

Аэродинамические силы

("Аэродинамика и динамика полета самолета" Вотяков А.А.; Каюнов Н.Т., глава 2)

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

Крылья современных самолетов по форме в плане могут быть (Рис.1): 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.

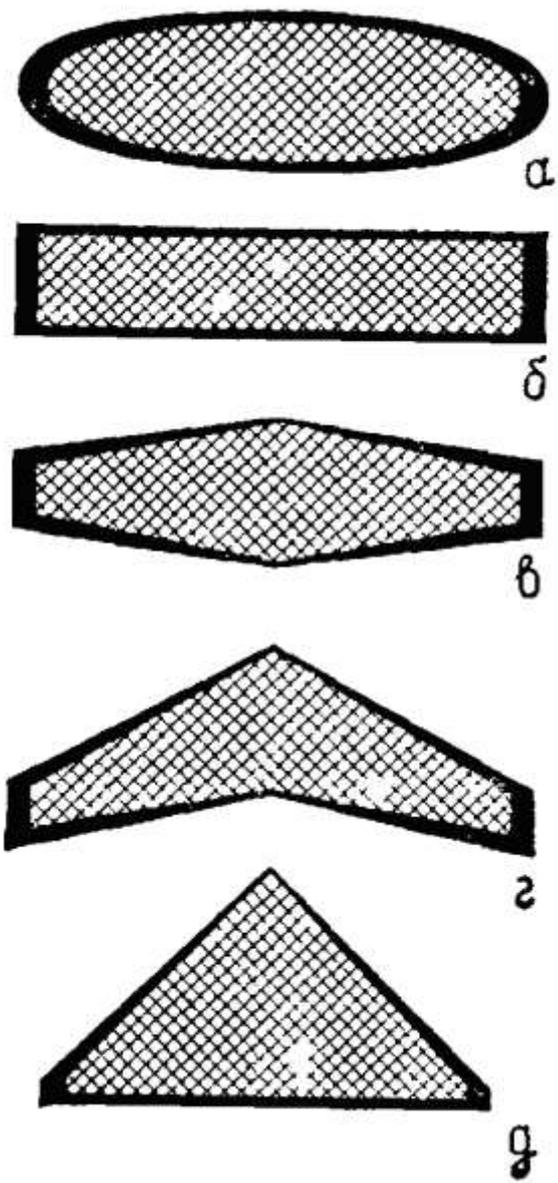


Рис.1. Формы крыльев в плане

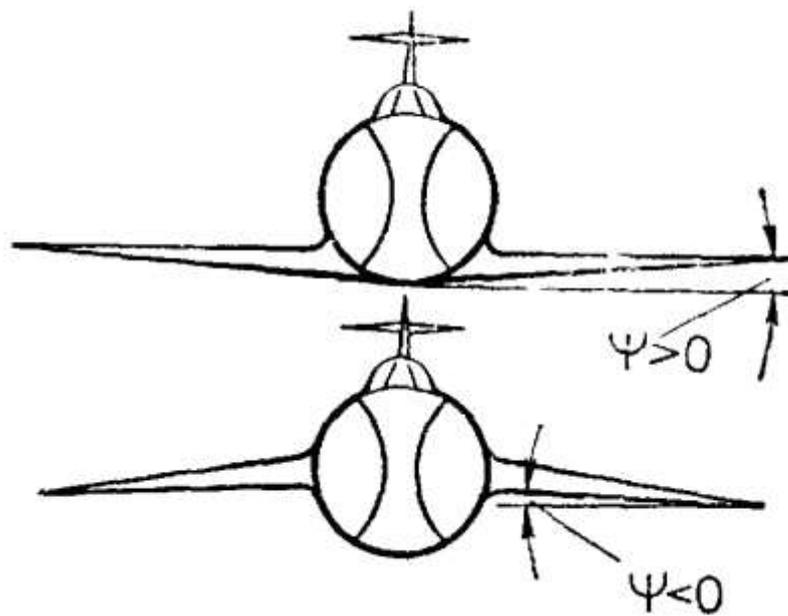


Рис.2. Угол поперечного V крыла

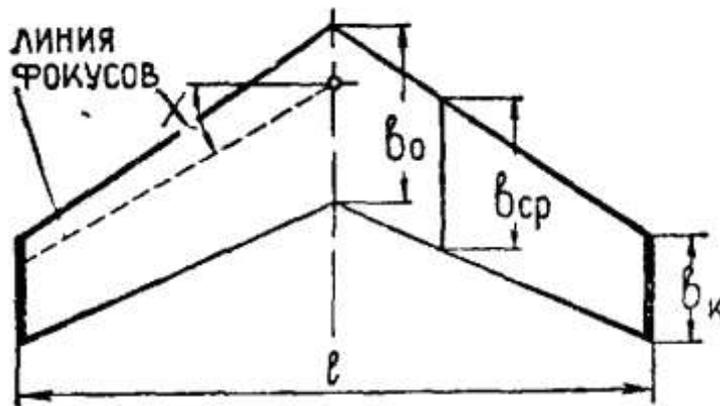


Рис.3. Геометрические характеристики крыла

Форма крыла в плане характеризуется размахом, площадью удлинением, сужением, стреловидностью (Рис.3) и поперечным V (Рис.2)

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

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

Удлинением крыла λ называется отношение размаха крыла к средней хорде.

