан*) имеет широкое применение для пассажирских самолетов. **Крыло проходит через нижнюю часть фюзеляжа.**

Эта схема наиболее выгодна в отношении безопасности пассажиров и экипажа при аварийной посадке с убранными шасси. У низкоплана конструктивно проще расположить оперение выше крыла, вынеся его из зоны затенения воздушным потоком, сбегаящим с крыла; шасси имеет небольшую высоту, что снижает его массу и упрощает уборку.

**Недостатками низкоплана** являются более высокое аэродинамическое сопротивление самолета в сравнении с другими схемами вследствие неблагоприятного взаимного влияния (интерференции) крыла и фюзеляжа и ухудшенный обзор из кабины пассажиров.



# Геометрические характеристики крыла.

(продолжение)



Среднее расположение крыла наиболее выгодно в аэродинамическом отношении, поскольку в этой схеме взаимное влияние крыла и фюзеляжа создает минимальное лобовое сопротивление.

**Недостатки.** Схема среднеплана не применяется для транспортных ВС, потому что крыло затрудняет размещение в фюзеляже пассажиров и грузов.

Примеры со средним относительно фюзеляжа расположением крыльев – самолетов-среднепланов – бомбардировщик Ту-16, который был выполнен как среднеплан.

В дальнейшем на его базе разработан первый в СССР реактивный пассажирский самолет. При этом облик самолета, получившего марку Ту-104, претерпел некоторые изменения: Т-104 низкорасположенное крыло, диаметр фюзеляжа нового самолета был



# Геометрические характеристики крыла.

(продолжение)



Верхнее расположение крыла более выгодно в отношении аэродинамического сопротивления самолета, вызванного интерференцией крыла и фюзеляжа; дает возможность приблизить фюзеляж к земле, что удобно для погрузки и выгрузки грузов. При расположении двигателей на крыле уменьшается опасность попадания в них посторонних предметов с ВПП.

**Интерференция** - это взаимное влияние частей самолета друг на друга. Она возникает вследствие взаимодействия потоков, обтекающих близко расположенные части самолета, например, крыло и фюзеляж, крыло и хвостовое оперение. Такая схема часто вынуждает крепить основные опоры на фюзеляже, что ведет к уменьшению поперечной устойчивости самолета при движении по аэродрому вследствие небольшого расстояния между опорами. В случае крепления основных опор на крыле они имеют большую массу и высоту, что затрудняет их уборку.

Такая схема применяется чаще всего для грузовых сухопутных самолетов и гидросамолетов всех назначений.



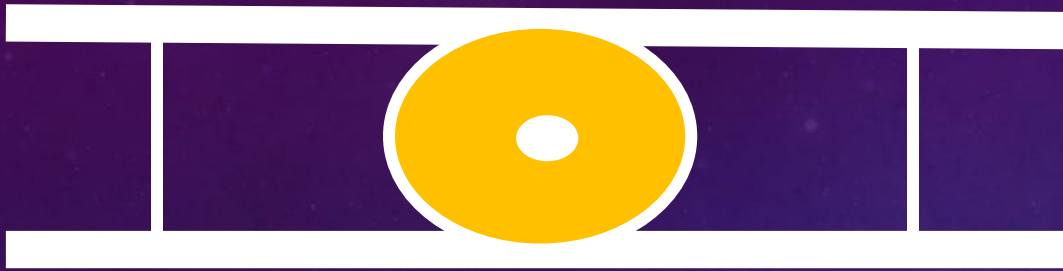


# Геометрические характеристики крыла.

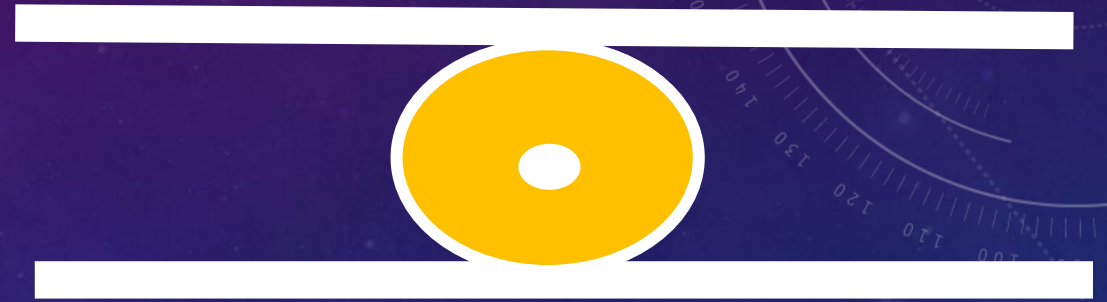
(продолжение)



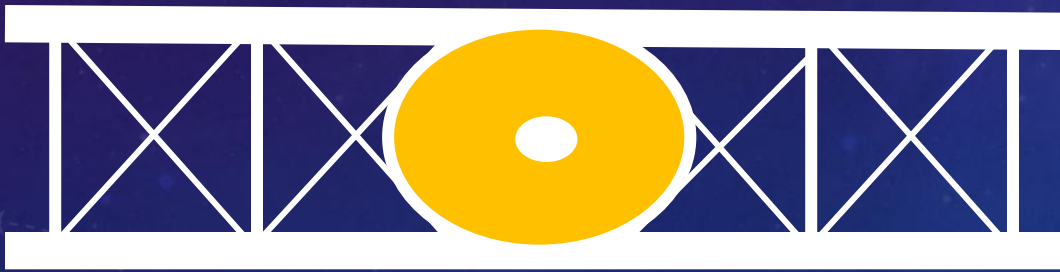
## Виды бипланов



**Стоечный биплан**



**Свободнонесущий биплан**



**Расчалочно – стоечный биплан**



**Полутораяплан**



# Геометрические характеристики крыла. (продолжение)



## Виды монопланов

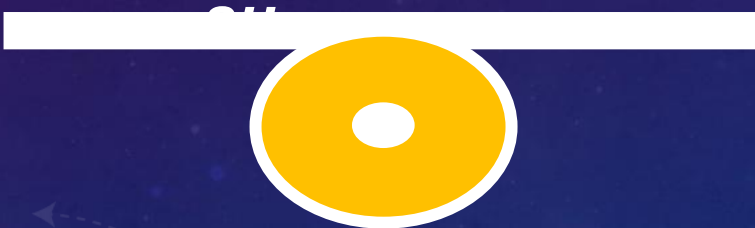
Прямая



Обратная  
тачка



Высокопл



Среднепл  
ан



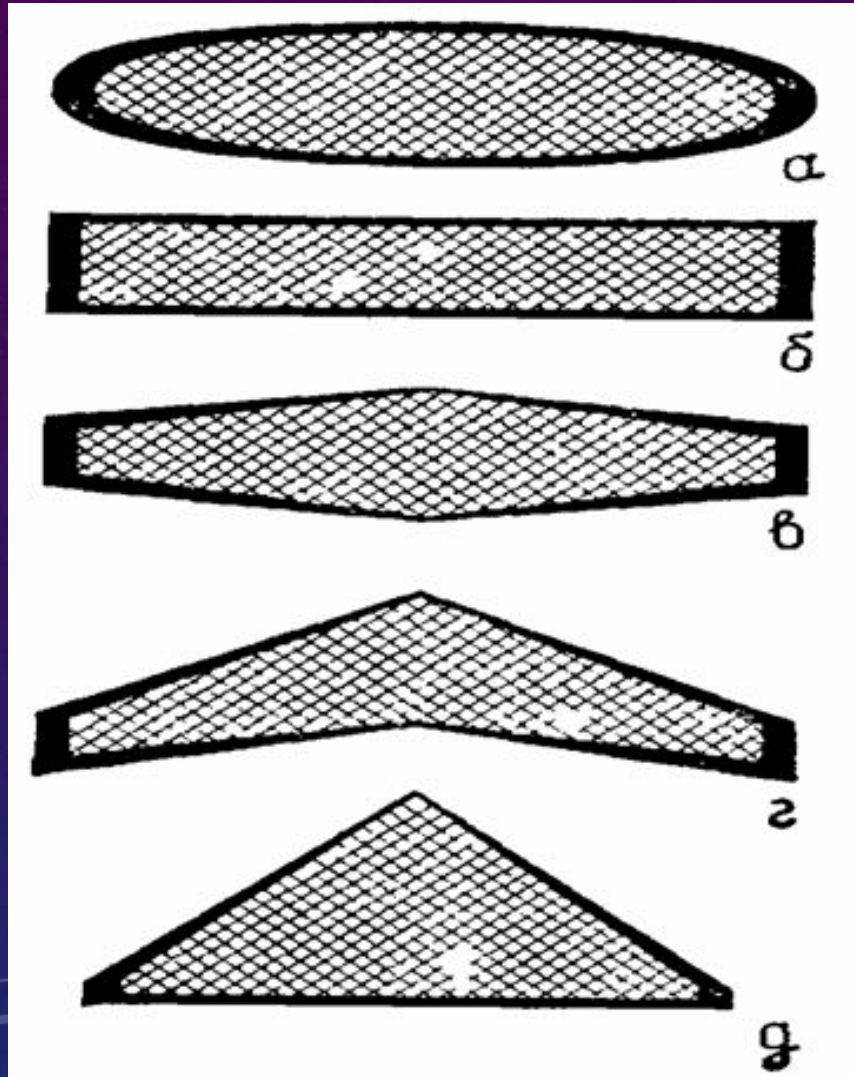
Низкопла  
н





# Геометрические характеристики крыла.

(продолжение)



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

Крылья современных самолетов по форме в плане могут быть:

- эллипсовидные;
- прямоугольные;
- трапецевидные;
- стреловидные;
- треугольные.



