

# АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

## АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛЫ

### ОБТЕКАНИЕ ТЕЛ ВОЗДУШНЫМ ПОТОКОМ

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 (Рис. 1), используют шелковинки, оптические меры исследования (для сверхзвуковых потоков) и др.

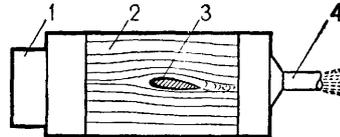


Рис. 1 Дымканал

*1 - источник дыма; 2 - струйки дыма; 3 - обтекаемое тело; 4 - вентилятор*

В дымканале аэродинамический спектр создается струйками дыма, выпускаемыми из специального дыма в поток воздуха, обтекающий тело.

Сущность способа с использованием шелковинки 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 шелковинки судят о характере движения потока вблизи поверхности тела.

Рассмотрим аэродинамические спектры некоторых тел.

**Плоская пластинка** (Рис. 2), 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.

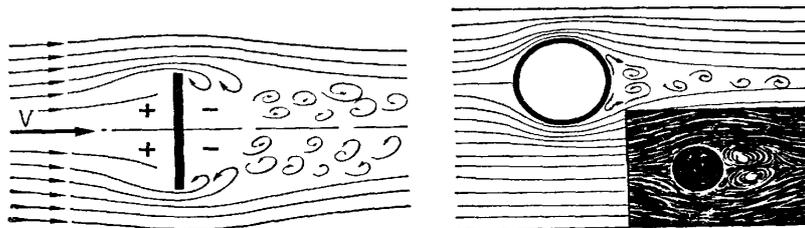


Рис. 2 Аэродинамический спектр плоской пластинки и шара

**Симметричное удобообтекаемое (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 (Рис. 3).

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

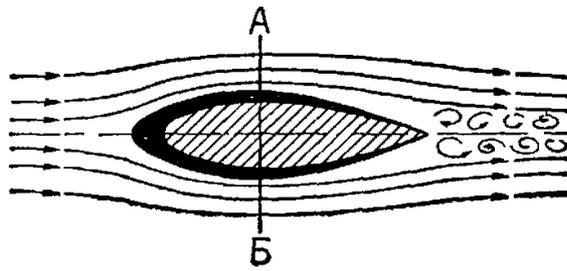


Рис. 3 Аэродинамический спектр удобообтекаемого тела

Удобообтекаемое несимметричное тело по характеру обтекания близко к удобообтекаемому симметричному, и отличается величиной деформации струек в верхней и нижней частях тела (см. Рис. 4).

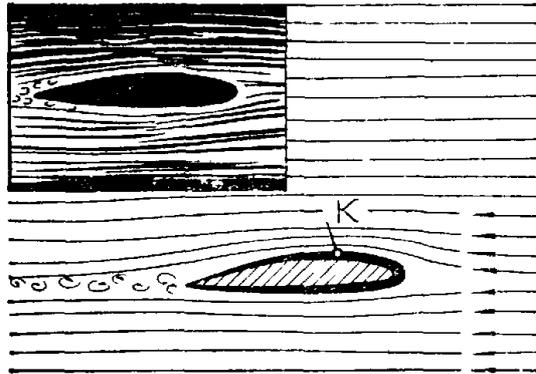


Рис. 4 Аэродинамический спектр удобообтекаемого несимметричного тела (профиля крыла)

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 (Рис. 5), также будем иметь картину несимметричного обтекания и получим аэродинамический спектр, аналогичный тому, что получается при обтекании несимметричного удобообтекаемого тела (см. Рис. 4).

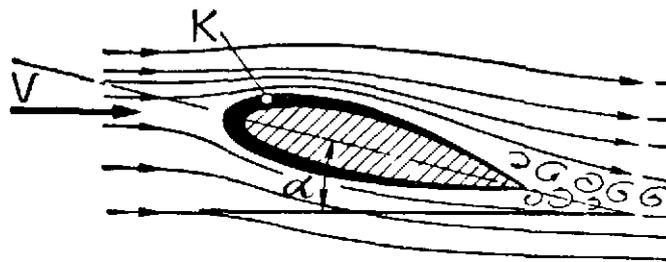


Рис. 5 Аэродинамический спектр удобообтекаемого тела (профиля крыла), помещенного в поток под углом  $\alpha$

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 (Рис. 6)

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

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*.

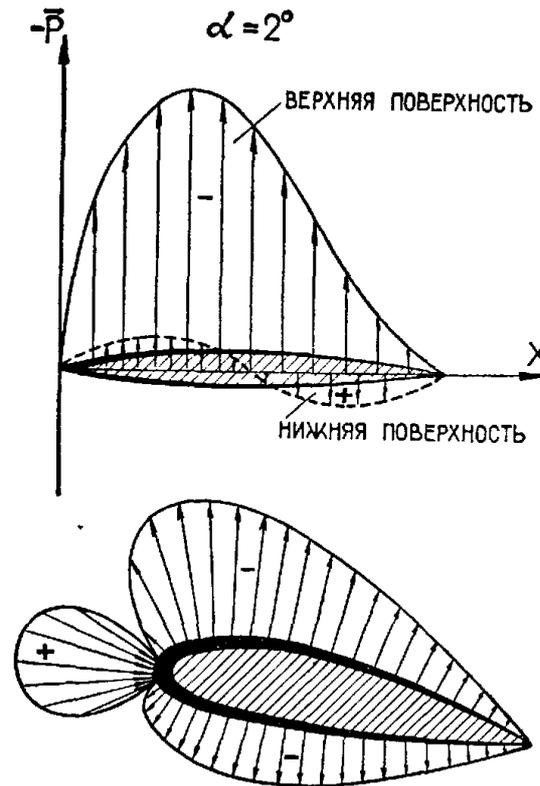


Рис. 6 Распределение давлений по профилю крыла

### 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 в основном сводятся к характеристикам крыла в плане и характеристикам профиля крыла.

