

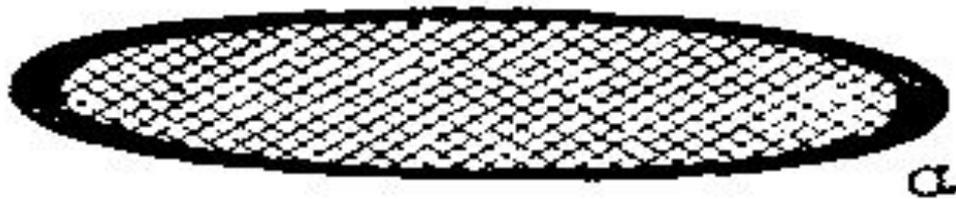
## \* ***КРЫЛО И ЕГО НАЗНАЧЕНИЕ***

***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 сводятся к характеристикам крыла в плане и характеристикам профиля крыла.

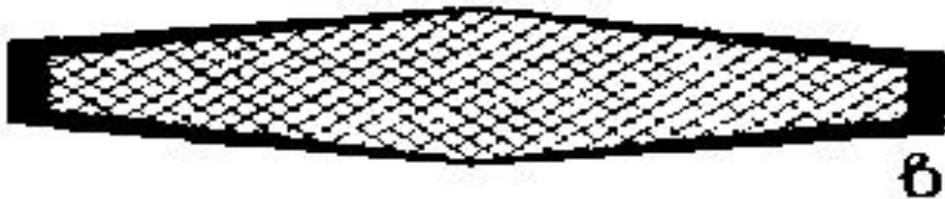
# Крылья современных самолетов по форме в плане



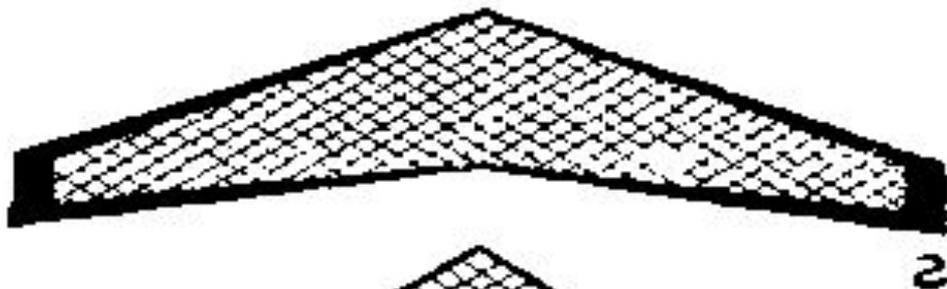
*эллипсовидные (а),*



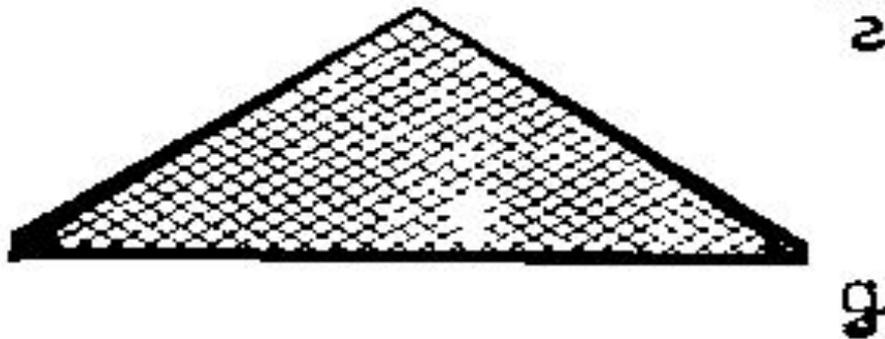
*прямоугольные (б),*



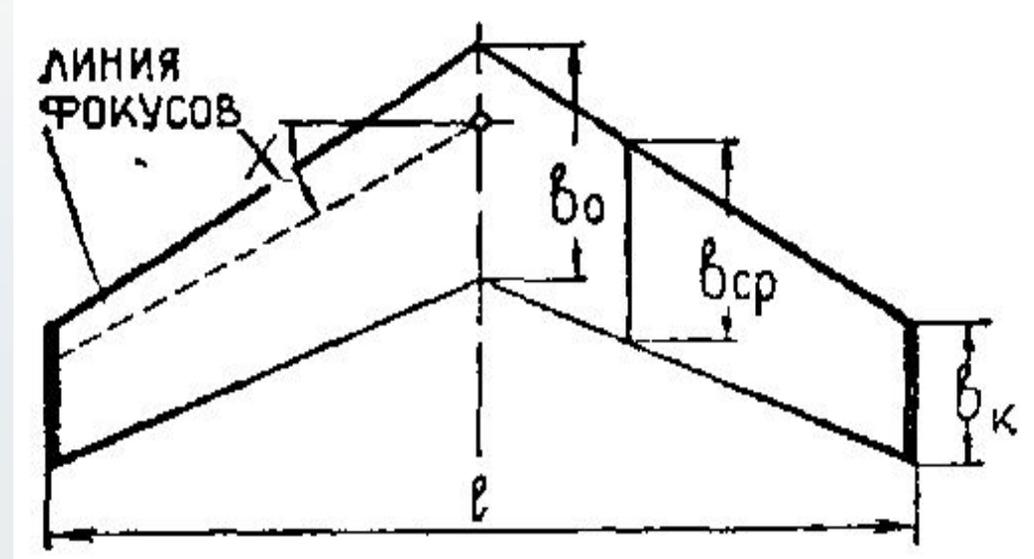
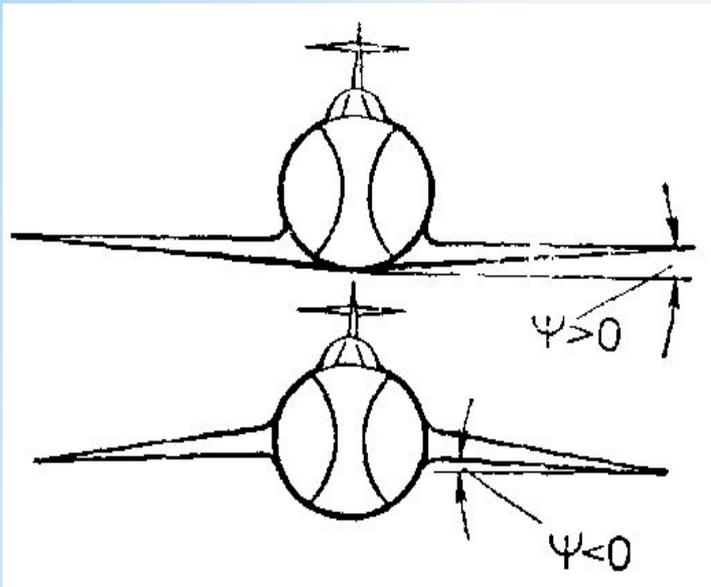
*трапецевидные (в),*



*стреловидные (г)*



*треугольные (д)*



*Угол поперечного  $V$  крыла*

*Геометрические  
характеристики крыла*

**Форма крыла в плане** характеризуется размахом, площадью, удлинением, 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**

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

где  $b_o$  - корневая хорда, м;

$b_k$  - концевая хорда, м;

- средняя хорда крыла, м.

