

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Выполнили: Зеилхан Е.

Агзам А.

Иманбай М.

Группа: АТ(АВ)-14-1

Проверила: Долженко Н.А.

План

I. Подъемная сила и лобовое сопротивление самолета

II. Геометрические характеристики крыла

- формы крыла в плане
- характеристика профиля крыла

Подъемная сила и лобовое сопротивление самолета

- 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**

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

Y - подъемная сила, кг;

Q - сила лобового сопротивления, кг.

- ▣ Подставив в формулу значения Y и Q , получим

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

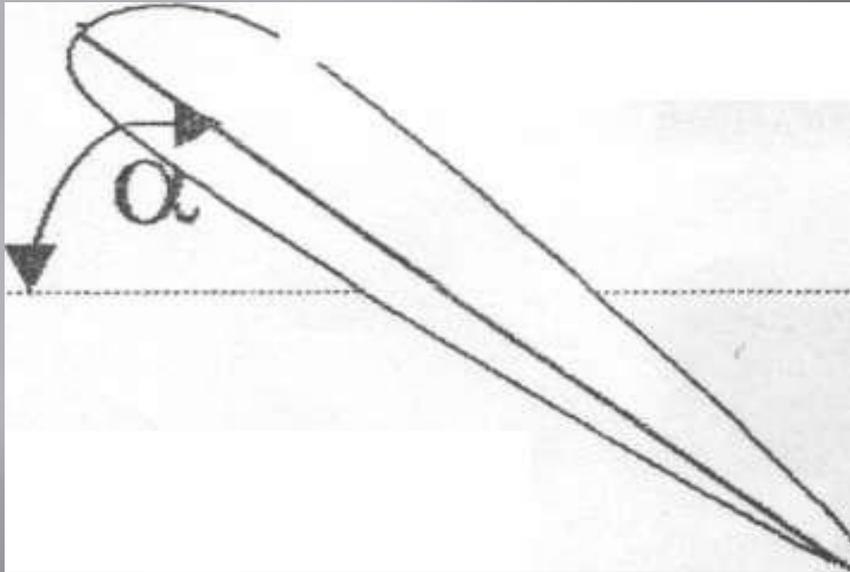
C_x — коэффициент лобового сопротивления;

C_y — коэффициент подъемной силы.

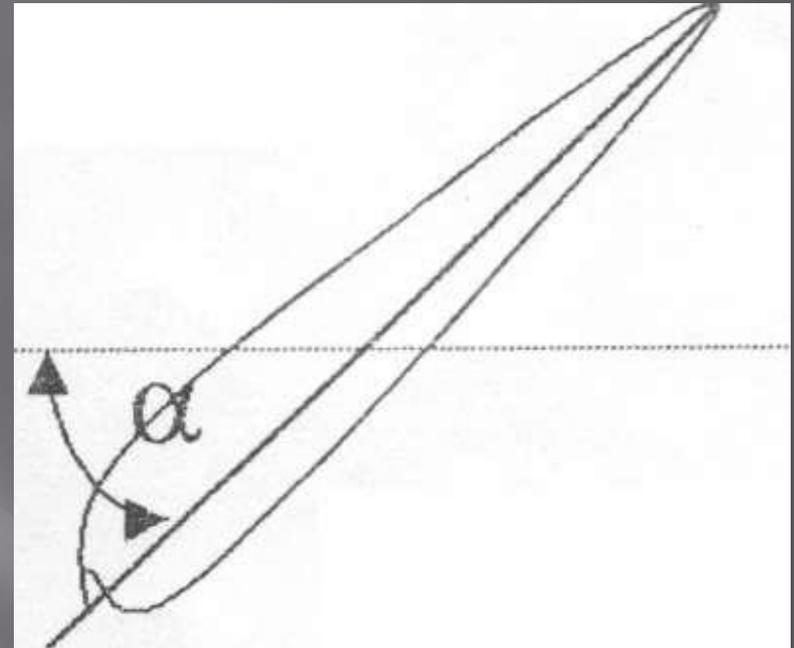
- Чем больше аэродинамическое качество крыла, тем оно совершеннее. Величина качества для современных самолетов может достигать **14-15**, а для планеров **45-50**. Это означает, что крыло самолета может создавать подъемную силу, превышающую лобовое сопротивление в **14-15 раз**, а у планеров даже в **50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