# Геометрические характеристики крыла.

(продолжение)



Наилучшей в аэродинамическом отношении является **эллипсовидная** форма, но такое крыло сложно в производстве, поэтому редко применяется. Прямоугольное крыло менее выгодно с точки зрения аэродинамики, но значительно проще в изготовлении.

**Трапецевидное** крыло по аэродинамическим характеристикам лучше прямоугольного, но несколько сложнее в изготовлении.

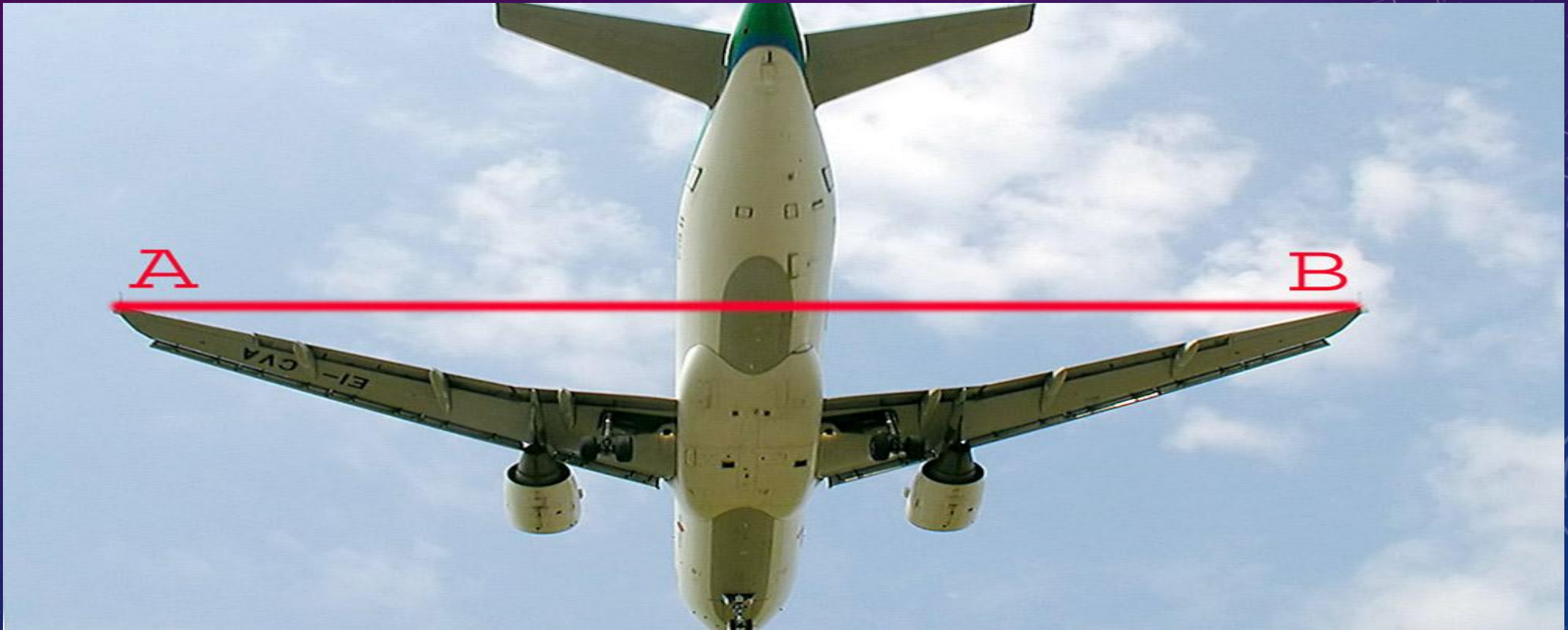
**Стреловидные** и **треугольные** в плане крылья в аэродинамическом отношении на дозвуковых скоростях уступают **трапецевидным** и **прямоугольным**, но на околозвуковых и сверхзвуковых имеют значительные преимущества. Поэтому такие крылья применяются только на самолетах, летающих на



# Геометрические характеристики крыла. (продолжение)



## Размах крыльев.





# Геометрические характеристики крыла.

(продолжение)



**Размах крыла самолетов**, всегда измеряется по прямой линии, от вершины левого крыла до вершины правого крыла, независимо от формы крыла или его стреловидности.

Это важная геометрическая характеристика летательного аппарата, оказывающая влияние на его аэродинамические и лётно-технические характеристики, а также является одним из основных габаритных размеров летательного аппарата.

Чем больше аэродинамическое качество крыла, тем оно совершеннее. Величина размаха для современных самолетов и планеров это когда крыло самолета может создавать подъемную силу, превышающую лобовое сопротивление.



# Геометрические характеристики крыла.

(продолжение)



Увеличение удлинения крыла является одним из способов уменьшения индуктивного сопротивления.

Однако этот путь имеет ограничения. **Первое ограничение** связано с тем, что увеличение удлинения крыла вдвое приводит увеличению нагрузок на лонжерон крыла вчетверо.

**Вторая причина** заключается в том, что для обеспечения одинакового угла атаки по всей длине крыла, оно должно иметь достаточную жёсткость на кручение.

Чем больше удлинение крыла, тем труднее обеспечить необходимую жёсткость.

**Третья причина** заключается в том, что увеличение удлинения крыла ухудшает манёвренные качества самолёта при крену.



## Вопрос № 2:



Профиль крыла, относительная толщина профиля, угол поперечного  $V$ .





# Геометрические характеристики крыла.

(продолжение)



**Хорда профиля крыла** – отрезок прямой, соединяющий ребро атаки с ребром обтекания. Хорда обозначается буквой  $b$  (обычно измеряется в метрах).

**Хорда профиля ( $b$ )** — отрезок прямой, соединяющий две наиболее удалённые точки профиля.

**Толщина профиля ( $S_{\max}$ )** — величина максимального утолщения профиля.

**Относительная толщина профиля ( $S$ )** — отношение максимальной толщины  $S_{\max}$  к хорде, выраженное в процентах:  
 $S$  до 13% считается тонким или средним профилем, свыше 13% — толстым профилем.

Кривизна профиля ( $f$ ) — наибольшее расстояние от средней линии до хорды, выраженное в процентах.



# Геометрические характеристики крыла.

(продолжение)



## Основными характеристиками профиля являются:

- хорда профиля;
- относительная толщина;
- относительная кривизна.



$b$  - хорда профиля;  $C_{\text{макс}}$  - наибольшая толщина;  
 $f_{\text{макс}}$  - стрела кривизны;  $x_c$  - координата наибольшей  
толщины



# Геометрические характеристики крыла.

(продолжение)



**Профиль несущей поверхности** – это сечение крыла плоскостью, параллельной плоскости симметрии самолета. Профиль – одна из важнейших характеристик крыла, так как от него зависят аэродинамические, прочностные и другие характеристики крыла.

**Профиль характеризуется:**

формой,

относительной толщиной,

относительной вогнутостью (кривизной) и

относительным положением максимальной толщины,

радиусом носка.



Профиль крыла, относительная толщина профиля, угол поперечного V.

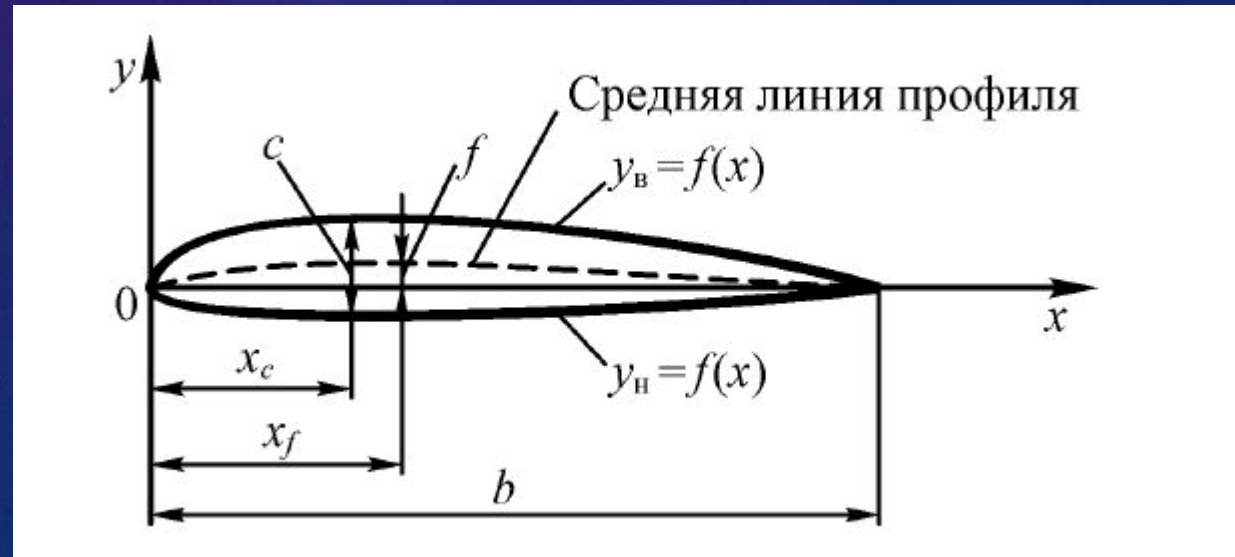


Основными частями самолета являются: крыло, фюзеляж, оперение, шасси, силовая установка, бортовое оборудование (см. рис. ниже). В данном разделе нас интересуют, прежде всего, те части самолета, которые непосредственно взаимодействуют с набегающим потоком воздуха и создают основную долю аэродинамических 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.