средняя хорда крыла, м

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

**Удлинением крыла  $\lambda$**  называется отношение размаха крыла к средней хорде

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

Если вместо  $b_{cp}$  подставить его значение из равенства (2.1), то удлинение крыла будет определяться по формуле

$$\lambda = \frac{l^2}{S_{кр}}.$$

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

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

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

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

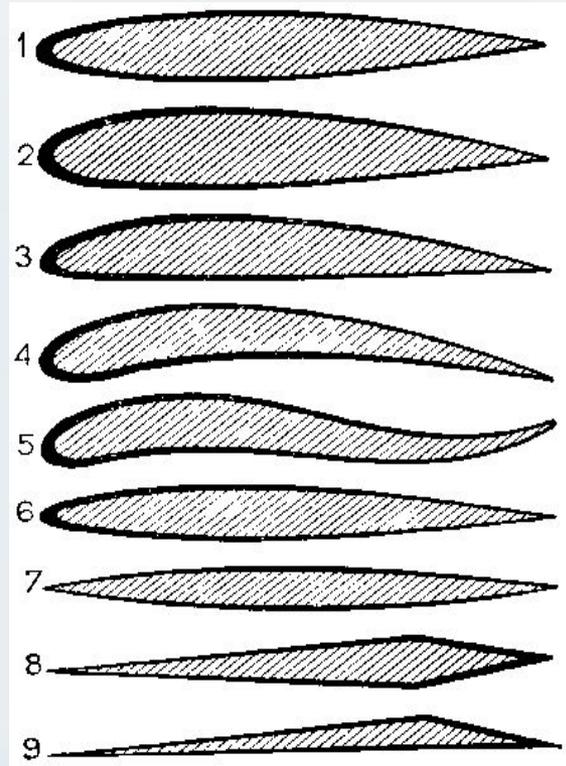
**Углом стреловидности  $\chi$**  называется угол между линией передней кромки крыла и поперечной осью самолета. Стреловидность также может быть измерена по линии фокусов (проходящей на расстоянии 1/4 хорды от ребра атаки) или по другой линии крыла. Для околозвуковых самолетов она достигает  $45^\circ$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

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

**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.

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

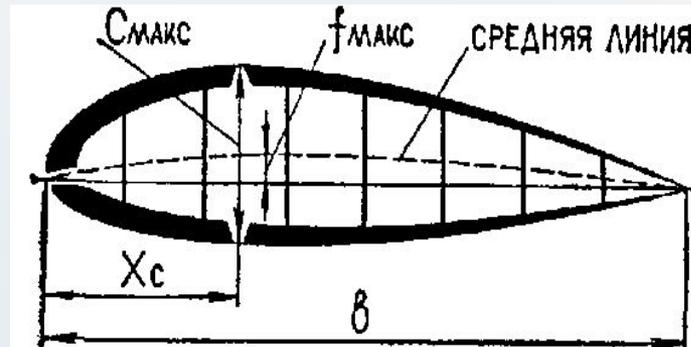
*Хордой профиля  $b$*  называется отрезок прямой, соединяющий две наиболее удаленные точки профиля



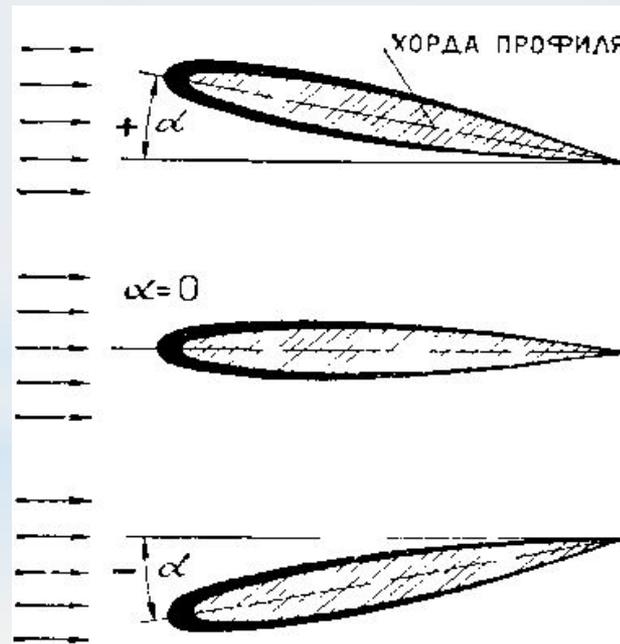
### *Формы профилей крыла*

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

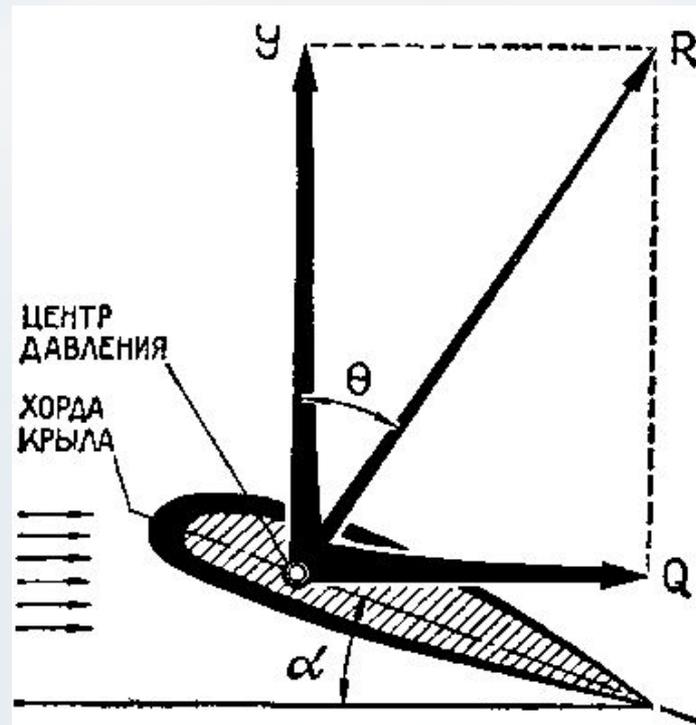
## Геометрические характеристики профиля:



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



Углы атаки крыла



*Полная аэродинамическая сила и точка ее приложения*

*$R$  - полная аэродинамическая сила;  $Y$  - подъемная сила;  $Q$  - сила лобового сопротивления;  $\alpha$  - угол атаки;  $\theta$  - угол качества*

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

**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%.

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

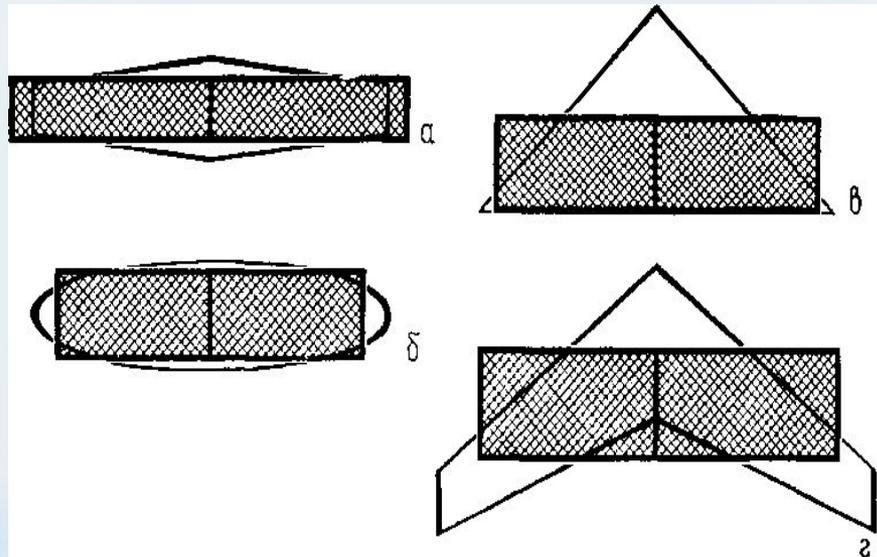
Максимальное расстояние от средней линии профиля до хорды определяет кривизну профиля. Средняя линия профиля проводится на равном расстоянии от верхнего и нижнего обводов профиля.

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

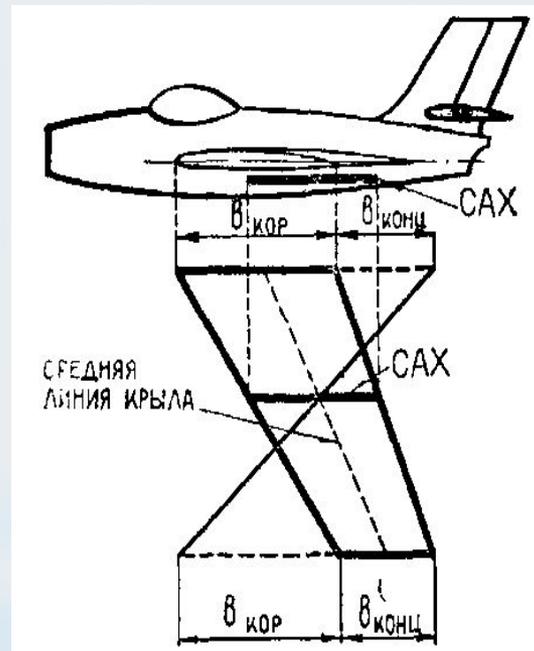
У симметричных профилей относительная кривизна равна нулю, для несимметричных же эта величина отлична от нуля и не превышает 4%.

# 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

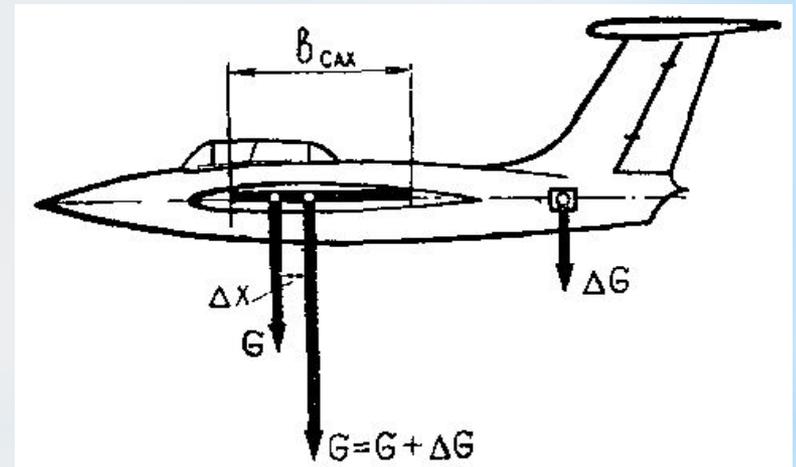
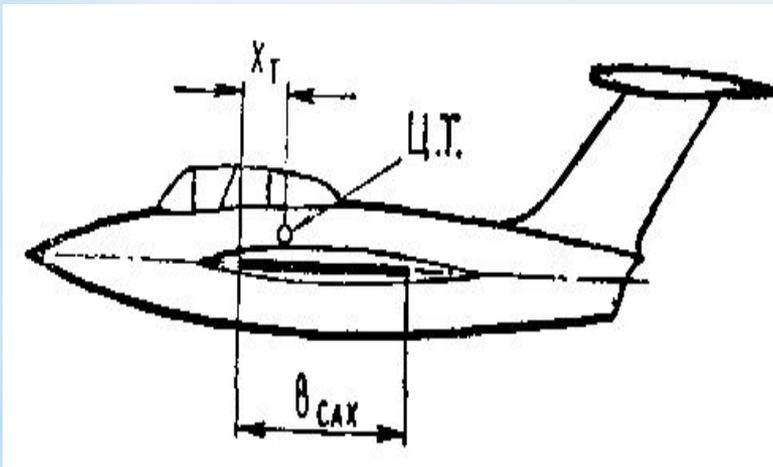


Для трапециевидного незакрученного крыла *САХ* определяется *путем геометрического построения*. Для этого крыло самолета вычерчивается в плане (и в определенном масштабе). На продолжении корневой хорды откладывается отрезок, равный по величине концевой хорде, а на продолжении концевой хорды (вперед) откладывается отрезок, равный корневой хорде. Концы отрезков соединяют прямой линией. Затем проводят среднюю линию крыла, соединяя прямой середины корневой и концевой хорд. Через точку пересечения этих двух линий и пройдет средняя аэродинамическая хорда (*САХ*)



Зная величину и положение  $САХ$  на самолете и приняв ее как базовую линию, определяют относительно нее положение центра тяжести самолета, центра давления крыла и т. д.