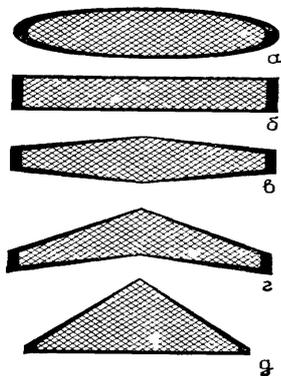
### ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

Геометрические характеристики крыла сводятся в основном к характеристикам формы крыла в плане и к характеристикам профиля крыла. Крылья современных самолетов по форме в плане могут быть (Рис. 7): *эллипсовидные (а), прямоугольные (б), трапециевидные (в), стреловидные (г) и треугольные (д)*

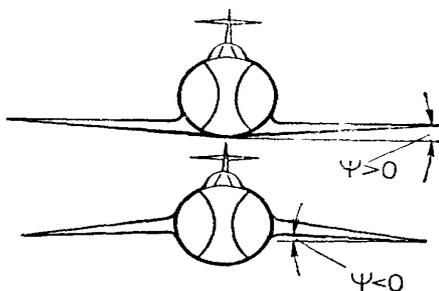
Наилучшей в аэродинамическом отношении является эллипсовидная форма, но такое крыло сложно в производстве, поэтому редко применяется. Прямоугольное крыло менее выгодно с точки зрения аэродинамики, но значительно проще в изготовлении. Трапециевидное крыло по аэродинамическим характеристикам лучше прямоугольного, но несколько сложнее в изготовлении.

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

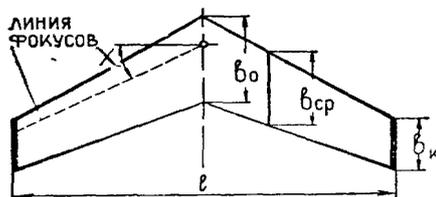
## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА



**Рис. 7** Формы крыльев в плане



**Рис. 8** Угол поперечного V крыла



**Рис. 9** Геометрические характеристики крыла

Форма крыла в плане характеризуется размахом, площадью удлинением, сужением, стреловидностью (Рис. 9) и поперечным V (Рис. 8)

**Размах 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

$$S_{кр} = 2 \frac{b_k + b_o}{2} \cdot \frac{l}{2} = l \cdot b_{cp} [M^2] \tag{2.1}$$

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

$$\lambda = \frac{l}{b_{cp}}. \tag{2.2}$$

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

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

$$\lambda = \frac{l^2}{S_{кр}}. \quad (2.3)$$

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

$$\eta = \frac{b_o}{b_k}. \quad (2.4)$$

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 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. 8). У современных самолетов угол поперечного  $V$  колеблется от  $+5^\circ$  до  $-15^\circ$ .

**Профилем крыла** называется форма его поперечного сечения. Профили могут быть (Рис. 10): 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.

Основными характеристиками профиля являются: хорда профиля, относительная толщина, относительная кривизна (Рис. 11).

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

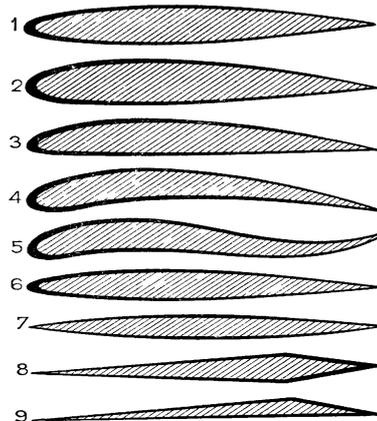


Рис. 10 Формы профилей крыла

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

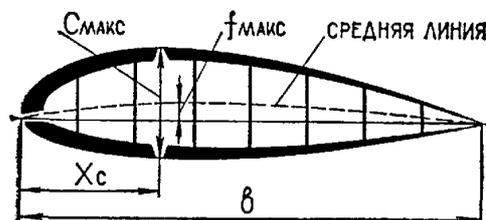


Рис. 11 Геометрические характеристики профиля:

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

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

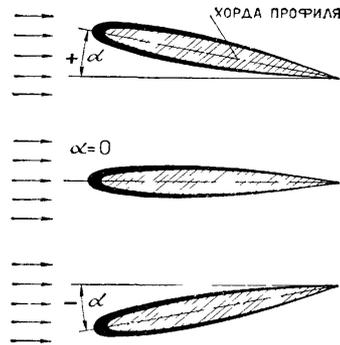


Рис. 12 Углы атаки крыла

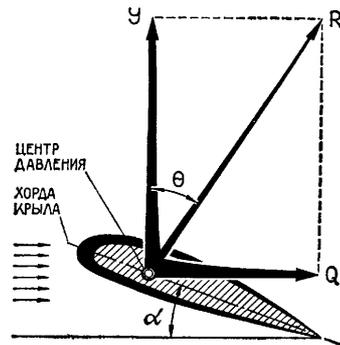


Рис. 13 Полная аэродинамическая сила и точка ее приложения

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

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

$$c = \frac{c_{\text{макс}}}{b} \cdot 100\%. \quad (2.5)$$

Положение максимальной толщины профиля  $X_c$  выражается в процентах от длины хорды и отсчитывается от носка

$$\chi_c = \frac{X_c}{b} \cdot 100\%. \quad (2.6)$$

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.

$$f = \frac{f_{\text{макс}}}{b} \cdot 100\%. \quad (2.7)$$

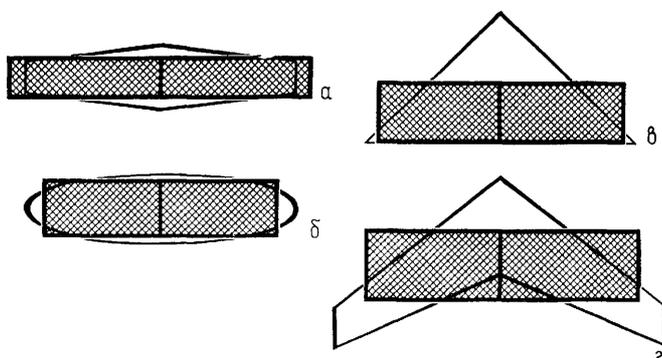
У симметричных профилей относительная кривизна равна нулю, для несимметричных же эта величина отлична от нуля и не превышает 4%.

### СРЕДНЯЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ХОРДА КРЫЛА

Всякое вращательное движение самолета в полете совершается вокруг его центра тяжести. Поэтому важно уметь быстро определять положение ЦТ и знать, как будет изменяться балансировка при изменении его положения. Положение центра тяжести, как правило, ориентируется относительно средней аэродинамической хорды крыла.