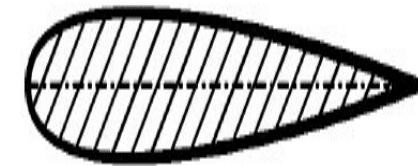
Геометрические характеристики профиля показаны на рис. Для описания формы профиля используют такие геометрические характеристики, как хорда, относительная толщина, относительная вогнутость и др. Хордой профиля называется отрезок прямой, соединяющий две наиболее удаленные точки профиля. Хорда обозначается, как правило, буквой  $b$ . Формы верхнего и нижнего контуров профиля задаются с помощью таблиц с координатами точек или в виде аналитических зависимостей. При этом начало системы координат располагают в передней точке хорды, а саму хорду – на оси  $Ox$ .



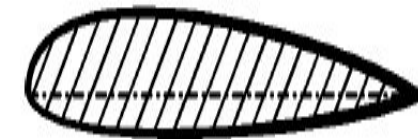


**Крыло** предназначено для создания подъемной силы, которая уравновешивает силу тяжести, действующую на самолет, а также обеспечивает изменение траектории полета. Подъемная сила на крыле появляется во время движения самолета относительно окружающего воздуха. Этот эффект создается благодаря тому, что 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. справа приведены



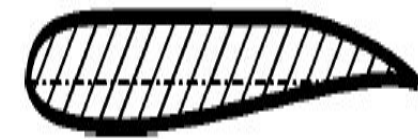
- двояковыпуклый  
симметричный



- двояковыпуклый  
несимметричный



- выпукло-вогнутый



- суперкритический



Профиль крыла, относительная толщина профиля, угол поперечного V.



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

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

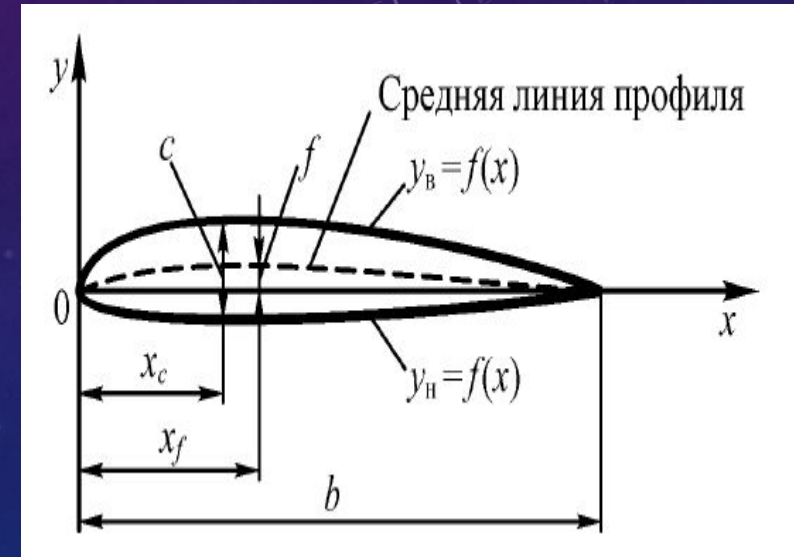
где  $c_{\max}$  – наибольшее расстояние между точками профиля, лежащими на прямой, перпендикулярной хорде.

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:

где  $x_c$  – абсцисса максимальной толщины профиля.

Величина  $x_c$  для дозвуковых самолетов колеблется в пределах



$$\bar{x}_c = \frac{x_c}{b} \cdot 100\%,$$



Профиль крыла, относительная толщина профиля, угол поперечного V.



**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:  $y_{cp}(x) = 0,5[y_v(x) + y_n(x)]$ .

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

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

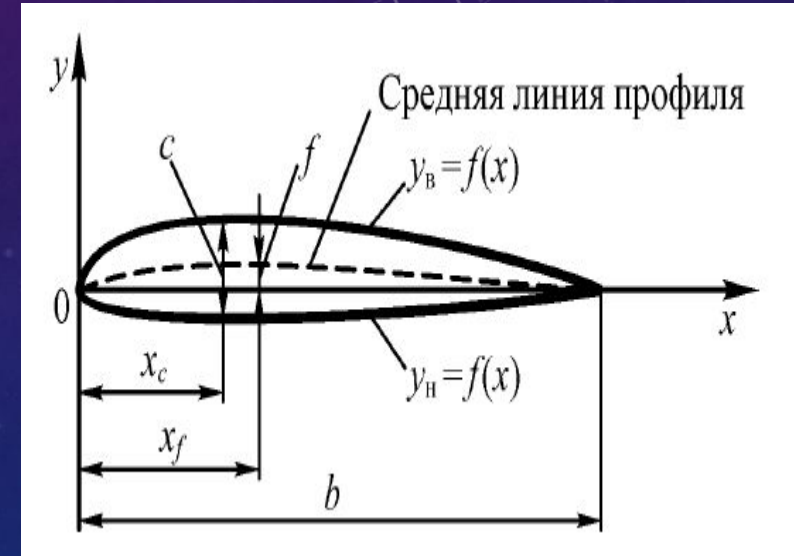
где  $f_{max}$  – максимальная по абсолютной величине ордината средней линии профиля, т.е. максимальное отклонение средней линии профиля от хорды, ее еще называют стрелой прогиба.

Относительная вогнутость профиля современных самолетов находится в пределах 0 - 4 %.

Вогнутость профиля иногда называют кривизной профиля.

Положение максимальной вогнутости по длине хорды определяется относительной вогнутостью:

$$\bar{x}_f = \frac{x_f}{b} \cdot 100\%,$$





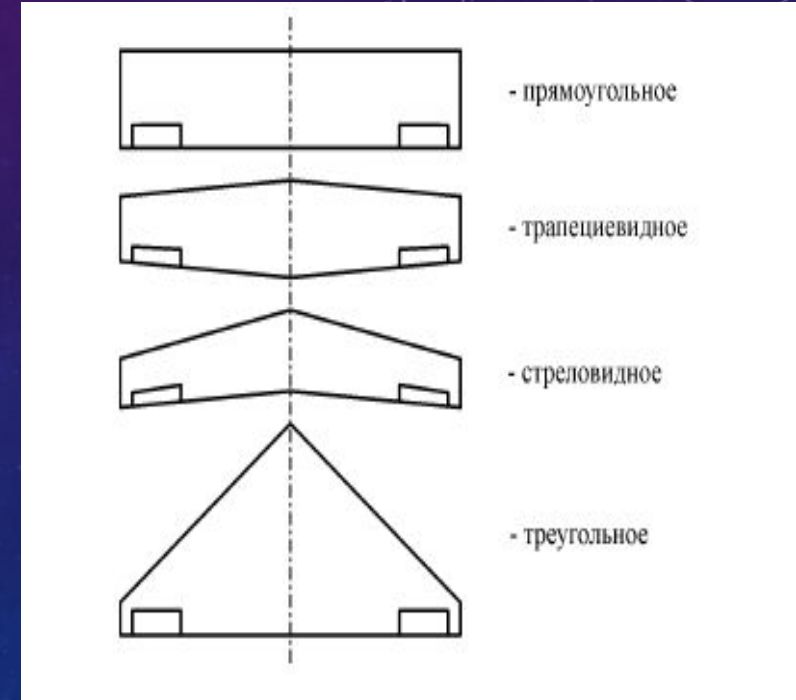


## Причина образования подъемной силы и лобового сопротивления и полной аэродинамической силы



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



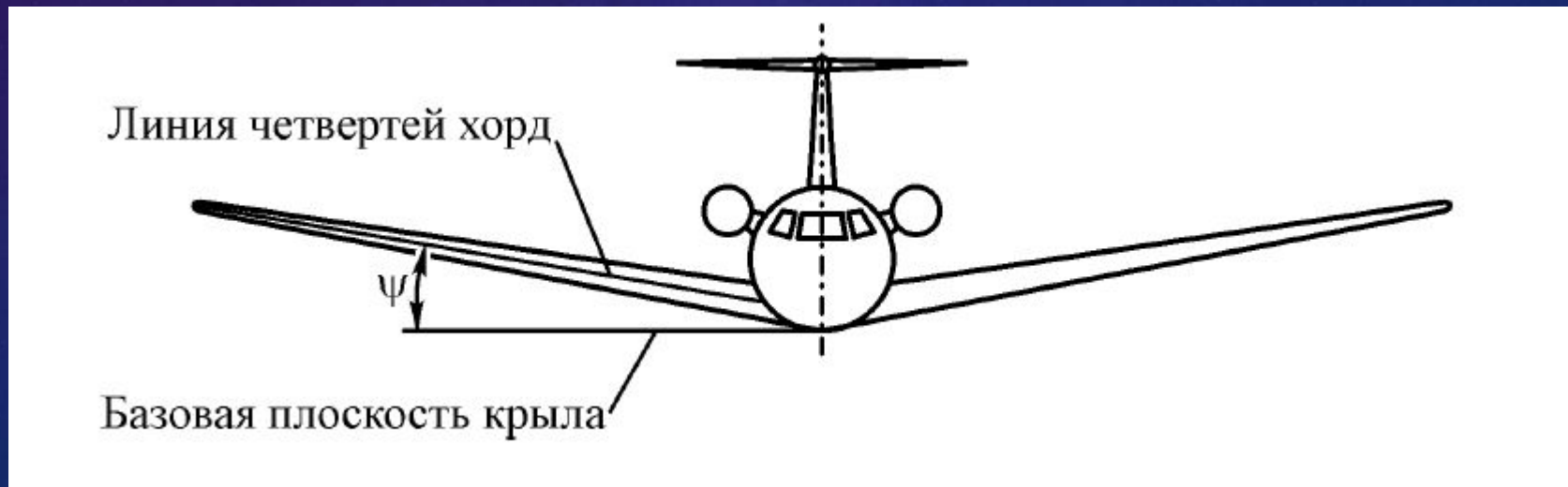


## Профиль крыла, относительная толщина профиля, угол поперечного



Форма крыла при виде спереди характеризуется углом (Пси)  $\Psi$  между базовой плоскостью крыла и линией четвертей хорд полукрыла (см. рис.).

Как правило, линия четвертей хорд крыла располагается таким образом, что напоминает своими очертаниями латинскую букву V. Поэтому угол  $\Psi$  - называют **углом поперечного V крыла**.





# Вопрос № 3:



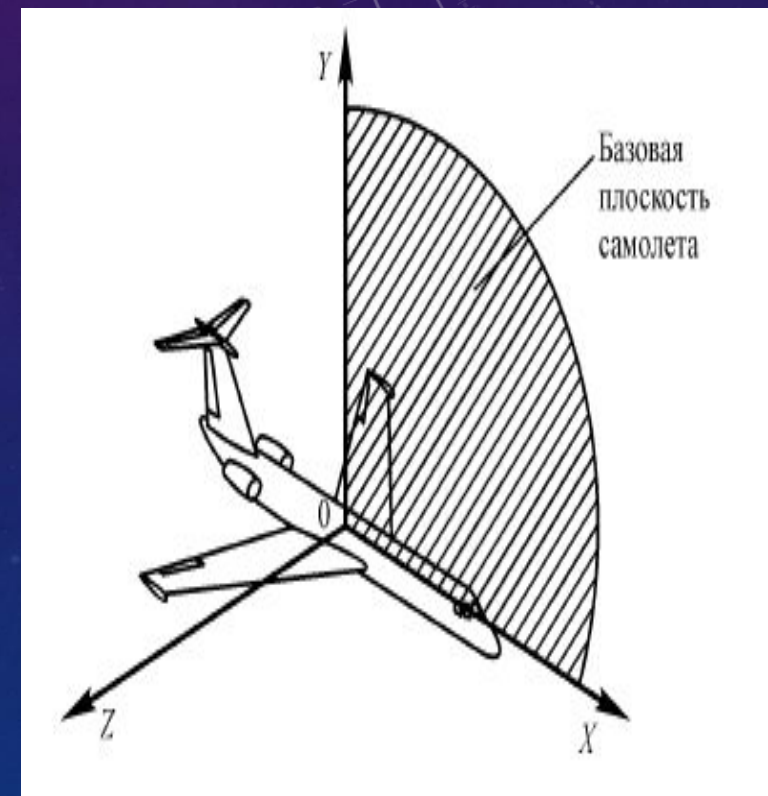
Системы координат,  
аэродинамические силы и моменты,  
действующие на самолет

# Системы координат. Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет



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  $OXYZ$**  жестко связана с самолетом (отсюда ее название). Начало этой системы совпадает с центром масс самолета (см. рис.). **Ось  $OX$**  лежит в базовой плоскости самолета, она направлена в сторону носовой части и, как правило, параллельна  $CAx$ . Эта ось называется **продольной осью**. **Ось  $OY$**  тоже лежит в базовой плоскости самолета, при этом она перпендикулярна оси  $OX$  и направлена к верхней части самолета. Она называется **нормальной осью**. **Ось  $OZ$**  перпендикулярна базовой плоскости самолета и направлена в сторону правого полукрыла. Эта ось называется **поперечной осью**.



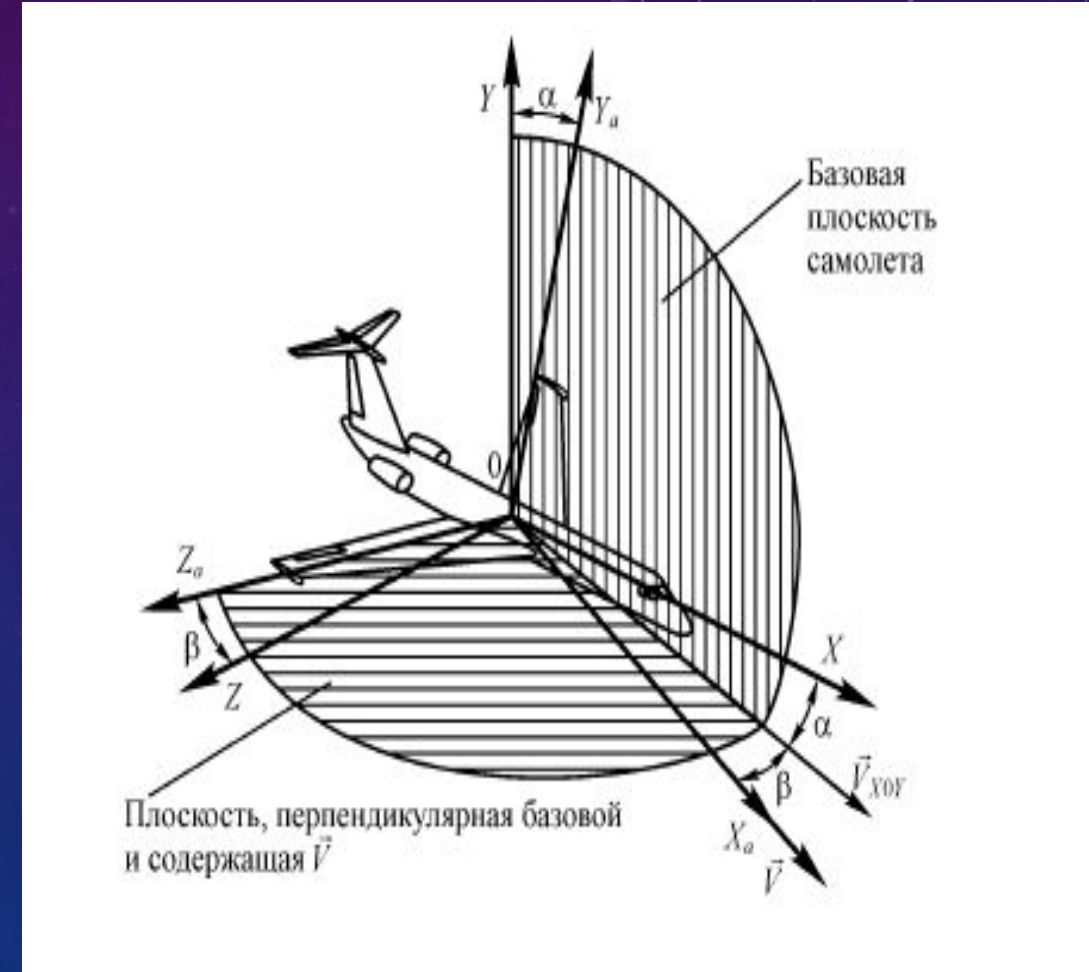


# Системы координат. Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет



**Скоростная система координат  $Ox_a y_a z_a$**  связана с вектором скорости движения центра масс самолета относительно воздушной среды  $V$  (см. рис.), ее начало также помещают в центре масс самолета. Ось  $Ox_a$  в скоростной системе координат всегда совпадает с вектором скорости и называется **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**.



# Системы координат. Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет



## Нормальная система координат $0X_gY_gZ_g$

используется для описания пространственного положения самолета относительно поверхности Земли. Начало координат этой системы совпадает с началом связанной системы координат (см. рис.). Ось  $0Y_g$  всегда направлена вверх по местной вертикали, а направление осей  $0X_g$  и  $0Z_g$  выбирается в соответствии с решаемой задачей, при этом плоскость  $X_g0Z_g$  всегда расположена горизонтально. Угол между осью  $0X_g$  и проекцией оси  $0X$  на горизонтальную плоскость  $X_g0Z_g$  называется **углом рыскания**. Угол  $\Psi$  (пси) между продольной осью  $0X$  и горизонтальной плоскостью  $X_g0Z_g$  называется **углом тангажа**  $\Phi$  (фи). Угол между поперечной осью  $0Z$  и горизонтальной плоскостью  $X_g0Z_g$  называется **углом крена**.  $\Upsilon$  (гамма).