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

Что такое угол атаки α крыла? Угол атаки - это угол, заключённый между хордой и направлением вектора скорости набегающего потока



$$\alpha > 0$$

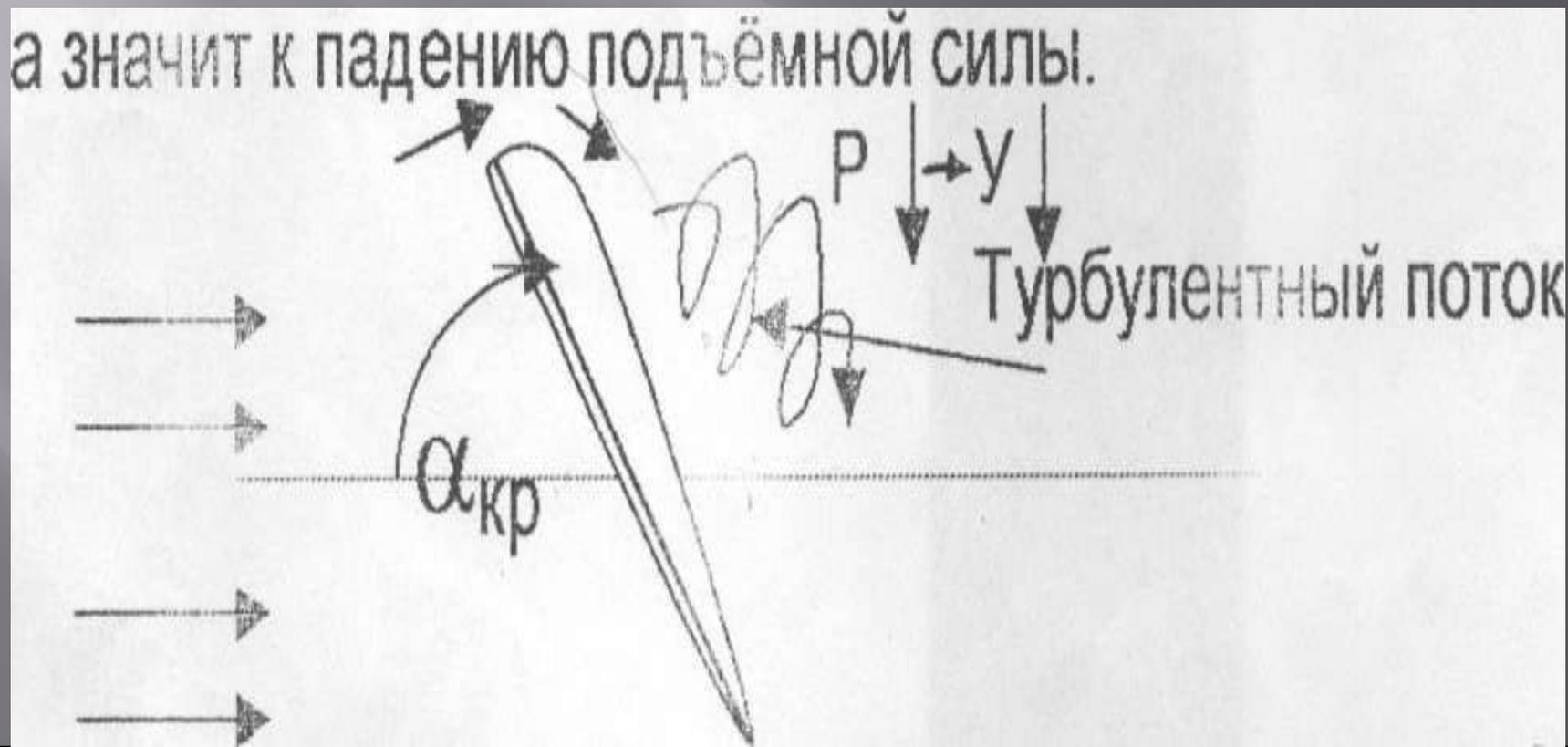


$$\alpha < 0$$

при наборе высоты
в горизонтальном полете $\alpha = 0$

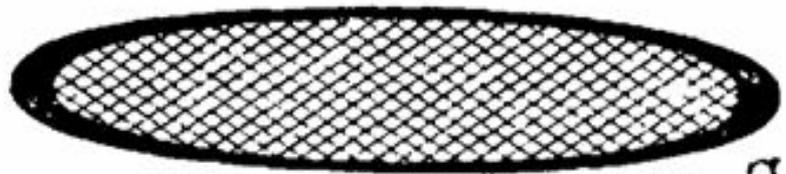
При снижении понятие об угле атаки

При определённой величине угла атаки $\alpha_{кр}$ возникает срыв потока на верхней поверхности крыла, это приводит к резкому увеличению давления, а значит, к падению подъемной силы.