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

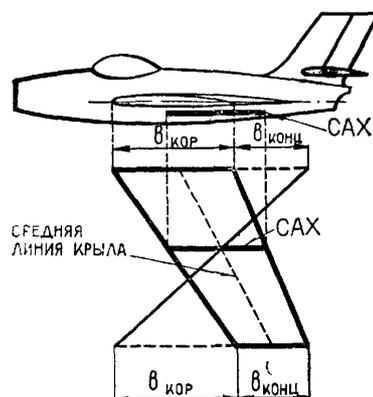
**Средней аэродинамической хордой крыла (САХ)** называется хорда такого прямоугольного крыла, которое имеет одинаковые с данным крылом площадь, величину полной аэродинамической силы и положение центра давления (ЦД) при равных углах атаки (Рис. 14).



**Рис. 14 Средние аэродинамические хорды крыльев**

Величина и координаты САХ для каждого самолета определяются в процессе проектирования и указываются в техническом описании.

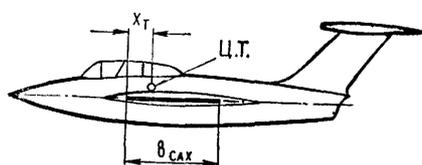
Если величина и положение САХ данного самолета неизвестны, то их можно определить приближенно. Для трапециевидного незакрученного крыла САХ определяется **путем геометрического построения**. Для этого крыло самолета вычерчивается в плане (и в определенном масштабе). На продолжении корневой хорды откладывается отрезок, равный по величине концевой хорде (Рис. 15), а на продолжении концевой хорды (вперед) откладывается отрезок, равный корневой хорде. Концы отрезков соединяют прямой линией. Затем проводят среднюю линию крыла, соединяя прямые середины корневой и концевой хорд. Через точку пересечения этих двух линий и пройдет средняя аэродинамическая хорда (САХ).



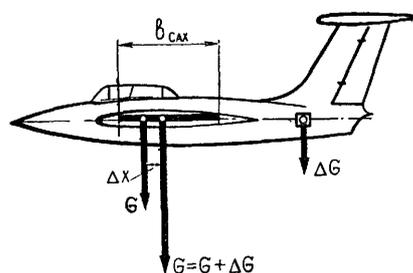
**Рис. 15 Геометрическое определение САХ**

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.



**Рис. 16 Положение центра тяжести самолета**



**Рис. 17 Расчет центровки при изменении веса самолета**

# АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

## ЛОБОВОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА

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

$$X_{кр} = X_{np} + X_{инд} + X_B. \quad (2.8)$$

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

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

$$X_{np} = X_D + X_{тр} \quad (2.9)$$

**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 (Рис. 18, на рисунке обозначено  $C_x$  - коэффициент профильного сопротивления).

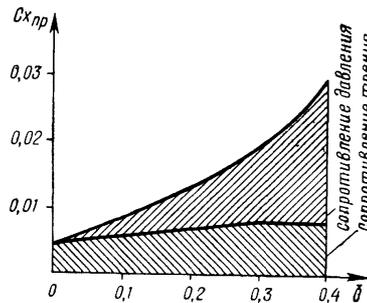


Рис. 18 График зависимости профильного сопротивления от толщины профиля

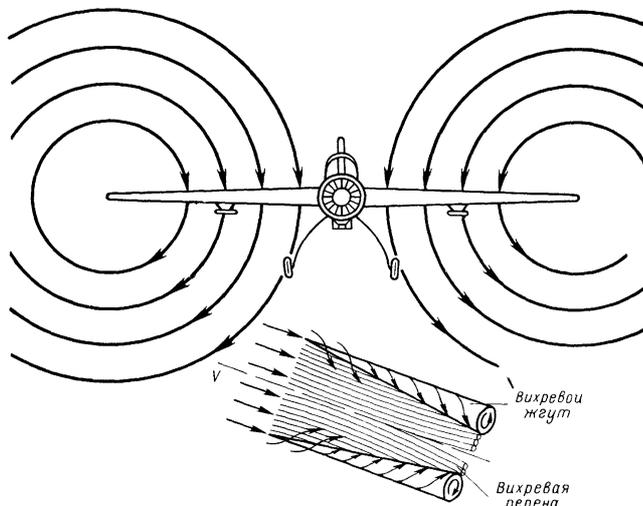
Чем больше относительная толщина  $C$  профиля, тем больше повышается давление перед крылом и больше уменьшается за крылом, на его задней кромке. В результате увеличивается разность давлений и, как следствие, увеличивается сопротивление давления. Обтекание воздушным потоком крыльев самолетов Як-52 и Як-55 в рабочем диапазоне углов атаки (линейный участок характеристики  $C_y = f(\alpha)$ ) происходит без отрыва пограничного слоя со всей поверхности профиля крыла, в результате этого сопротивление давления возникает из-за разности давлений передней части крыла и задней. Величина сопротивления давления невелика. Возникновение сопротивления давления сопровождается образованием слабых вихрей в спутной струе, образующейся из пограничного слоя.

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.

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА



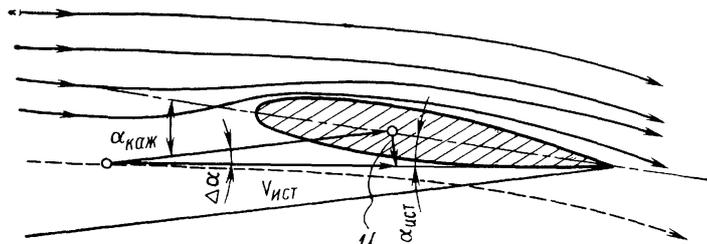
**Рис. 19 Обтекание крыла конечного размаха**

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. 18). 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 (Рис. 19).

Поток воздуха перетекает с нижней поверхности крыла на верхнюю и накладывается на воздушный поток, набегающий на верхнюю часть крыла, что приводит к образованию завихренной 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.