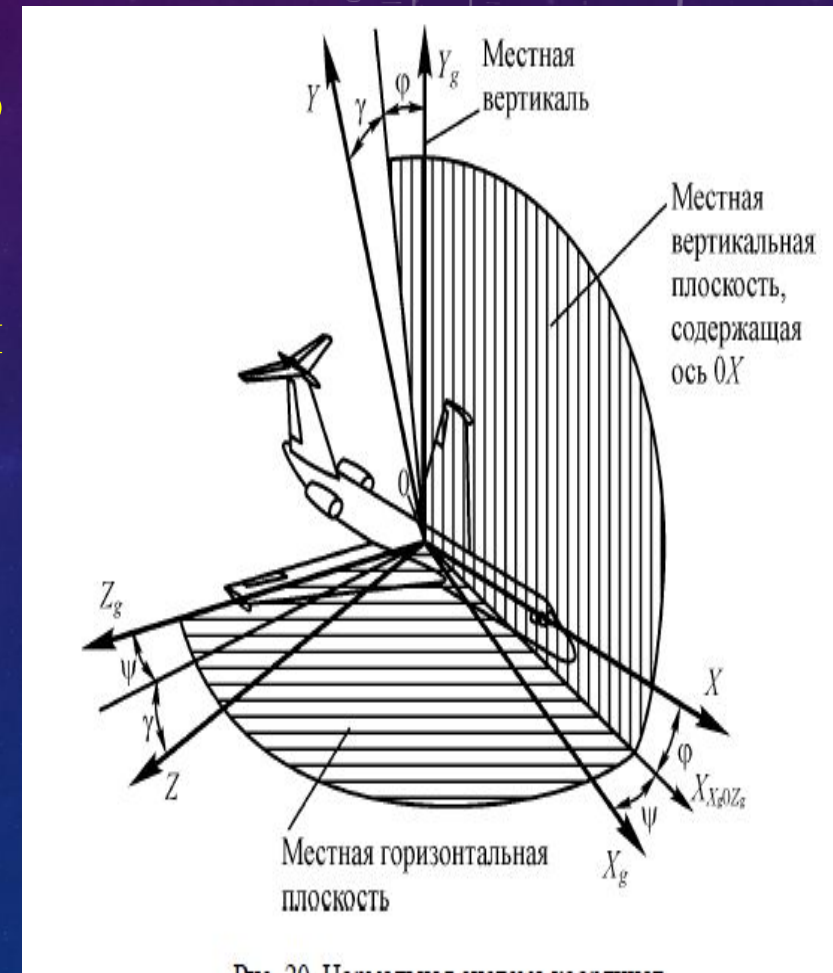


Рис. 20. Нормальная система координат

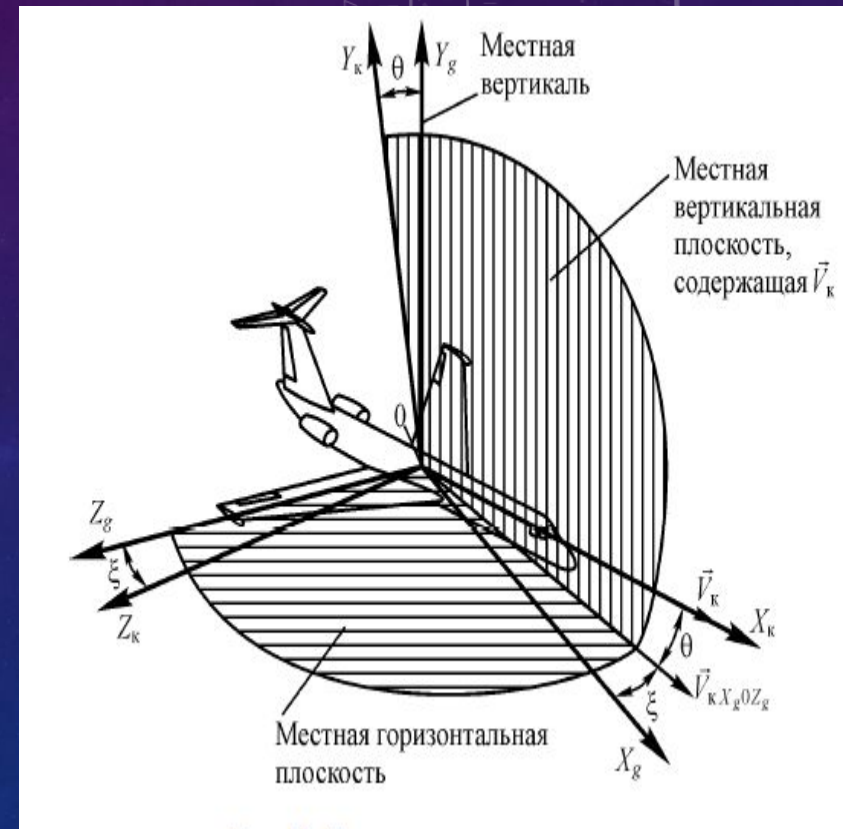
# Системы координат. Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет



**Траекторная система координат**  $Ox_k Y_k Z_k$  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  $V_k$  (земная скорость) будет равна: где  $V$  – скорость самолета относительно воздушной среды;  $W$  – скорость ветра относительно Земли.

Траекторная система координат связана с вектором земной скорости  $V_k$ . Начало координат этой системы совпадает с началом связанной системы координат (см. рис.). Ось  $Ox_k$  совпадает с направлением вектора земной скорости  $V_k$ . Ось  $Oy_k$  размещается в вертикальной плоскости, проходящей через ось  $Ox_k$ , и направлена вверх от Земли. Ось  $Oz_k$  образует правую систему координат. Траекторная система координат может быть получена из нормальной путем поворота последней на угол пути  $\theta$  и угол наклона траектории  $\xi$

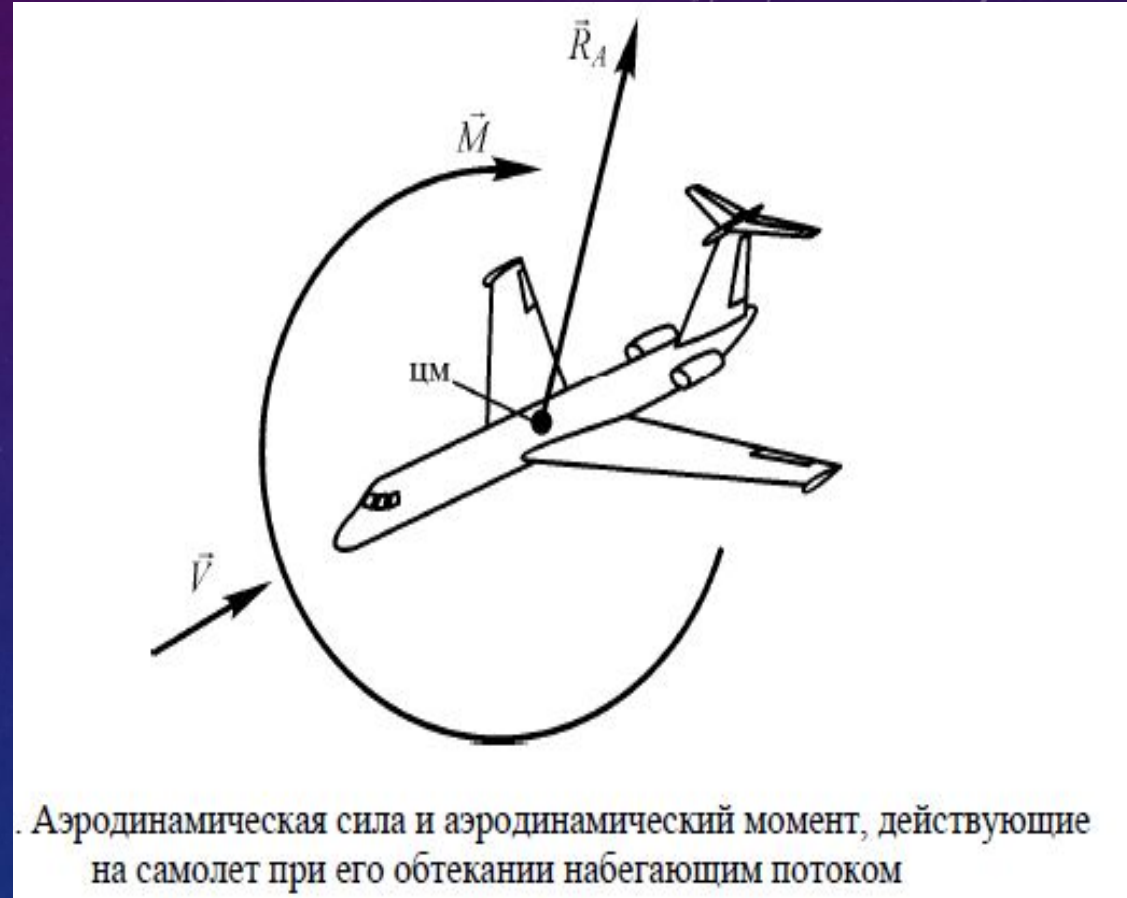




## Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет



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  $\vec{R}_A$ , а также моменту вокруг центра масс **ЦМ**, который называется **аэродинамическим моментом** и обозначается  $\vec{M}$ .