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  $САХ$ .



# ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА

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

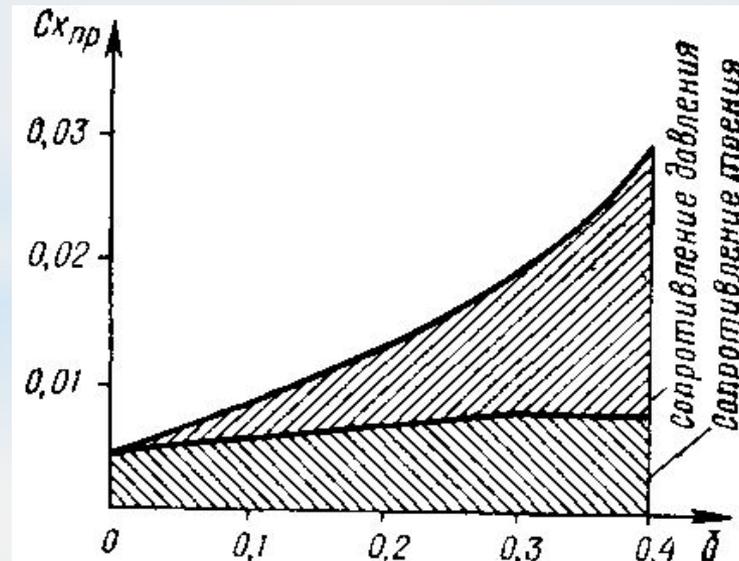
$$X_{кр} = X_{пр} + X_{инд} + X_{В}$$

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

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

$$X_{пр} = X_{Д} + X_{тр}$$

**Сопротивление 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).



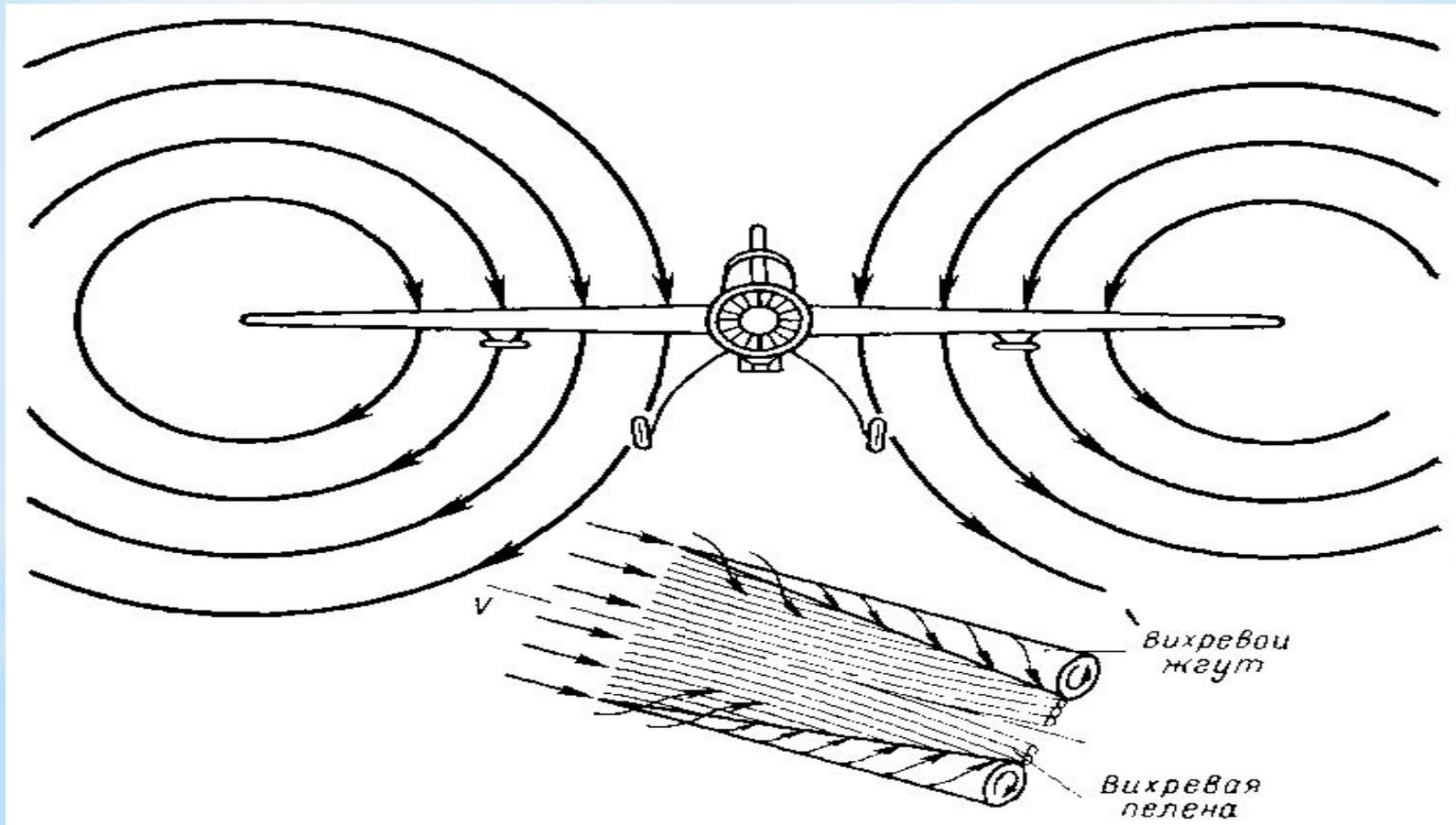
Чем больше относительная толщина  $c$  профиля, тем больше повышается давление перед крылом и больше уменьшается за крылом, на его задней кромке. В результате увеличивается разность давлений и, как следствие, увеличивается сопротивление давления.