**Рис. 20 Отклонение воздушного потока вниз, вызванное вихревым шнуром**

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** (Рис. 20). Величина его зависит от значения вертикальной скорости, индуцированной вихревым жгутом, и скорости набегающего потока  $V$ :

$$\operatorname{tg}\Delta\alpha \approx \Delta\alpha = \frac{U}{V}. \quad (2.10)$$

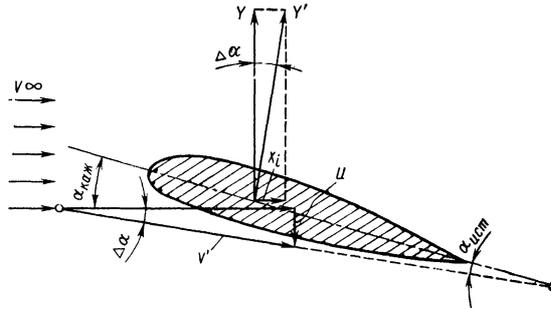
Поэтому благодаря скосу потока истинный угол атаки  $\alpha_{ист}$  крыла в каждом его сечении будет отличаться от геометрического или кажущегося угла атаки  $\alpha_{каж}$  на величину  $\Delta\alpha$  (Рис. 21):

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

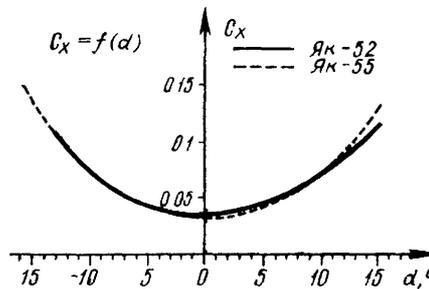
$$\alpha_{ист} \approx \alpha_{каж} - \Delta\alpha = \alpha_{каж} - \frac{U}{V}. \quad (2.11)$$

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:



**Рис. 21** Образование индуктивного сопротивления



**Рис. 22** Зависимость коэффициента лобового сопротивления  $C_x$  от угла атаки самолетов Як-52 и Як-55

$$Y = Y' \cos \Delta\alpha \approx Y'. \quad (2.12)$$

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

$$X_1 = Y' \operatorname{tg} \Delta\alpha \approx Y' \Delta\alpha. \quad (2.13)$$

Эта составляющая направлена по потоку и называется **индуктивным сопротивлением** (Рис. 21).

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

$$\Delta\alpha = A = \frac{C_y}{\lambda}. \quad (2.14)$$

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

Для крыльев самолетов коэффициент  $A$  равен

$$A = \frac{1}{\pi \cdot \lambda_{эф}} (1 + \delta). \quad (2.15)$$

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

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

Подставим значения формул (2.14), (2.15) в формулу (2.13), преобразуя ее, получим

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

$$X_i = C_{xi} \frac{\rho \cdot V^2}{2} S, \quad (2.16)$$

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

$$C_{xi} = \frac{C_y^2}{\pi \cdot \lambda}.$$

Он определяется по формуле. 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

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*

$$K = \frac{Y}{Q}, \quad (2.17)$$

где  $Y$  - подъемная сила, кг;

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

$$K = \frac{C_y}{C_x}. \quad (2.18)$$

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  $\theta$  (см. Рис. 13).

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

или

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{1}{K}. \quad (2.19)$$

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  $K = f(\alpha)$  (Рис. 23).

Из графика видно, что с увеличением угла атаки до определенной величины аэродинамическое качество возрастает. При некотором угле атаки качество достигает максимальной величины  $K_{\max}$ . 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.

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

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 (Рис. 24).

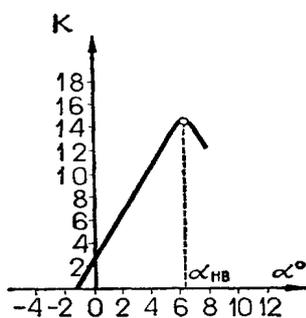


Рис. 23 График зависимости аэродинамического качества от угла атаки

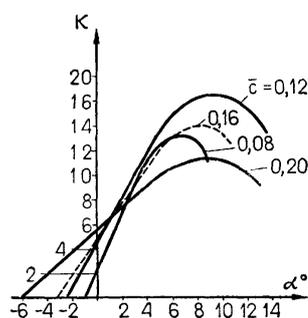


Рис. 24 Зависимость аэродинамического качества от угла атаки и толщины профиля

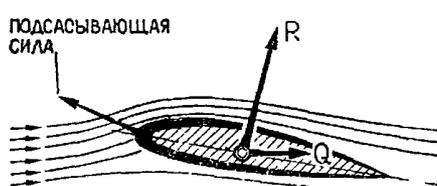


Рис. 25. Образование подсосывающей силы

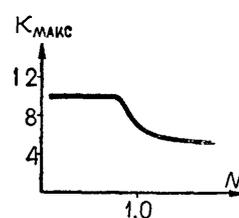


Рис. 26 Изменение аэродинамического качества крыла в зависимости от числа M

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  $\alpha_{наив}$ , когда подсосывающая сила может превышать силу трения (Рис. 25).

Для получения больших значений  $K_{макс}$  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 (вспомним  $C_{x_i} = \frac{C_y^2}{\pi \lambda}$ ) 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 (Рис. 26).

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

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

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. Из формулы подъемной силы и силы лобового сопротивления находим:

$$C_y = \frac{Y}{\frac{\rho v^2}{2} \cdot S}; \quad C_x = \frac{Q}{\frac{\rho v^2}{2} \cdot S}. \quad (2.20)$$

Такой расчет производится для каждого угла атаки. Результаты замеров и вычислений заносятся в таблицу.

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  $\varphi$ , где  $\varphi$  - угол наклона полной аэродинамической силы  $R$  к направлению скорости набегающего потока (при условии, если масштабы  $C_y$  и  $C_x$  взять одинаковыми).

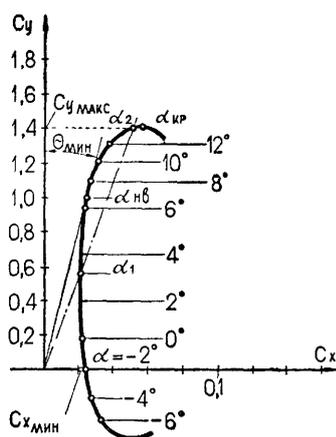


Рис. 27 Принцип построения поляры крыла

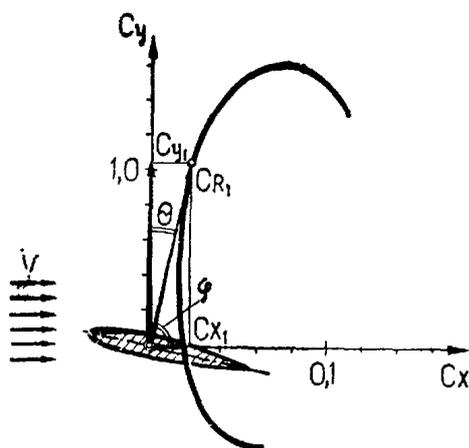


Рис. 28 Поляра крыла

Если из начала координат (Рис. 27), 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.