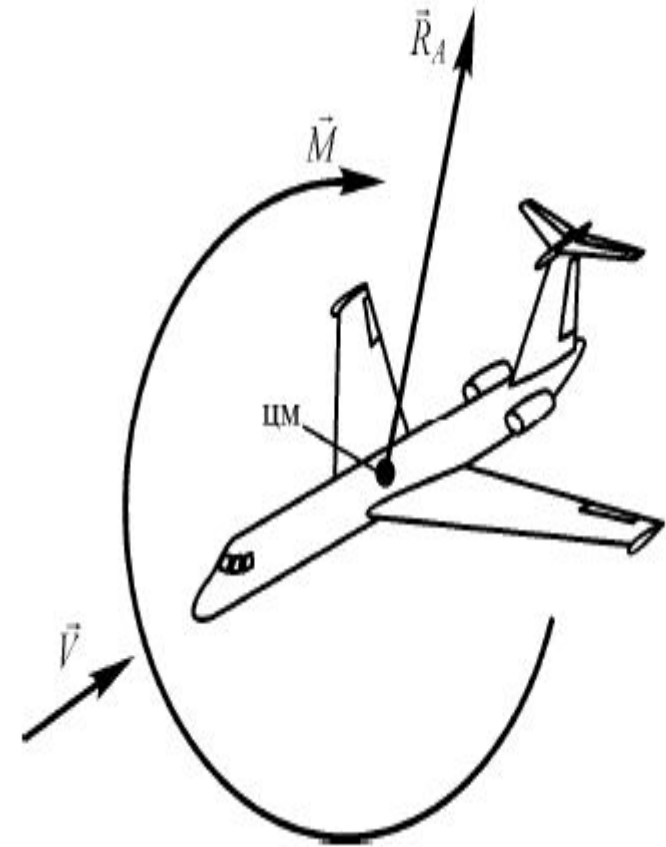
## Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет



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

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

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



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



## Аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет



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

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

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





# Вопрос № 4:

Подъемная сила и сила лобового сопротивления





**Подъёмная сила** — составляющая полной аэродинамической силы, перпендикулярная вектору скорости движения тела в потоке жидкости или газа, возникающая в результате несимметричности обтекания тела потоком.

**Полная аэродинамическая сила** — это интеграл от давления вокруг контура профиля крыла.

Согласно теореме Жуковского, величина подъёмной силы пропорциональна плотности среды, скорости потока и циркуляции скорости потока.

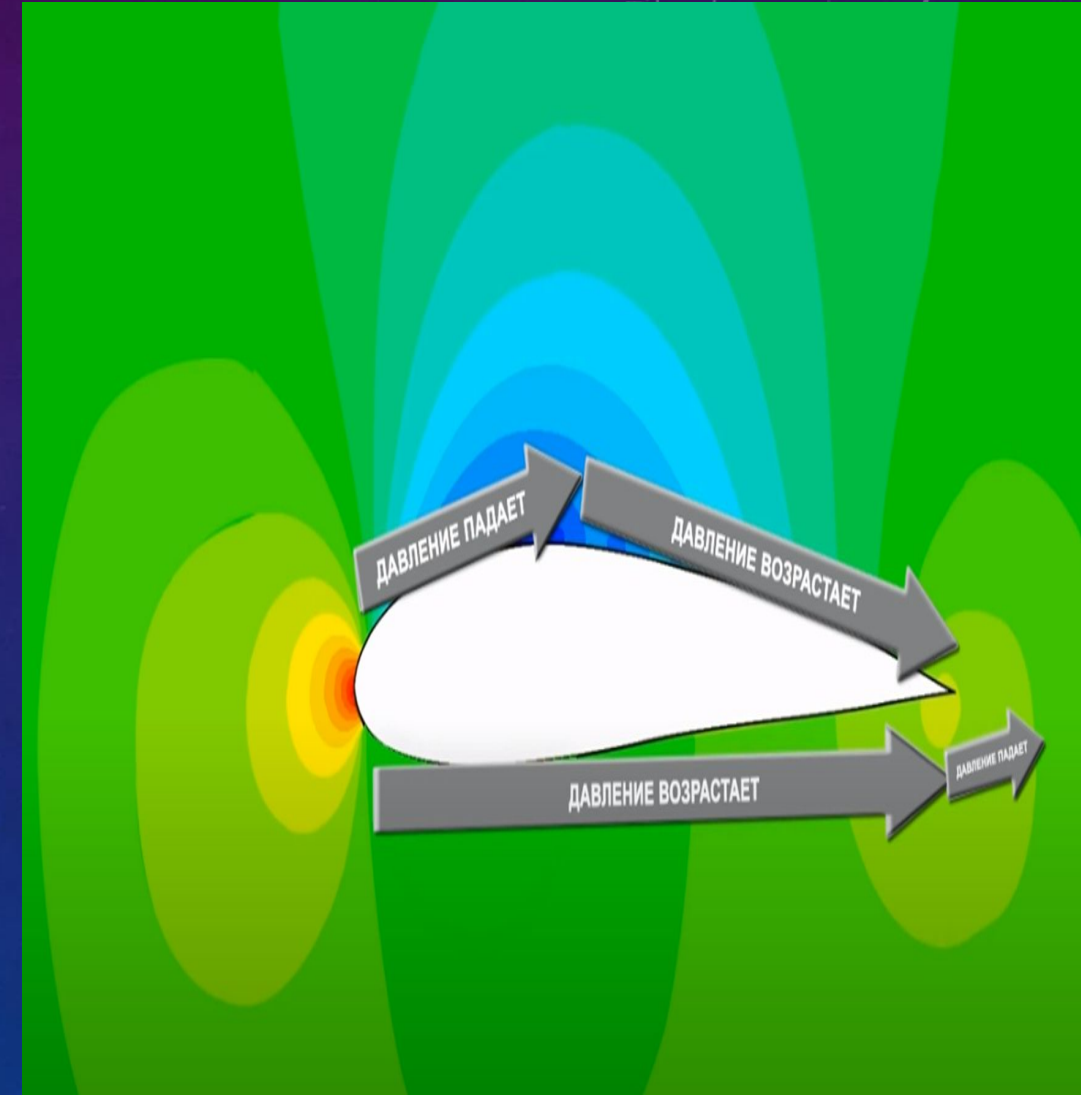
Приблизённо, возникновение подъёмной силы можно объяснить тем, что ввиду наличия инерции и вязкости у обтекающего крыло газа, при не нулевом угле атаки, газу со стороны положительного угла атаки необходимо ускориться, преодолев инерцию

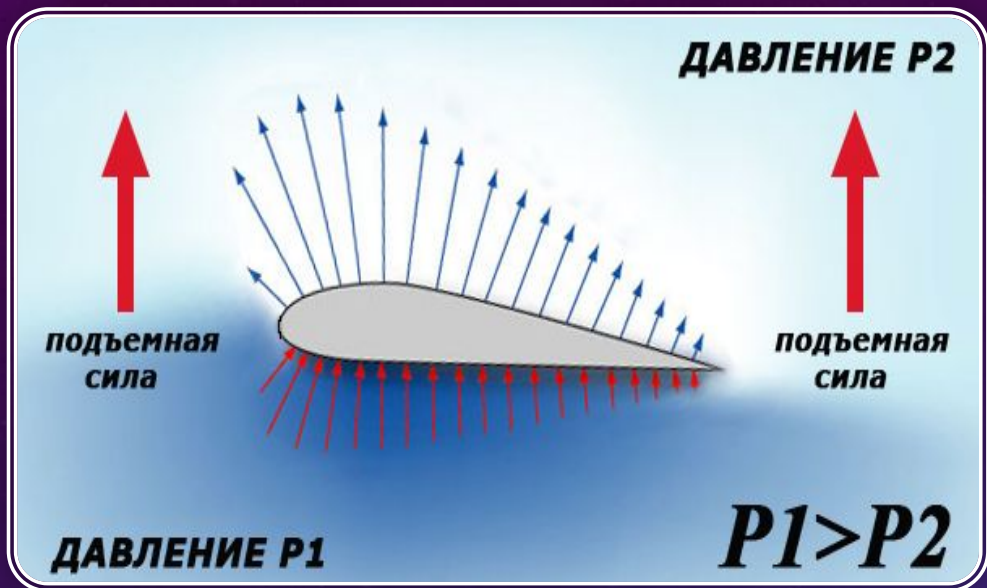


чтобы догнать «убегающую» поверхность крыла, а с другой стороны сжаться под воздействием набегающей поверхности. В результате имеем следующие составляющие подъёмной силы:

-изменение направления потока газа и его ускорение с одной стороны, замедление с другой и уравниваются подъёмной силой согласно закону сохранения импульса.