При обтекании профиля крыла воздушным потоком на углах атаки, близких к критическому, сопротивление давления значительно возрастает. При этом размеры завихренной спутной струи и самих вихрей резко увеличиваются

***Сопротивление 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.

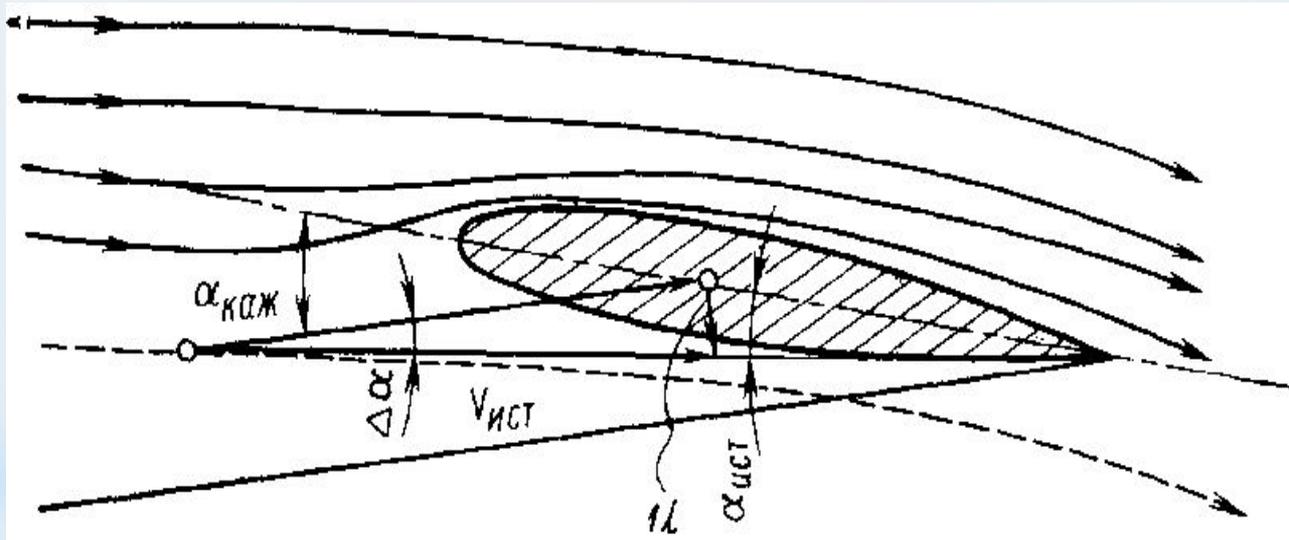
На величину сопротивления трения влияют: скорость самолета; шероховатость поверхности; форма крыла. Чем больше скорость полета, с худшим качеством обработана поверхность крыла и толще профиль крыла, тем больше сопротивление трения.

**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.

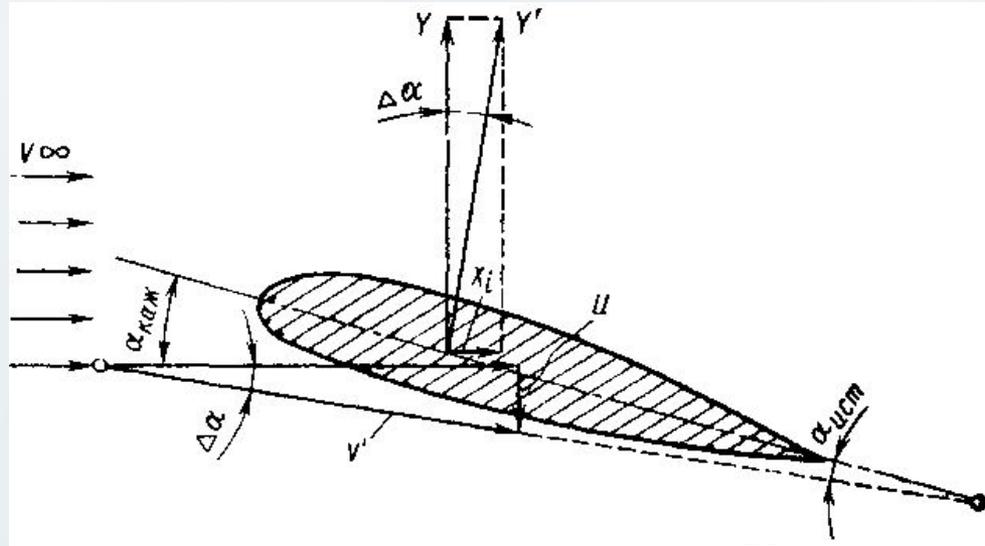


Угол  $\Delta\alpha$ , на который отклоняется поток воздуха, обтекающий крыло со скоростью  $V$ , наведенной вертикальной скоростью  $U$ , называется *углом скоса потока*. Величина его зависит от значения вертикальной скорости, индуцированной вихревым жгутом, и скорости набегающего потока  $V$

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



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  $\hat{Y}$  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  $\hat{Y}'$  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

$$X_1 = Y' \operatorname{tg} \Delta\alpha \approx Y' \Delta\alpha.$$

Эта составляющая направлена по потоку и называется **индуктивным сопротивлением** (Рис. представлен выше).

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

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

где  $\lambda_{\text{эф}}$  - удлинение крыла без учета площади фюзеляжа, занимающей часть крыла;  
 $\delta$  - величина, зависящая от формы крыла в плане.

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

где  $C_{xi}$  -коэффициент индуктивного сопротивления.

Он определяется по формуле  $C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda}$ . Из формулы видно, что  $C_x$  прямо пропорционален коэффициенту подъемной силы и обратно пропорционален удлинению крыла.

При угле атаки нулевой подъемной силы  $\alpha_0$  индуктивное сопротивление будет равно нулю.

На закритических углах атаки нарушается плавное обтекание профиля крыла и, следовательно, формула определения  $C_{xi}$  не приемлема для определения его величины.

Так как величина  $C_x$  обратно пропорциональна удлинению крыла, поэтому самолеты, предназначенные для полетов на большие расстояния, имеют большое удлинение крыла:  $\lambda=14...15$ .

# АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО КРЫЛА

*Аэродинамическим качеством крыла называется отношение подъемной силы к силе лобового сопротивления крыла на данном угле атаки*

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

где  $Y$  - подъемная сила, кг;

$Q$  - сила лобового сопротивления, кг. Подставив в формулу значения  $Y$  и  $Q$ , получим

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

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 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 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