Так как коэффициенты  $C_y$  и  $C_x$  пропорциональны аэродинамическим силам, то нетрудно убедиться, что угол, заключенный между векторами  $C_r$  и  $C_y$ , представляет собой угол качества  $\theta$ . Угол качества  $\theta$  можно непосредственно измерять на поляре, построенной в равных масштабах  $C_y$  и  $C_x$ , а поскольку поляры построены, как правило, на разномасштабных коэффициентах  $C_y$  и  $C_x$ , то угол качества определяется из отношения

$$\frac{C_y}{C_x} = \text{ctg} \theta. \quad (2.21)$$

Поляра строится для вполне определенного крыла с заданными геометрическими размерами и формой профиля (Рис. 28). 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  $1^\circ$ .

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

**Наивыгоднейший угол атаки  $\alpha_{наив}$ .** 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  $\theta$ , на этом угле атаки, согласно формуле (2.19), будет минимальным. Поэтому для определения  $\alpha_{наив}$  нужно провести из начала координат касательную к полярю. 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 полярю, параллельную оси  $C_x$ . 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 полярю. В точках пересечения найдем углы атаки ( $\alpha_1$  и  $\alpha_2$ ) при полете, на которых аэродинамическое качество будет одинаково и обязательно меньше  $K_{макс}$ .

### ПОЛЯРА САМОЛЕТА

Одной из основных аэродинамических характеристик самолета является поляр самолета. Ранее было установлено, что 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  $C_{x_{вр}}$ , т. е.

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

Поэтому поляр самолета можно получить путем прибавления величины  $C_{x_{вр}}$  к  $C_x$  крыла на полярю крыла для соответствующих углов атаки. Поляр самолета будет при этом сдвинута вправо от поляры крыла на величину  $C_{x_{вр}}$  (Рис. 29). Обычно поляр 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 полярю самолета проставляются путем переноса по горизонтали углов атаки, размеченных на полярю крыла.

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

**Угол атаки нулевой подъемной силы  $\alpha$**  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  $90^\circ$ .

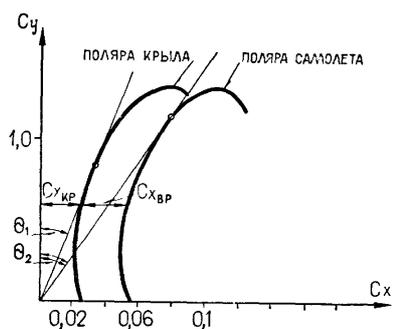


Рис. 29 Поляры крыла и самолета

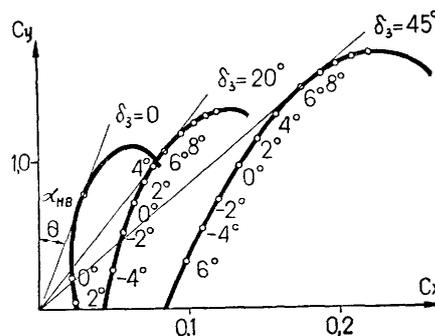


Рис. 30 Поляры самолета с выгнутыми закрылками

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

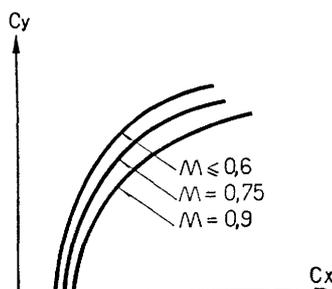
**Наивыгоднейший угол атаки ( $\alpha_{наив}$ )** соответствует наибольшему значению аэродинамического качества самолета. Графически этот угол, так же, как и для крыла, определяется путем проведения касательной к полярю из начала координат. Из графика видно, что наклон касательной к полярю самолета больше,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

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

$$\frac{C_y}{C_x} = K = \operatorname{tg} \frac{1}{\theta}, \quad (2.22)$$

то можно сделать вывод, что максимальное качество самолета в целом всегда меньше максимального аэродинамического качества отдельно взятого крыла.

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



**Рис. 31 Поляры самолета для различных чисел  $M$**

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

На Рис. 29 изображены поляры самолета в трех вариантах:

- закрылки убраны;
- закрылки выпущены во взлетное положение ( $\delta_3 = 20^\circ$ );
- закрылки выпущены в посадочное положение ( $\delta_3 = 45^\circ$ ).

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 требуемую 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.

Ранее нами были рассмотрены поляры крыла и самолета для таких скоростей полета (чисел  $M$ ), когда влиянием сжимаемости можно было пренебречь. 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.

$$C_{y_{\text{сж}}} = \frac{C_{y_{\text{несж}}}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}}, \quad (2.23)$$

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

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

До чисел  $M \approx 0,6 - 0,7$  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 (Рис. 31).

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  $C_{y_{\text{кр}}}^2$ . Аэродинамическое качество самолета с момента заметного проявления эффекта сжимаемости начинает уменьшаться.

# АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

## МЕХАНИЗАЦИЯ КРЫЛА

На современных самолетах с целью получения высоких летно-тактических характеристик, в частности для достижения больших скоростей полета, значительно уменьшены и площадь крыла и его удлинение. А это отрицательно сказывается на аэродинамическом качестве самолета и особенно на взлетно-посадочных характеристиках.

Для удержания самолета в воздухе в прямолинейном полете с постоянной скоростью необходимо, чтобы подъемная сила была равна весу самолета -  $Y = G$ . Но так как

$$Y = C_y \frac{\rho v^2}{2} \cdot S,$$

то и

$$G = C_y \frac{\rho v^2}{2} \cdot S. \quad (2.24)$$

Из формулы (2.24) следует, что для удержания самолета в воздухе на наименьшей скорости (при посадке, например) нужно, чтобы коэффициент подъемной силы  $C_y$  был наибольшим. Однако  $C_y$  можно увеличивать путем увеличения угла атаки только до  $\alpha_{крит}$ . Увеличение угла атаки больше критического приводит к срыву потока на верхней поверхности крыла и к резкому уменьшению  $C_y$ , что недопустимо. Следовательно, для обеспечения равенства подъемной силы и веса самолета необходимо увеличить скорость полета  $v$ .

Вследствие указанных причин посадочные скорости современных самолетов довольно велики. Это сильно усложняет взлет и посадку и увеличивает длину пробега самолета.