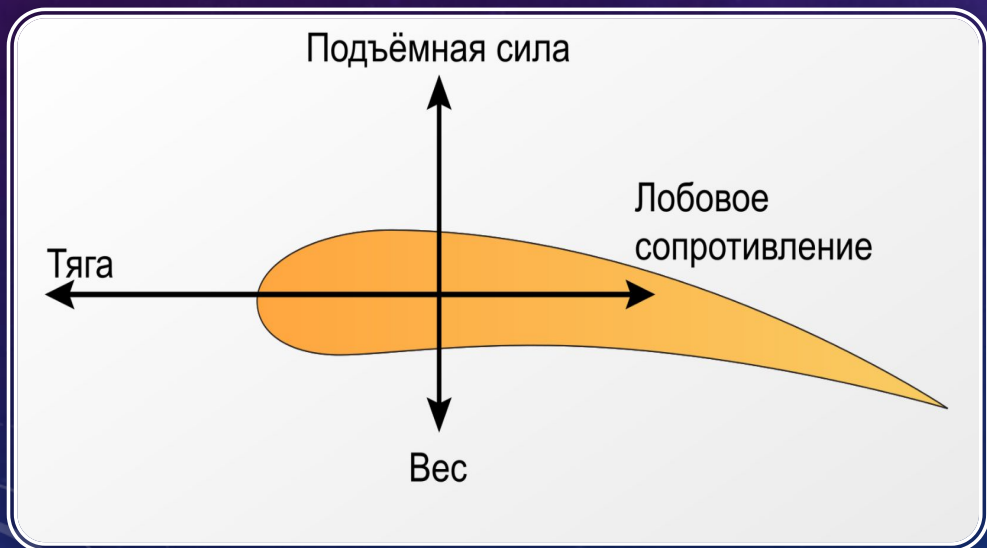
-разность давлений, соответствующая разрежению с одной стороны крыла и сжатию с другой, обуславливает появление силы, направленной в сторону положительного угла атаки





Воздух, обтекая крыло самолета, разделяется на два потока: над крылом и под ним. Нижний поток протекает себе как ни в чем не бывало, а верхний сужается. Ведь профиль крыла выпуклый сверху.

И теперь для того, чтобы в верхнем потоке проходило то же количество воздуха и за такое же время, как и в нижнем, ему нужно двигаться быстрее. Далее вступает в силу закон Бернулли: чем выше скорость потока, тем давление в нем ниже и, соответственно, наоборот. Этот закон очень просто иллюстрируется.



Если взять не слишком узкий горизонтальный шланг (рукав) из тонкой прозрачной резины и влить в него воды под небольшим давлением. Что вы увидите? Да ничего особенного, вода просто быстро выльется через другой конец. А вот если на этом другом конце окажется наполовину закрытый кран, то вы сразу увидите, что вода выливается, но медленно и стенки рукава раздулись, то есть скорость потока уменьшилась и давление возросло. Итак... При движении в воздушном потоке над крылом давление меньше, чем под ним. Из-за этой разницы возникает подъемная сила. Она выталкивает крыло самолета и, соответственно, сам самолет вверх. Чем скорость выше, тем подъемная сила больше. А если она равна весу, то самолет летит горизонтально. Ну а скорость зависит от работы двигателя самолета.



**Коэффициент подъёмной силы** — безразмерная величина, характеризующая подъёмную силу крыла определённого профиля при известном угле атаки. Коэффициент определяется экспериментальным путём в аэродинамической трубе, либо по те

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

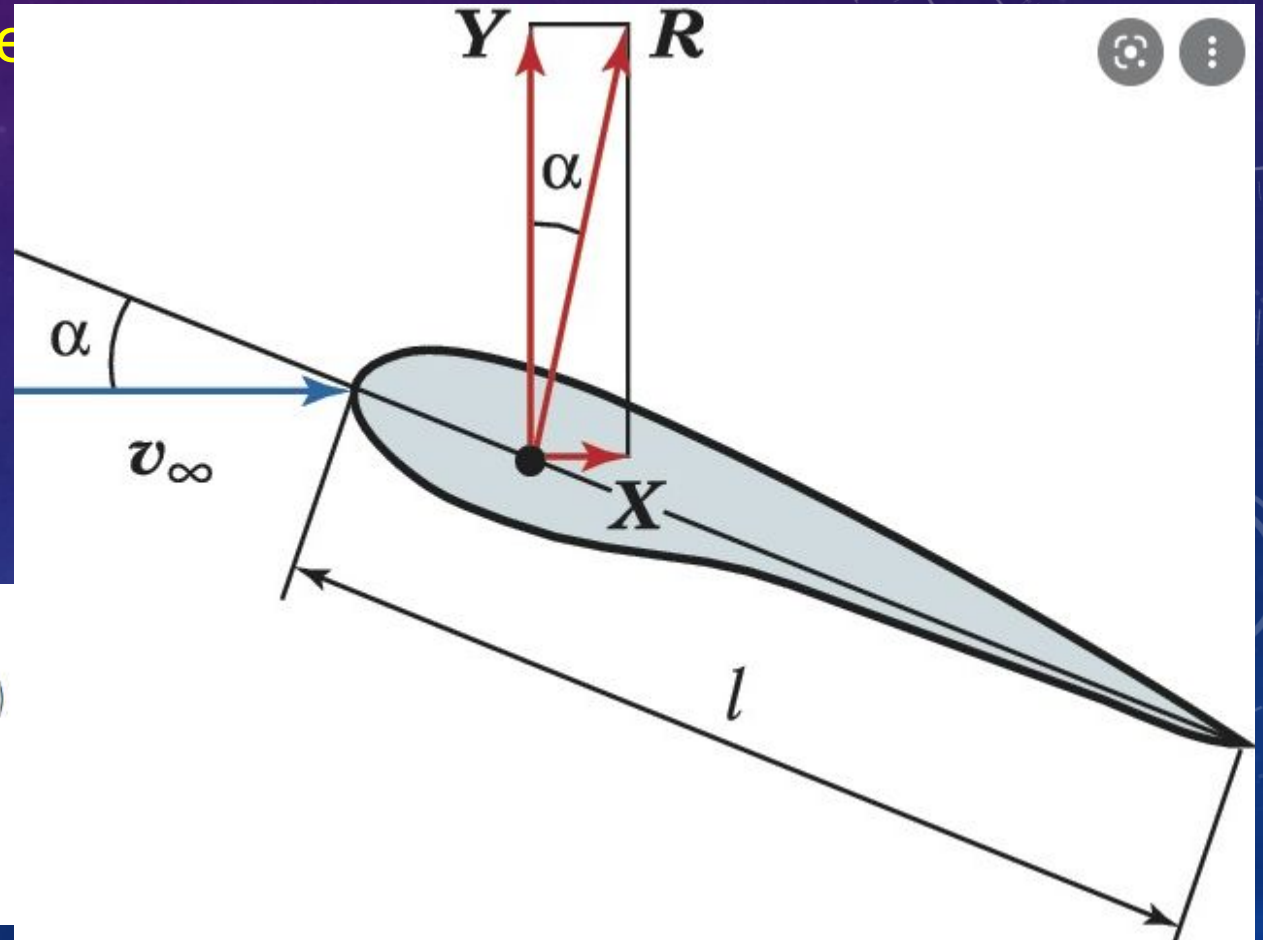
$Y$  — подъёмная сила (Н)

$C_y$  — коэффициент подъёмной силы, зависящий от угла атаки (получается опытным путём для разных профилей крыла)

$\rho$  — плотность воздуха на высоте полёта (кг/м<sup>3</sup>)

$V$  — скорость набегающего потока (м/с)

$S$  — характерная площадь (м<sup>2</sup>)



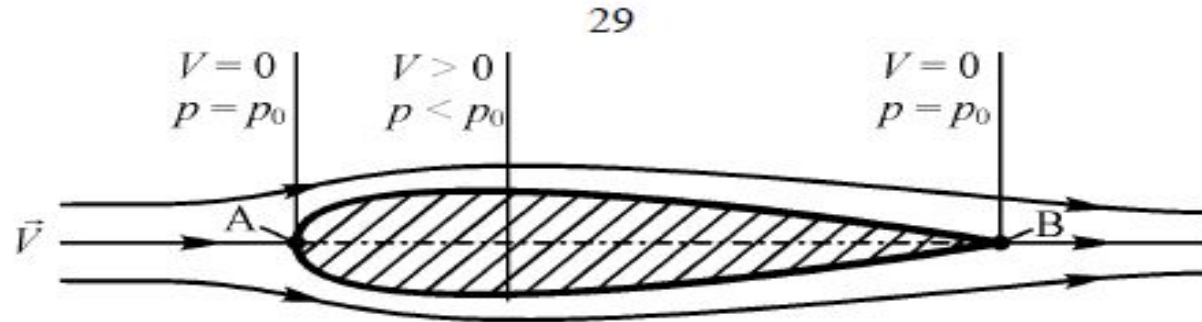




# Подъемная сила



Рассмотрим обтекание двояковыпуклого симметричного профиля идеальным газом (см. рис. 25). 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.