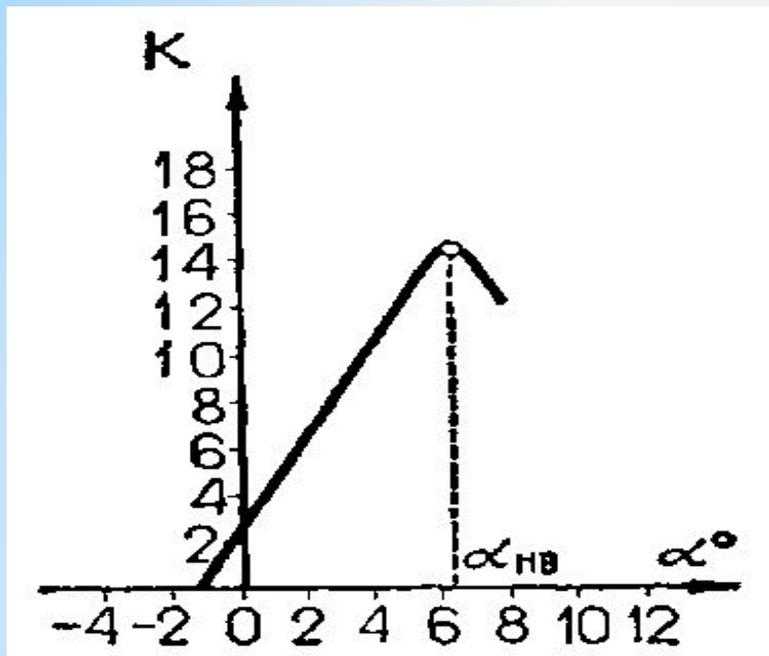
С увеличением угла атаки до определенной величины аэродинамическое качество возрастает. При некотором угле атаки качество достигает максимальной величины  $K_{\text{макс}}$ . Этот угол *называется наивыгоднейшим углом атаки*,  $\alpha_{\text{наив}}$

На угле атаки нулевой подъемной силы  $\alpha_0$  где  $C_y = 0$  аэродинамическое качество будет равно нулю.

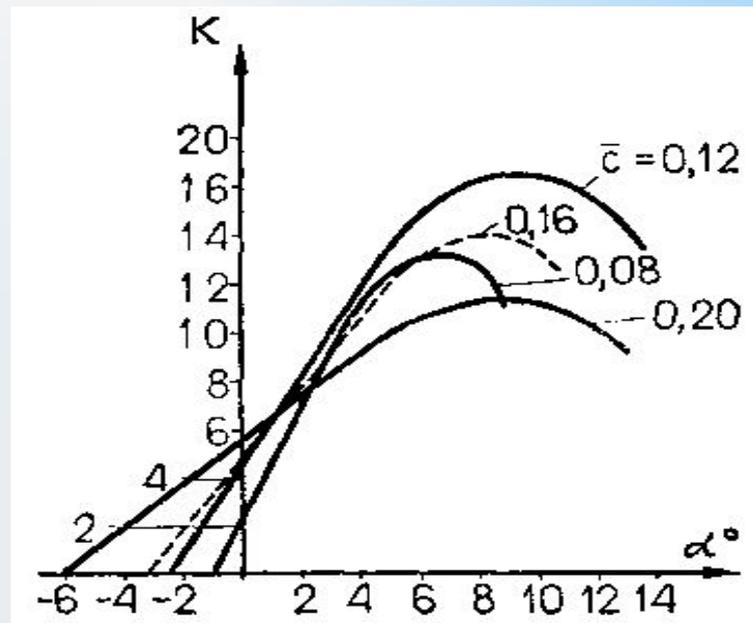
Влияние на аэродинамическое качество формы профиля связано с относительными толщиной и кривизной профиля. При этом большое влияние оказывают форма обводов профиля, форма носка и положение максимальной толщины профиля вдоль хорды

Для получения больших значений  $K_{\text{макс}}$  выбираются оптимальные толщина и кривизна профиля, формы обводов и удлинение крыла.

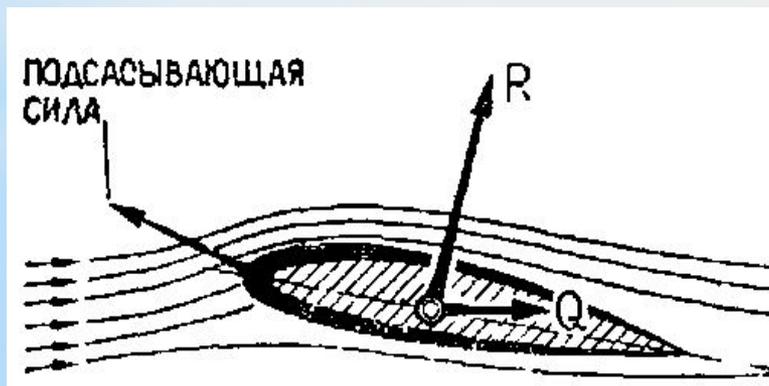
Для получения наибольших значений качества наилучшей формой крыла является эллипсовидная с закругленной передней кромкой.



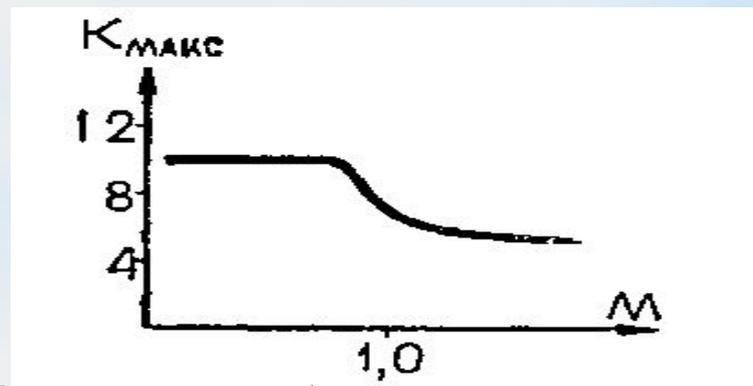
*График зависимости  
аэродинамического качества от угла  
атаки*