С целью улучшения взлетно-посадочных характеристик и обеспечения безопасности на взлете и особенно посадке необходимо посадочную скорость по возможности уменьшить. Для этого нужно, чтобы  $C_y$  был возможно больше. Однако профили крыла, имеющие большое  $C_{у_{макс}}$ , обладают, как правило, большими значениями лобового сопротивления  $C_{х_{мин}}$ , так как у них большие относительные толщина и кривизна. А увеличение  $C_{х_{мин}}$  препятствует увеличению максимальной скорости полета. Изготовить профиль крыла, удовлетворяющий одновременно двум требованиям: получению больших максимальных скоростей и малых посадочных - **практически невозможно**.

Поэтому при проектировании профилей крыла самолета стремятся в первую очередь обеспечить максимальную скорость, а для уменьшения посадочной скорости применяют на крыльях специальные устройства, **называемые механизацией крыла**.

Применяя механизированное крыло, значительно увеличивают величину  $C_{у_{макс}}$ , что дает возможность уменьшить посадочную скорость и длину пробега самолета после посадки, уменьшить скорость самолета в момент отрыва и сократить длину разбега при взлете. Применение механизации улучшает устойчивость и управляемость самолета на больших углах атаки. Кроме того, уменьшение скорости при отрыве на взлете и при посадке увеличивает безопасность их выполнения и сокращает расходы на строительство взлетно-посадочных полос.

Итак, механизация крыла служит для улучшения взлетно-посадочных характеристик самолета путем увеличения максимального значения коэффициента подъемной силы крыла  $C_{у_{макс}}$ .

Суть механизации крыла состоит в том, что с помощью специальных приспособлений увеличивается кривизна профиля (в некоторых случаях и площадь крыла), вследствие чего изменяется картина обтекания. В результате получается увеличение максимального значения коэффициента подъемной силы.

Эти приспособления, как правило, выполняются управляемыми в полете: при полете на малых углах атаки (при больших скоростях полета) они не используются, а применяются лишь на взлете, на посадке, когда увеличение угла атаки не обеспечивает получения нужной величины подъемной силы.

Существуют следующие виды механизации крыла: **щитки, закрылки, предкрылки, отклоняемые носки крыла, управление пограничным слоем, реактивные закрылки**.

**Щиток** представляет собой отклоняющуюся поверхность, которая в убранном положении примыкает к нижней, задней поверхности крыла. Щиток является одним из самых простых и наиболее распространенных средств повышения  $C_{у_{макс}}$ .

Увеличение  $C_{у_{макс}}$  при отклонении щитка объясняется изменением формы профиля крыла, которое можно условно свести к увеличению эффективного угла атаки и вогнутости (кривизны) профиля.

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

При отклонении щитка образуется вихревая зона подсосывания между крылом и щитком. Пониженное давление в этой зоне распространяется частично на верхнюю поверхность профиля у задней кромки и вызывает отсос пограничного слоя с поверхности, лежащей выше по течению. За счет отсасывающего действия щитка предотвращается срыв потока на больших углах атаки, скорость потока над крылом возрастает, а давление уменьшается. Кроме того, отклонение щитка повышает давление под крылом за счет увеличения эффективной кривизны профиля  $\overline{f_{эф}}$  и эффективного угла атаки  $\alpha_{эф}$ .

Благодаря этому выпуск щитков увеличивает разность относительных давлений над крылом и под крылом, а следовательно, и коэффициент подъемной силы  $C_y$ .

На Рис. 35 показан график зависимости  $C_y$  от угла атаки для крыла с различным положением щитка: убранное, взлетное  $\delta_{щ} = 15^\circ$ , посадочное  $\delta_{щ} = 40^\circ$ .

При отклонении щитка вся кривая  $C_{yщ} = f(\alpha)$  смещается вверх почти эквидистантно кривой  $C_y = f(\alpha)$  основного профиля.

Из графика видно, что при отклонении щитка в посадочное положение ( $\delta_{щ} = 40^\circ$ ) приращение  $C_y$  составляет 50-60%, а критический угол атаки при этом уменьшается на 1-3°.

Для увеличения эффективности щитка конструктивно его выполняют таким образом, что при отклонении он одновременно смещается назад, к задней кромке крыла. Тем самым увеличиваются эффективность отсоса пограничного слоя с верхней поверхности крыла и протяженность зоны повышенного давления под крылом.

При отклонении щитка одновременно с увеличением коэффициента подъемной силы увеличивается и коэффициент лобового сопротивления, аэродинамическое качество крыла при этом уменьшается.

**Закрылок.** Закрылок представляет собой отклоняющуюся часть задней кромки крыла либо поверхность, выдвигаемую (с одновременным отклонением вниз) назад из-под крыла. По конструкции закрылки делятся на *простые (нецелевые), одноцелевые и многоцелевые*.



Рис. 32 Профиль крыла со щитком, смещающимся назад

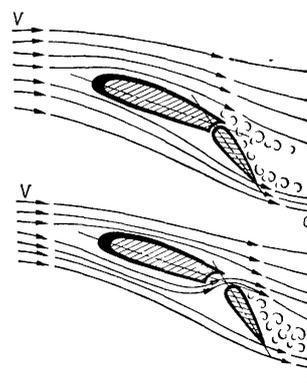


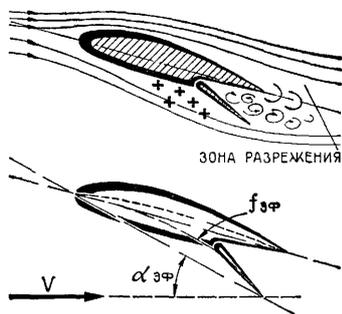
Рис. 33 Закрылки: а - нецелевой; б - щелевой

**Щелевой закрылок** увеличивает коэффициент подъемной силы  $C_y$  за счет увеличения кривизны профиля. При наличии между носком закрылка и крылом специально спрофилированной щели эффективность закрылка увеличивается, так как воздух, проходящий с большой скоростью через сужающуюся щель, препятствует набуханию и срыву пограничного слоя. Для дальнейшего увеличения эффективности закрылков иногда применяют двухщелевые закрылки, которые дают прирост коэффициента подъемной силы  $C_y$  профиля до 80%.