Геометрические характеристики крыла

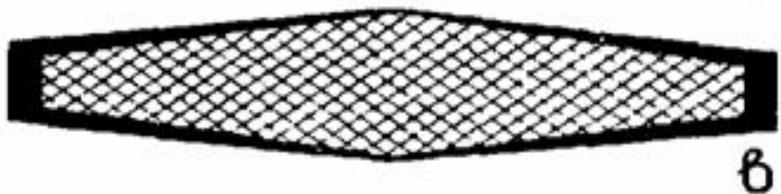
Геометрические характеристики крыла сводятся в основном к характеристикам формы крыла в плане и к характеристикам профиля крыла. Крылья современных самолетов по форме в плане могут быть: *эллипсовидные, прямоугольные, трапециевидные, стреловидные и треугольные.*



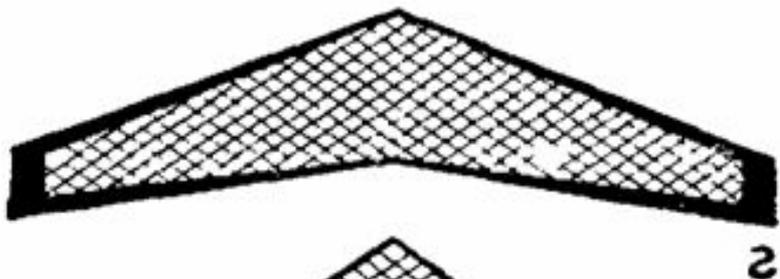
эллипсовидные (а)



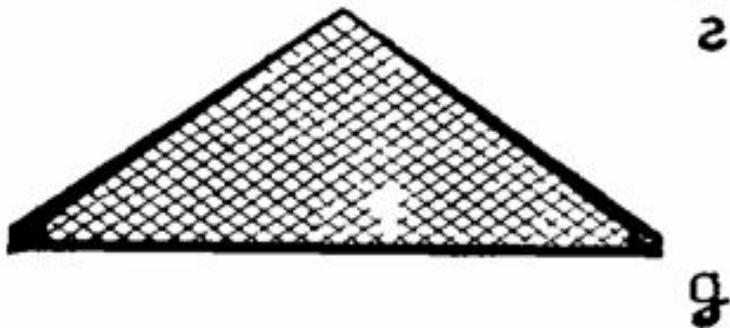
прямоугольные (б)



трапециевидные (в)



стреловидные (г)



треугольные (д)