*Зависимость аэродинамического  
качества от угла атаки и толщины  
профиля*



*Образование подсасывающей силы*

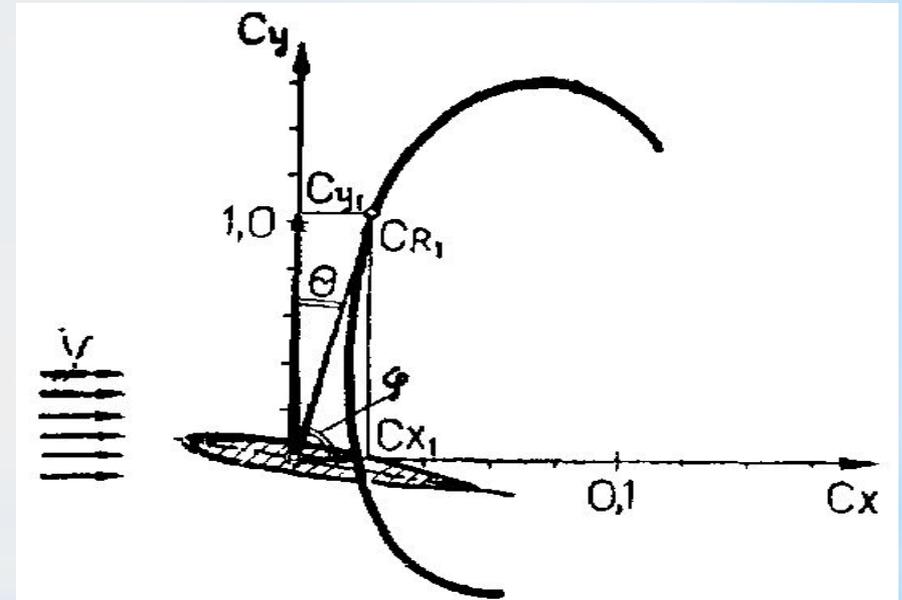
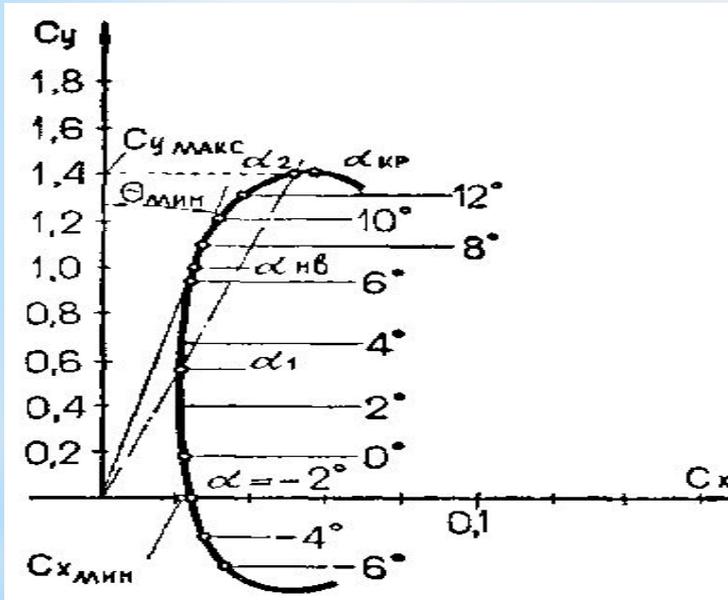


*Изменение аэродинамического качества  
крыла в зависимости от числа M*

## 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 полярной*.

*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).



### Принцип построения поляры крыла

Если из начала координат, совмещенного с центром давления профиля, провести вектор к любой точке на поляре, то он будет представлять собой диагональ прямоугольника, стороны которого соответственно равны  $C_y$  и  $C_x$ . лобового сопротивления и коэффициента подъемной силы от углов атаки - так называемая поляра крыла.

### Поляра крыла

Поляра строится для вполне определенного крыла с заданными геометрическими размерами и формой профиля. По поляре крыла можно определить ряд характерных углов атаки.

**Угол нулевой подъемной силы  $\alpha_0$**  находится на пересечении поляры с осью  $C_x$ . При этом угле атаки коэффициент подъемной силы равен нулю ( $C_y = 0$ ).

Для крыльев современных самолетов обычно  $\alpha_0 = 2^\circ - 0^\circ$ .

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

**Наивыгоднейший угол атаки  $\alpha_{\text{наив}}$** . Так как на наивыгоднейшем угле атаки аэродинамическое качество крыла максимальное, то угол между осью  $C_y$  и касательной, проведенной из начала координат, т. е. угол качества, на этом угле атаки, согласно формуле (2.19), будет минимальным. Поэтому для определения  $\alpha_{\text{наив}}$  нужно провести из начала координат касательную к поляре. Точка касания будет соответствовать  $\alpha_{\text{наив}}$ .

Для современных крыльев  $\alpha_{\text{наив}}$  лежит в пределах  $4 - 6^\circ$ .

**Критический угол атаки  $\alpha_{\text{крит}}$ .** Для определения критического угла атаки необходимо провести касательную к поляре, параллельную оси  $C_x$ . Точка касания и будет соответствовать  $\alpha_{\text{крит}}$ . Для крыльев современных самолетов  $\alpha_{\text{крит}} = 16-30^\circ$ .

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  $K_{\text{макс}}$ .

# ПОЛЯРА САМОЛЕТА

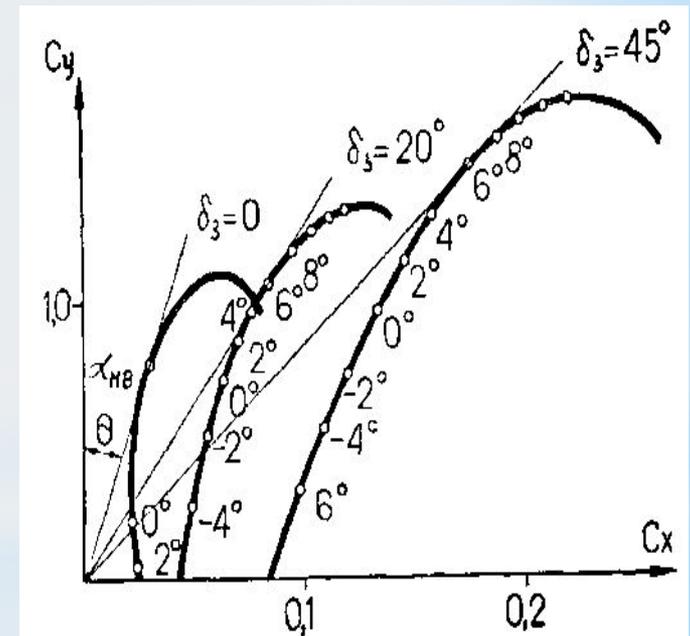
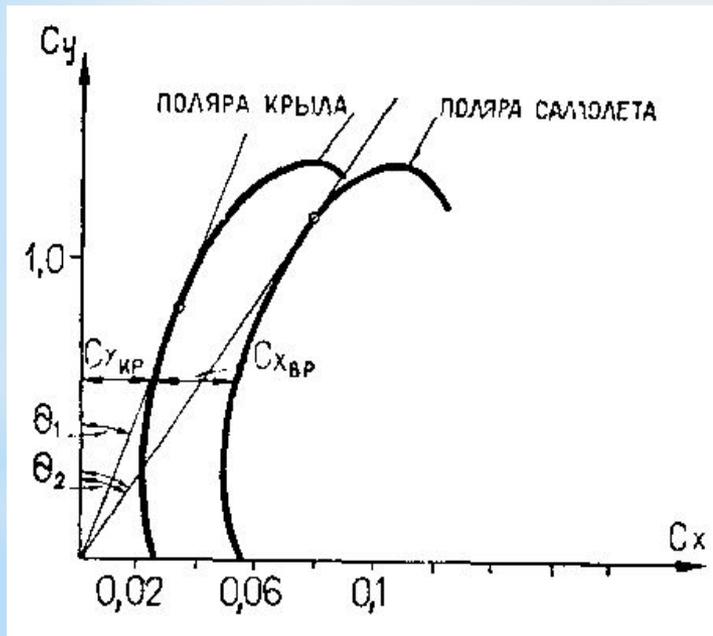
Одной из основных аэродинамических характеристик самолета является поляр самолета. Коэффициент подъемной силы крыла  $C_y$  равен коэффициенту подъемной силы всего самолета, а коэффициент лобового сопротивления самолета для каждого угла атаки больше  $C_x$  крыла на величину  $C_{x\text{вр}}$

$$C_{x_{\text{кр}}} \cong C_{x_{\text{самол}}}, \quad \text{а} \quad C_{x_{\text{самол}}} = C_{x_{\text{кр}}} + C_{x_{\text{вр}}}.$$