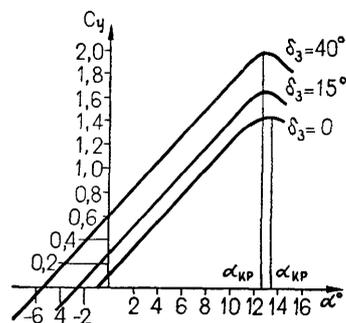
Увеличение  $C_{y\max}$  крыла при выпуске закрылков или щитков зависит от ряда факторов: их относительных размеров, угла отклонения, угла стреловидности крыла. На стреловидных крыльях эффективность механизации, как правило, меньше, чем у прямых крыльев. Отклонение закрылков, так же как и щитков, сопровождается не только повышением  $C_y$ , но в еще большей степени приростом  $C_x$ , поэтому аэродинамическое качество при выпущенной механизации уменьшается.

Критический угол атаки при выпущенных закрылках незначительно уменьшается, что позволяет получить  $C_{y\max}$  при меньшем подъеме носа самолета (Рис. 36).

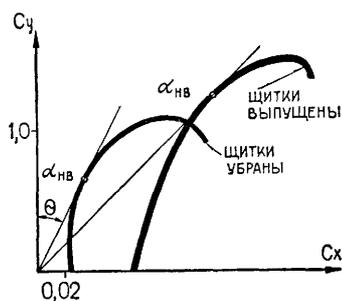
## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА



**Рис. 34** Профиль крыла с щитком



**Рис. 35** Влияние выпуска щитков на кривую  $C_y=f(\alpha)$



**Рис. 36** Поляра самолета с убранными и выпущенными щитками

Предкрылок представляет собой небольшое крылышко, находящееся впереди крыла (Рис. 37).

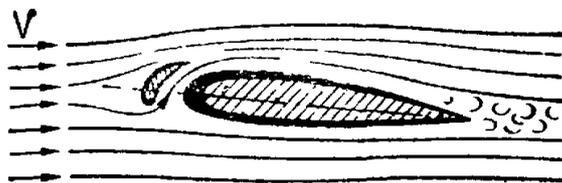
Предкрылки бывают фиксированные и автоматические.

Фиксированные предкрылки на специальных стойках постоянно закреплены на некотором удалении от носка профиля крыла. Автоматические предкрылки при полете на малых углах атаки плотно прижаты к крылу воздушным потоком. При полете на больших углах атаки происходит изменение картины распределения давления по профилю, в результате чего предкрылок как бы отсасывается. Происходит автоматическое выдвижение предкрылка (Рис. 38).

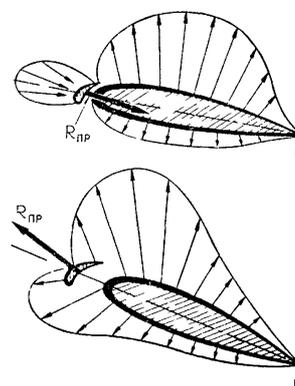
При выдвинутом предкрылке между крылом и предкрылком образуется суживающаяся щель. Увеличиваются скорость воздуха, проходящего через эту щель, и его кинетическая энергия. Щель между предкрылком и крылом спрофилирована таким образом, что воздушный поток, выходя из щели, с большой скоростью направляется вдоль верхней поверхности крыла. Вследствие этого скорость пограничного слоя увеличивается, он становится более устойчивым на больших углах атаки и отрыв его отодвигается на большие углы атаки. Критический угол атаки профиля при этом значительно увеличивается (на  $10^\circ$ - $15^\circ$ ), а  $C_{y_{\max}}$  увеличивается в среднем на 50% (Рис. 39).

Обычно предкрылки устанавливаются не по всему размаху, а только на его концах. Это объясняется тем, что, кроме увеличения коэффициента подъемной силы, увеличивается эффективность элеронов, а это улучшает поперечную устойчивость и управляемость. Установка предкрылка по всему размаху значительно увеличила бы критический угол атаки крыла в целом, и для его реализации на посадке пришлось бы стойки основных ног шасси делать очень высокими.

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА



*Рис. 37 Предкрылок*



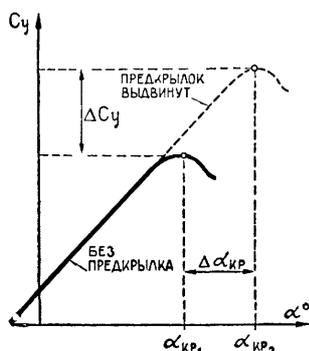
*Рис. 38 Принцип действия автоматического предкрылка: а - малые углы атаки; б - большие углы атаки*

**Фиксированные предкрылки** устанавливаются, как правило, на нескоростных самолетах, так как такие предкрылки значительно увеличивают лобовое сопротивление, что является помехой для достижения больших скоростей полета.

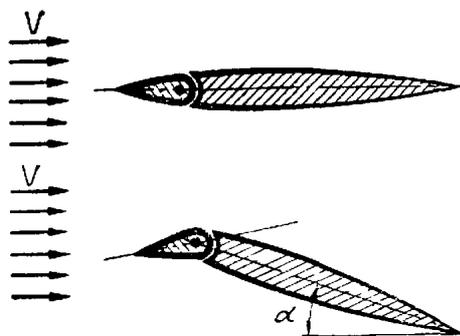
**Отклоняемый носок** (Рис. 40) применяется на крыльях с тонким профилем и острой передней кромкой для предотвращения срыва потока за передней кромкой на больших углах атаки.

Изменяя угол наклона подвижного носка, можно для любого угла атаки подобрать такое положение, когда обтекание профиля будет безотрывным. Это позволит улучшить аэродинамические характеристики тонких крыльев на больших углах атаки. Аэродинамическое качество при этом может возрасти.

Искривление профиля отклонением носка повышает  $C_{у\max}$  крыла без существенного изменения критического угла атаки.



*Рис. 39 Кривая  $C_y = f(\alpha)$  для крыла с предкрылками*



*Рис. 40 Отклоняемый носок крыла*

**Управление пограничным слоем** (Рис. 41) является одним из наиболее эффективных видов механизации крыла и сводится к тому, что пограничный слой либо отсасывается внутрь крыла, либо сдувается с его верхней поверхности.

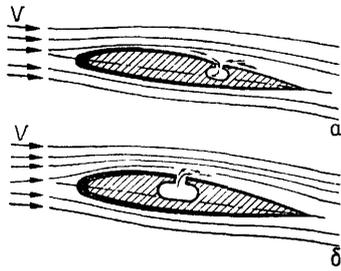
Для отсоса пограничного слоя или для его сдувания применяют специальные вентиляторы либо используют компрессоры самолетных газотурбинных двигателей.