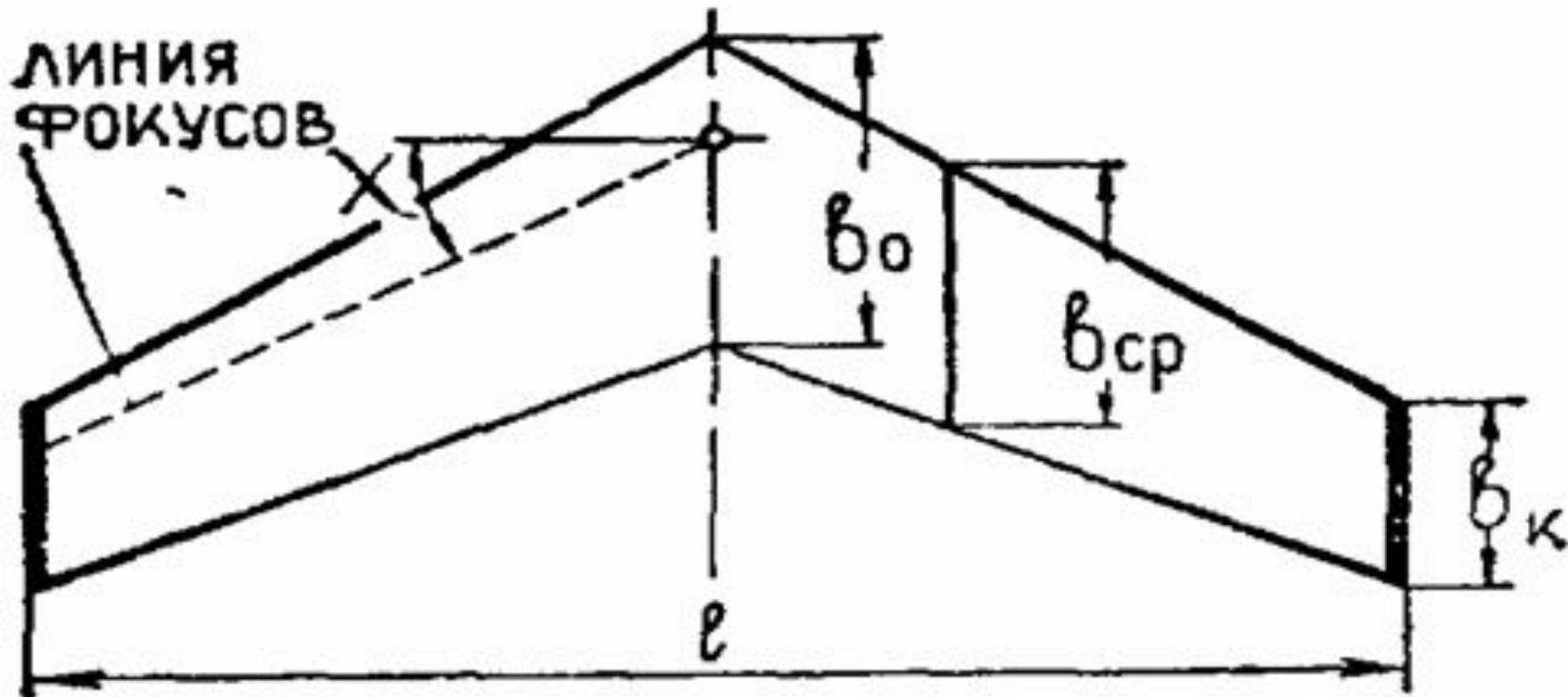
Формы крыльев в плане

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 околозвуковых и сверхзвуковых скоростях.



Форма крыла в плане характеризуется размахом, площадью удлинения, сужением, стреловидностью и поперечным V

Размахом крыла L называется расстояние между концами крыла по прямой линии.

Площадь крыла в плане $S_{кр}$ ограничена контурами крыла.

Площадь трапециевидного и стреловидного крыльев вычисляет как площади двух трапеций

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

где b_o - корневая хорда, м;

b_k - концевая хорда, м;

$$b = \frac{b_o + b_k}{2} \text{ - средняя хорда крыла, м.}$$

Удлинением крыла λ называется отношение размаха крыла к средней хорде

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

Если вместо b_{cp} подставить его значение из равенства , то удлинение крыла будет определяться по формуле

$$\lambda = \frac{l^2}{S_{cp}}$$

Для современных сверхзвуковых и околозвуковых самолетов удлинение крыла не превышает 2- 5. Для самолетов малых скоростей величина удлинения может достигать 12-15, а для планеров до 25.