Поляру самолета можно получить путем прибавления величины  $C_{x\text{вр}}$  к  $C_x$  крыла на поляре крыла для соответствующих углов атаки. Поляра самолета будет при этом сдвинута вправо от поляры крыла на величину  $C_{x\text{вр}}$ . Поляру самолета строят, используя данные зависимостей  $C_y = f(\alpha)$  и  $C_x = f(\alpha)$ , полученных экспериментально путем продувок моделей в аэродинамических трубах. Углы атаки на поляре самолета проставляются путем переноса по горизонтали углов атаки, размеченных на поляре крыла.

Определение аэродинамических характеристик и характерных углов атаки по поляре самолета производится так же, как это делалось на поляре крыла.

**Угол атаки нулевой подъемной силы  $\alpha_0$**  самолета практически не отличается от угла атаки нулевой подъемной силы крыла. Так как на угле  $\alpha_0$  подъемная сила равна нулю, то на этом угле атаки возможно только вертикальное движение самолета вниз, называемое отвесным пикированием, или вертикальная горка под углом  $90^\circ$ .



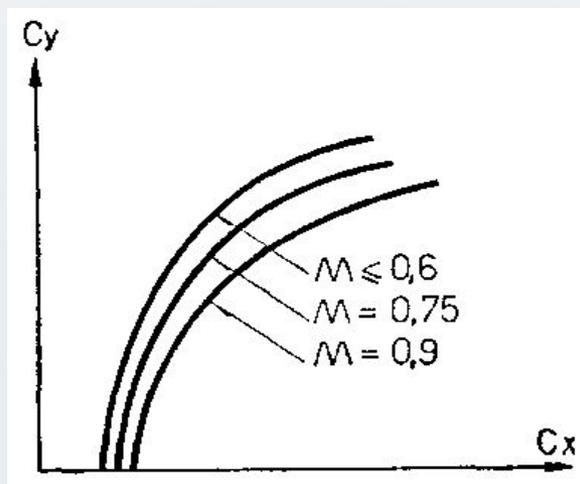
Угол атаки, при котором коэффициент лобового сопротивления имеет минимальную величину  $\alpha_{\text{сх.мин}}$  находится проведением параллельно оси  $C_y$  касательной к поляре. При полете на этом угле атаки будут наименьшие потери на сопротивление. На этом угле атаки (или близком к нему) совершается полет с максимальной скоростью.

**Наивыгоднейший угол атаки ( $\alpha_{\text{наив}}$ )** соответствует наибольшему значению аэродинамического качества самолета. Графически этот угол, так же, как и для крыла, определяется путем проведения касательной к поляре из начала координат. Из графика видно, что наклон касательной к поляре самолета больше, чем касательной к поляре крыла.

$$\frac{C_y}{C_x} = K = \operatorname{tg} \frac{1}{\theta},$$

**Вывод:** максимальное качество самолета в целом всегда меньше максимального аэродинамического качества отдельно взятого крыла.

Из графика видно, что наивыгоднейший угол атаки самолета больше наивыгоднейшего угла атаки крыла на 2 - 3°.



Критический угол атаки самолета ( $\alpha_{\text{крит}}$ ) по своей величине не отличается от величины этого же угла для крыла.

Выпуск закрылков во взлетное положение ( $\delta_3 = 15-25^\circ$ ) позволяет увеличить максимальный коэффициент подъемной силы  $C_{y_{\text{макс}}}$  при сравнительно небольшом увеличении коэффициента лобового сопротивления. Это позволяет уменьшить потребную минимальную скорость полета, которая практически определяет скорость отрыва самолета при взлете. Благодаря выпуску закрылков (или щитков) во взлетное положение длина разбега сокращается до 25%.

При выпуске закрылков (или щитков) в посадочное положение ( $\delta_3 = 45 - 60^\circ$ ) максимальный коэффициент подъемной силы может возрасти до 80%, что резко снижает посадочную скорость и длину пробега. Однако лобовое сопротивление при этом возрастает интенсивнее, чем подъемная сила, поэтому аэродинамическое качество значительно уменьшается. Но Это обстоятельство используется как положительный эксплуатационный фактор - увеличивается крутизна траектории при планировании перед посадкой и, следовательно, самолет становится менее требователен к качеству подходов в створе посадочной полосы.

Однако при достижении таких чисел  $M$ , при которых сжимаемостью уже нельзя пренебречь ( $M > 0,6 - 0,7$ ) коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления нужно определять с учетом поправки на сжимаемость.

$$C_{y_{сж}} = \frac{C_{y_{несж}}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}},$$

где  $C_{y_{сж}}$  - коэффициент подъемной силы с учетом сжимаемости;

$C_{y_{несж}}$  - коэффициент подъемной силы несжимаемого потока для того же угла атаки, что и  $C_{y_{сж}}$ .

До чисел  $M = 0,6-0,7$  все поляры практически совпадают, но при больших числах  $M$  они начинают смещаться вправо и одновременно увеличивают наклон к оси  $C_x$ . Смещение поляр вправо (на большие  $C_x$ ) обусловлено ростом коэффициента профильного сопротивления за счет влияния сжимаемости воздуха, а при дальнейшем увеличении числа ( $M > 0,75 - 0,8$ ) за счет появления волнового сопротивления.

Увеличение наклона поляр объясняется ростом коэффициента индуктивного сопротивления, так как при одном и том же угле атаки  $C_{x_1}$  в дозвуковом потоке сжимаемого газа увеличится пропорционально  $C_{y_{кр}}^2$ . Аэродинамическое качество самолета с момента заметного проявления эффекта сжимаемости начинает уменьшаться.