Отсасывание заторможенных частиц из пограничного слоя внутрь крыла уменьшает толщину слоя, увеличивает его скорость вблизи поверхности крыла и способствует безотрывному обтеканию верхней поверхности крыла на больших углах атаки.

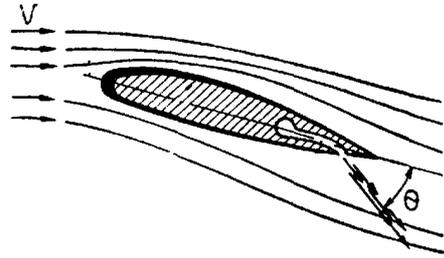
Сдувание пограничного слоя увеличивает скорость движения частиц воздуха в пограничном слое, тем самым предотвращает срыв потока.

Управление пограничным слоем дает хорошие результаты в сочетании с щитками или закрылками.

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА



*Рис. 41 Управление пограничным слоем*



*Рис. 42 Реактивный закрылок*

**Реактивный закрылок** (Рис. 42) представляет струю газов, вытекающую с большой скоростью под некоторым углом вниз из специальной щели, расположенной вблизи задней кромки крыла. При этом струя газа воздействует на поток, обтекающий крыло, подобно отклоненному закрылку, вследствие чего перед реактивным закрылком (под крылом) давление повышается, а позади его понижается, вызывая увеличение скорости движения потока над крылом. Кроме того образуется реактивная сила  $R$ , создаваемая вытекающей струей.

Эффективность действия реактивного закрылка зависит от угла атаки крыла, угла выхода струи  $\theta$  и величины силы тяги  $R$ . Их используют для тонких, стреловидных крыльев малого удлинения. Реактивный закрылок позволяет увеличить коэффициент подъемной силы  $C_{у\max}$  в 5-10 раз.

Для создания струи используются газы, выходящие из турбореактивного двигателя.

### ПЕРЕМЕЩЕНИЕ ЦЕНТРА ДАВЛЕНИЯ КРЫЛА И САМОЛЕТА

**Центром давления крыла** называется точка пересечения равнодействующей аэродинамических сил с хордой крыла.

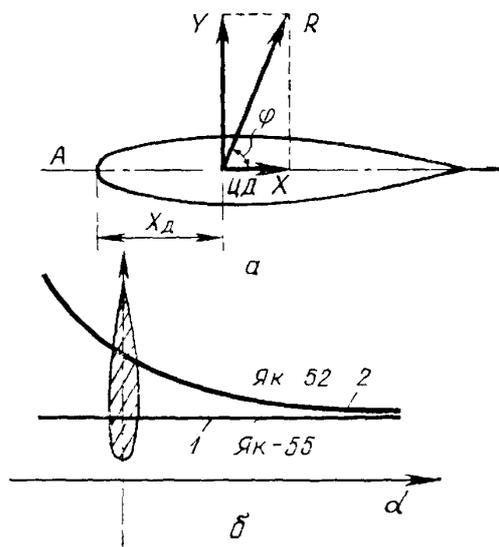
Положение центра давления определяется его координатой  $X_D$  - расстоянием от передней кромки крыла, которое может быть выражено в долях хорды

$$\frac{X_D}{B} = \overline{X_D}.$$

Направление действия силы  $R$  определяется углом  $\varphi$ , образуемым с направлением невозмущенного воздушного потока (Рис. 43, а). Из рисунка видно, что

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{Y}{X} = K, \quad (2.25)$$

где  $K$  - аэродинамическое качество профиля.



*Рис. 43 Центр давления крыла и изменение его положения в зависимости от угла атаки*

## АЭРОДИНАМИКА САМОЛЕТА

Положение центра давления зависит от формы профиля и угла атаки. На Рис. 43, б показано, как изменяется положение центра давления в зависимости от угла атаки для профилей самолетов Як 52 и Як-55, кривая 1 - для самолета Як-55, кривая 2 - для самолета Як-52.

Из графика видно, что положение ЦД при изменении угла атаки у симметричного профиля самолета Як-55 остается неизменным и находится примерно на 1/4 расстояния от носка хорды.

Таблица 1

нагрузка	Обозначение веса (груза)
Пустой самолет	$G_{\Pi}$
Взлетный вес	$G_{\text{взл}}$
Летчик в передней кабине	$G_1$
Летчик в задней кабине	$G_2$
Топливо в баках	$G_T$
Масло в баках	$G_M$

При изменении угла атаки изменяется распределение давления по профилю крыла, и поэтому центр давления перемещается вдоль хорды (для несимметричного профиля самолета Як-52), как показано на Рис. 44. Например, при отрицательном угле атаки самолета Як 52, примерно равном  $-1^\circ$ , силы давления в носовой и хвостовой частях профиля направлены в противоположные стороны и равны. Этот угол атаки называется углом атаки нулевой подъемной силы.

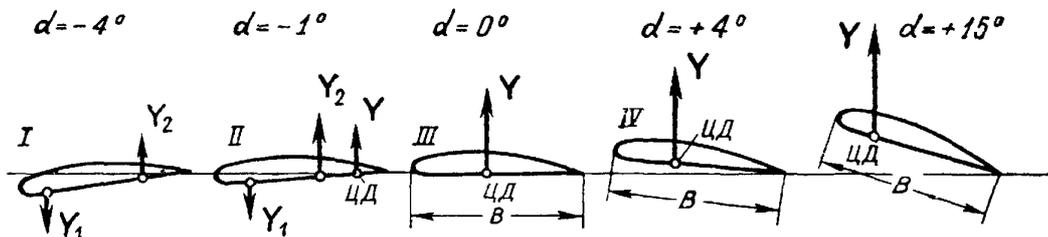


Рис. 44 Перемещение центра давления крыла самолета Як-52 при изменении угла атаки

При несколько большем угле атаки силы давления, направленные вверх, больше силы, направленной вниз, их равнодействующая  $Y$  будет лежать за большей силой (II), т. е. центр давления окажется расположенным в хвостовой части профиля. При дальнейшем увеличении угла атаки местонахождение максимальной разности давлений передвигается все ближе к носовой кромке крыла, что, естественно, вызывает перемещение ЦД по хорде к передней кромке крыла (III, IV).

Наиболее переднее положение ЦД при критическом угле атаки  $\alpha_{кр} = 18^\circ$  (V).