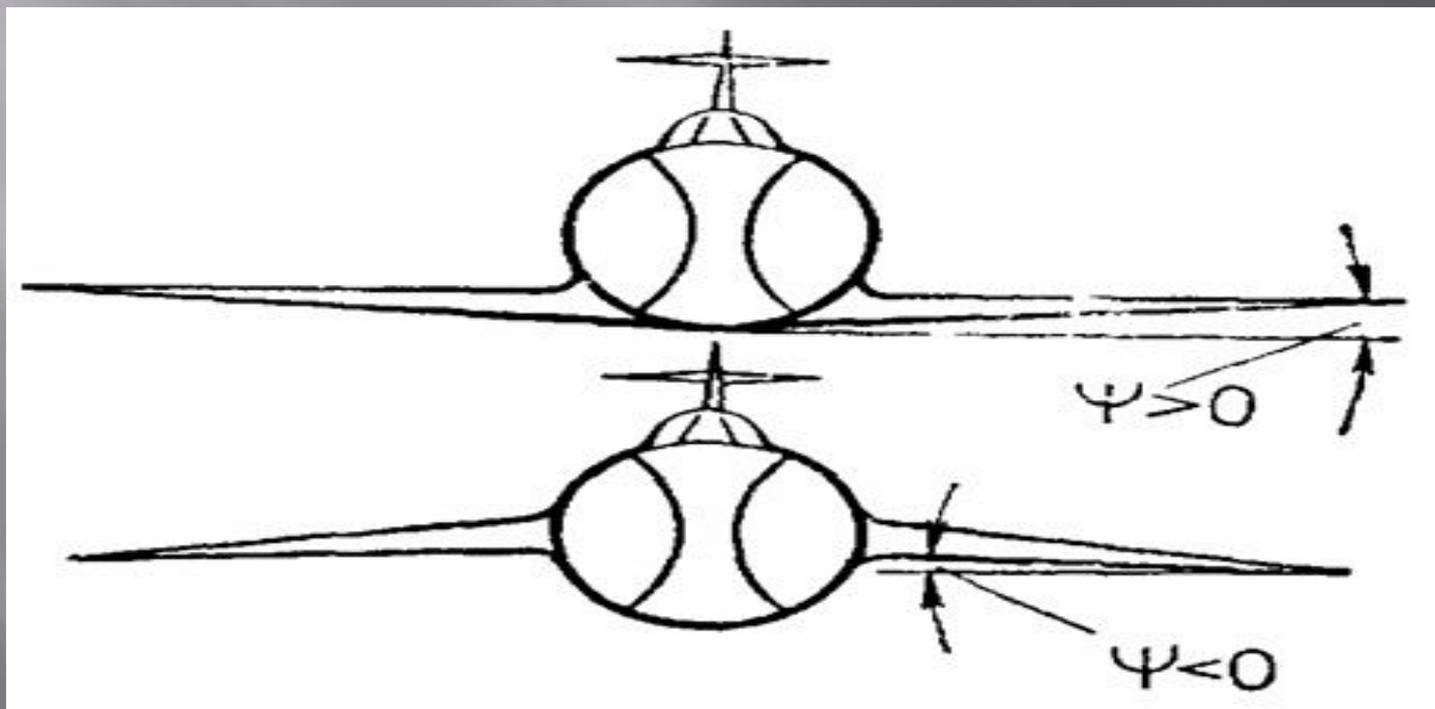
Сужением крыла h называется отношение осевой хорды к концевой хорде

$$h = \frac{b_o}{b_k}.$$

Для дозвуковых самолетов сужение крыла обычно не превышает 3, а для околозвуковых и сверхзвуковых оно может изменяться в широких пределах.