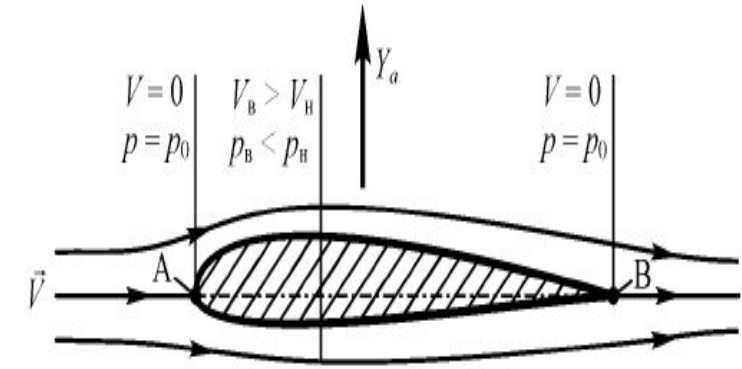


# Подъемная сила

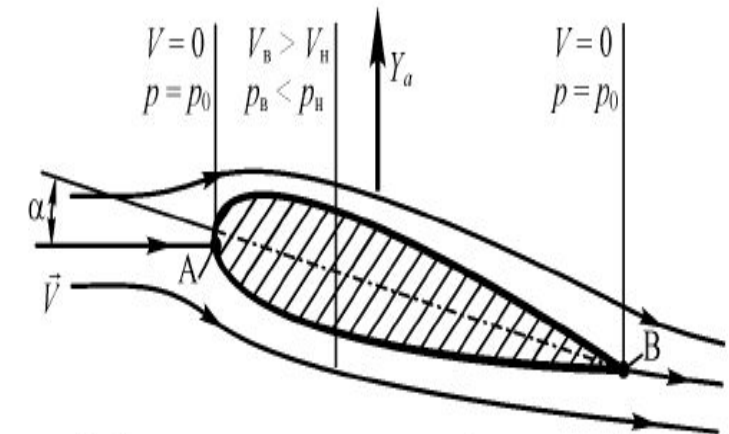


У носка профиля в передней критической точке  $A$  происходит полное торможение потока, статическое давление в этой точке максимально и равно полному давлению. Далее поток разделяется на два: один обтекает верхнюю поверхность профиля, другой – нижнюю. У задней кромки профиля потоки опять сливаются в задней критической точке  $B$ . В точке  $B$  так же, 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 так же, 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  $\alpha \neq 0$  (см. рис. 26).



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



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

Рис. 26. Обтекание профилей с образованием подъемной силы

Чем больше угол атаки или вогнутость профиля, тем больше будет и подъемная сила.



# Сила лобового сопротивления



**Лобовое сопротивление** — сила, препятствующая движению тел в жидкостях и газах. Лобовое сопротивление складывается из двух типов сил: сил касательного (тангенциального) трения, направленных вдоль поверхности тела, и сил давления, направленных по нормали к поверхности. Сила сопротивления является диссипативной силой и всегда направлена против вектора скорости тела в среде. Наряду с подъёмной силой является составляющей полной аэродинамической силы.

Сила лобового сопротивления обычно представляется в виде суммы двух составляющих: сопротивления при нулевой подъёмной силе и индуктивного сопротивления. Каждая составляющая характеризуется своим собственным безразмерным коэффициентом сопротивления и определённой зависимостью от скорости движения.

Лобовое сопротивление может способствовать как обледенению летательных аппаратов (при низких температурах воздуха), так и вызывать нагревание лобовых поверхностей ЛА при сверхзвуковых скоростях ударной ионизацией.

Поток и форма препятствия	Сопротивление формы	Влияние вязкости на трение
	0%	~100 %
	~10%	~90 %
	~90%	~10 %
	100%	0%



# Сила лобового сопротивления



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:

$$X_a = X_{a\text{тр}} + X_{a\text{д}} + X_{a\text{и}} + X_{a\text{вл}} \quad (40)$$

где  $X_{a\text{тр}}$  – сила сопротивления трения;  
 $X_{a\text{д}}$  – сила сопротивления давления;  
 $X_{a\text{и}}$  – сила индуктивного сопротивления;  
 $X_{a\text{вл}}$  – сила волнового сопротивления.



# Сила лобового сопротивления

Сила сопротивления трения  $X_{атр}$  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:

$$C_{хатр} = \frac{X_{атр}}{\frac{\rho V^2}{2} S_{кр}}. \quad (41)$$

Коэффициент сопротивления давления будет равен:

$$C_{хад} = \frac{X_{ад}}{\frac{\rho V^2}{2} S_{кр}}.$$

Сила сопротивления давления  $X_{ад}$  возникает из-за разности давлений, действующих на носовую и хвостовую части обтекаемого тела. Здесь также играет роль вязкость. В процессе обтекания профиля крыла (см. рис. 29), 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. Результи-

33

рующая сила будет направлена в сторону хвостовой части, а значит будет создавать сопротивление движению летательного аппарата.

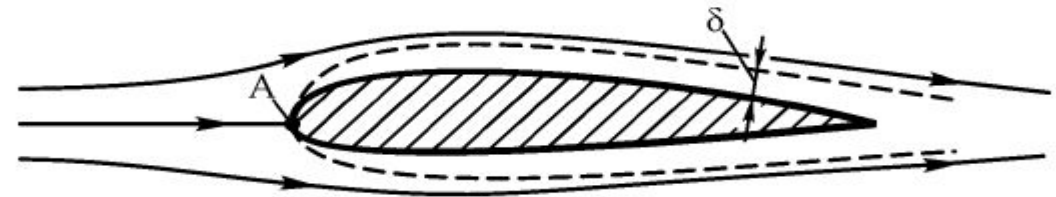


Рис. 29. Обтекание профиля крыла вязким газом



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. 30). 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. 30. 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:

$$C_{xai} = \frac{1}{\pi\lambda} C_{ya}^2. \quad (43)$$

# СИЛА ЛОБОВОГО О СОПРОТИ ВЛЕНИЯ



# Сила лобового сопротивления

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

$$C_{xaвл} = \frac{X_{авл}}{\frac{\rho V^2}{2} S_{кр}} \quad (44)$$

Перепишем формулу (40), перейдя к коэффициентам сил и приняв при этом, что полеты происходят на дозвуковых скоростях, т.е. без образования силы волнового сопротивления:

$$C_{xa} = C_{xa\text{тр}} + C_{xa\text{д}} + C_{xai} \quad (45)$$

Сумма первых двух слагаемых называется коэффициентом профильного сопротивления и обозначается  $C_{xa\text{пр}}$ . Тогда выражение (45), учитывая формулу для коэффициента индуктивного сопротивления (43), можно записать в виде:

$$C_{xa} = C_{xa\text{пр}} + \frac{1}{\pi\lambda} C_{ya}^2 \quad (46)$$

Коэффициенты профильного и индуктивного сопротивления зависят от угла атаки (последний в гораздо большей степени). Поэтому и коэффициент силы лобового сопротивления также зависит от угла атаки. График зависимости  $C_{xa} = f(\alpha)$  для симметричного и несимметричного профилей показан на рис. 31.

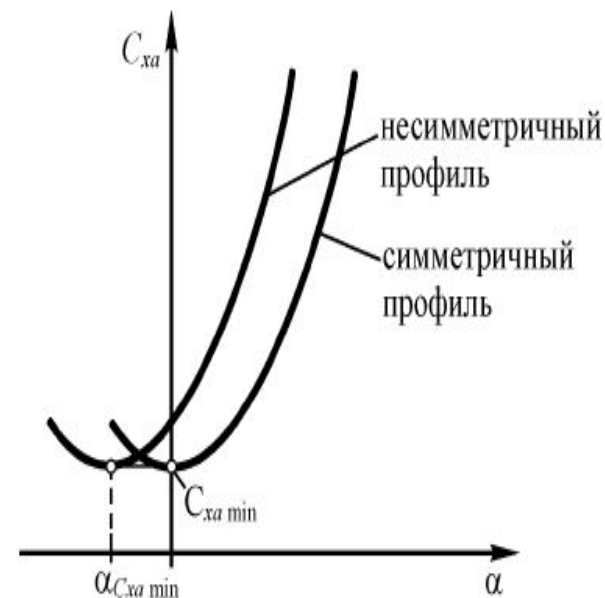


Рис. 31. Зависимость коэффициента силы лобового сопротивления от угла атаки



# *Тема №5*

*Причины возникновения  
аэродинамических сил на крыле.*

## *Занятие № 1*

*Геометрические характеристики  
крыла. Подъемная сила и лобовое  
сопротивление.*





# Учебные вопросы:



1. Размах, удлинение, хорда, угол стреловидности.
2. Профиль крыла, относительная толщина профиля, угол поперечного V.
3. Системы координат, аэродинамические силы и моменты, действующие на самолет.
4. Подъемная сила и сила лобового сопротивления.



# Литература для самоподготовки



Лебедев А.А., Динамика полета беспилотных летательных аппаратов. М., 2011г.

Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Основы устройства и функционирования БПЛА М; машиностроение, 1973г.



***Занятие окончено***



***Назарларыңызға рахмет***

***Благодарю за внимание***