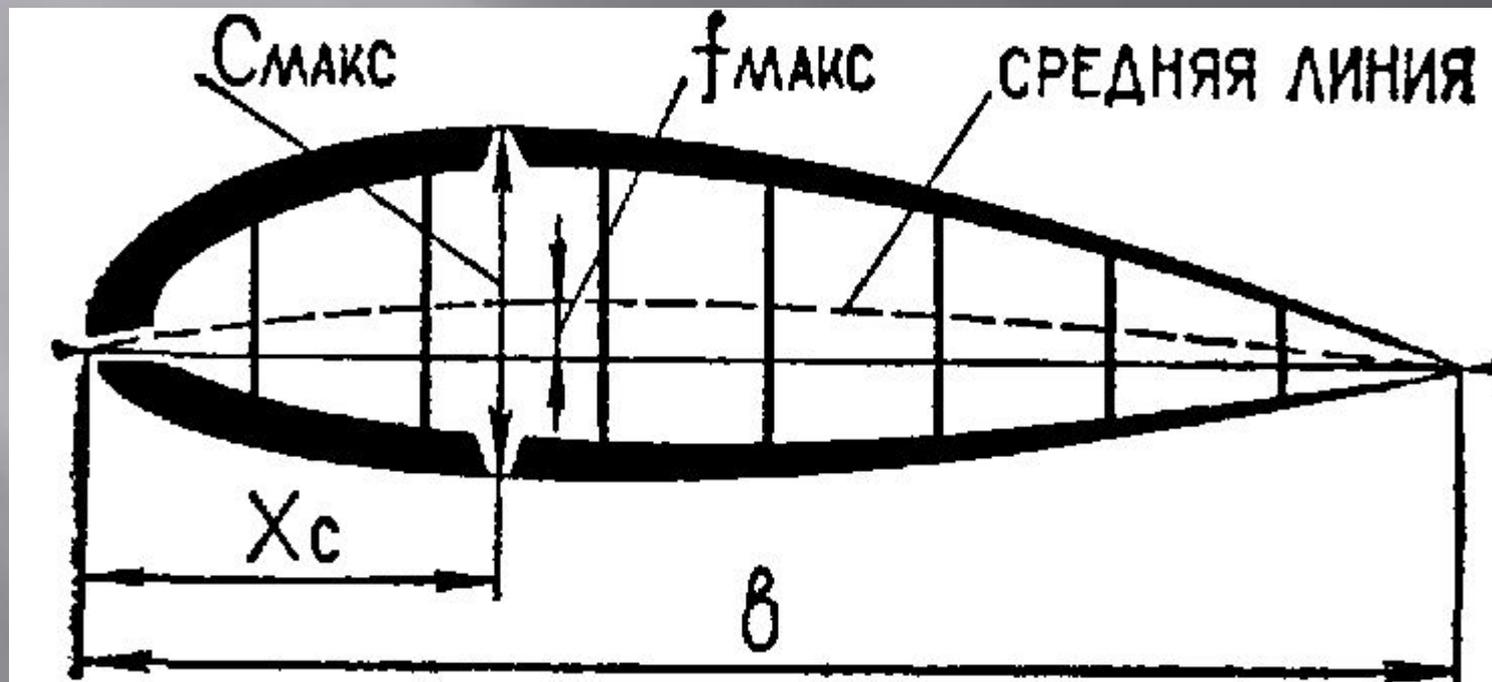
Углом стреловидности ϵ называется угол между линией передней кромки крыла и поперечной осью самолета. Стреловидность также может быть измерена по линии фокусов (проходящей на расстоянии $1/4$ хорды от ребра атаки) или по другой линии крыла. Для околозвуковых самолетов она достигает 45° , а для сверхзвуковых - до 60° .

Углом поперечного V крыла называется угол между поперечной осью самолета и нижней поверхностью крыла (Рис. 8). У современных самолетов угол поперечного V колеблется от $+5^\circ$ до -15° .



Угол поперечного V крыла

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

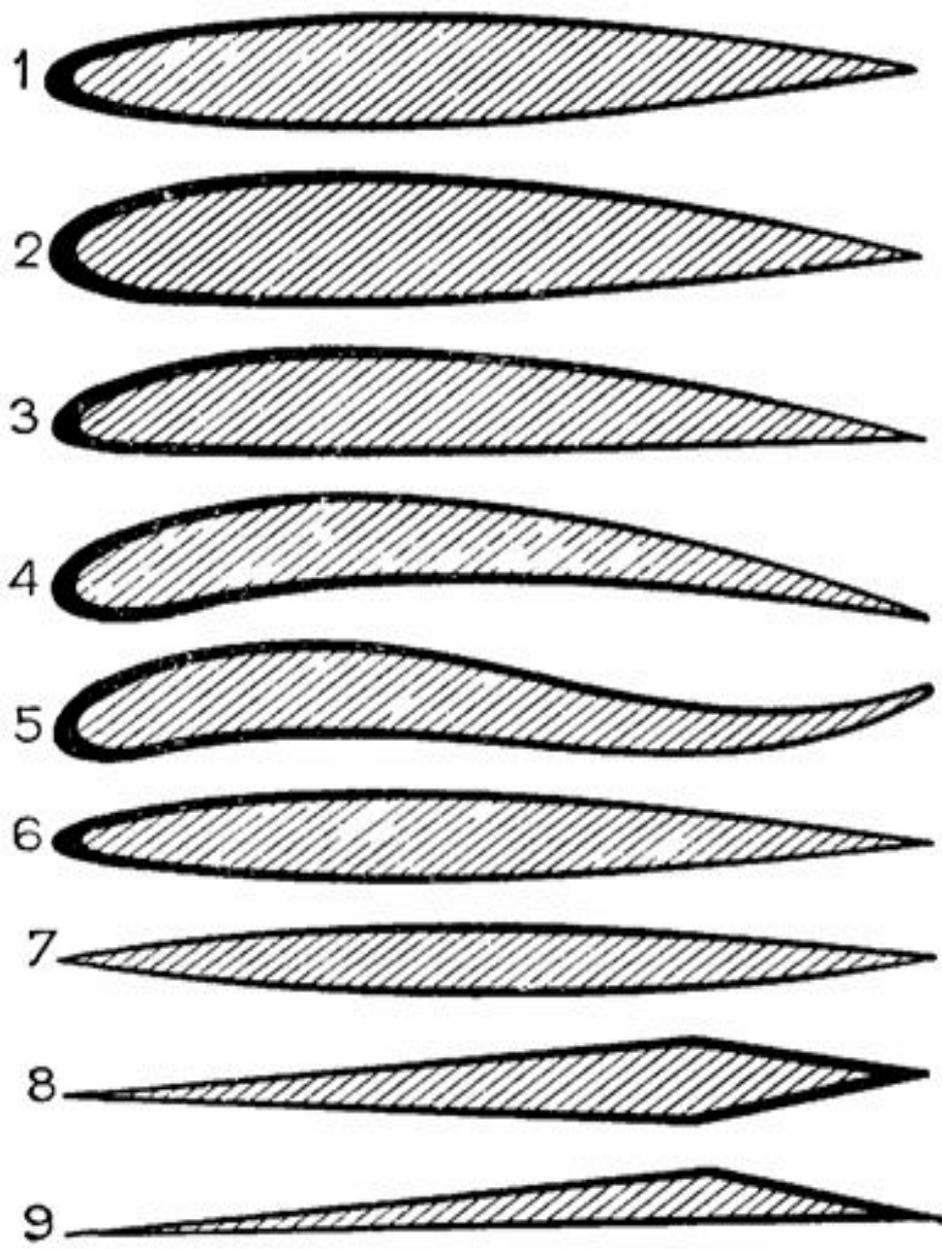


В - хорда профиля; **Смакс** - наибольшая толщина; **fмакс** - стрела кривизны; **хс** - координата наибольшей толщины

Профилем крыла называется форма его поперечного сечения. Профили могут быть: симметричными и несимметричными. Несимметричные в свою очередь могут быть двояковыпуклыми, плосковыпуклыми, вогнутовыпуклыми и S-образными. Чечевицеобразные и клиновидные могут применяться для сверхзвуковых самолетов.

На современных самолетах применяются в основном симметричные и двояковыпуклые несимметричные профили.

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



- 1 - симметричный;
2 - не симметричный;
3 - плосковыпуклый;
4 - двояковыпуклый;
5 - S-образный;
6 -
ламинированный; 7
- чечевицеобразный; 8
- ромбовидный;
9 - D видный

Формы профилей крыла