Сужением крыла η называется отношение осевой хорды к концевой хорде.

Углом стреловидности χ 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) 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.2). У современных самолетов угол поперечного V колеблется от $+5^\circ$ до -15° .

Основными характеристиками профиля являются: хорда профиля, относительная толщина, относительная кривизна (Рис.4).

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

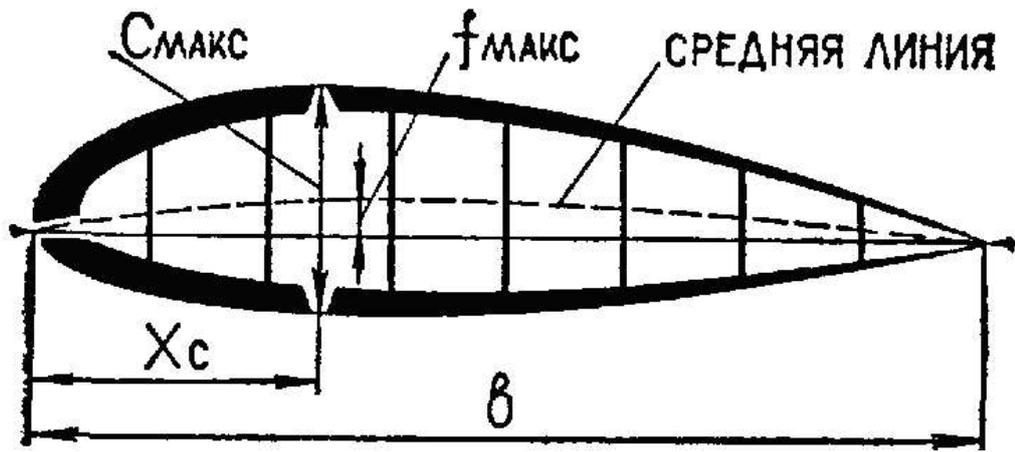


Рис.4. Геометрические характеристики профиля:

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

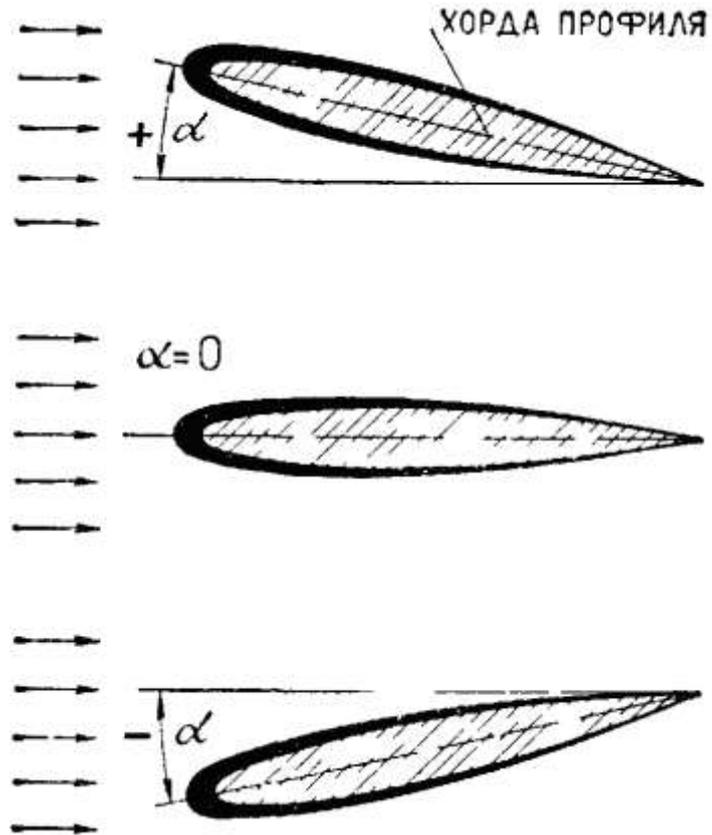


Рис.5. Углы атаки крыла

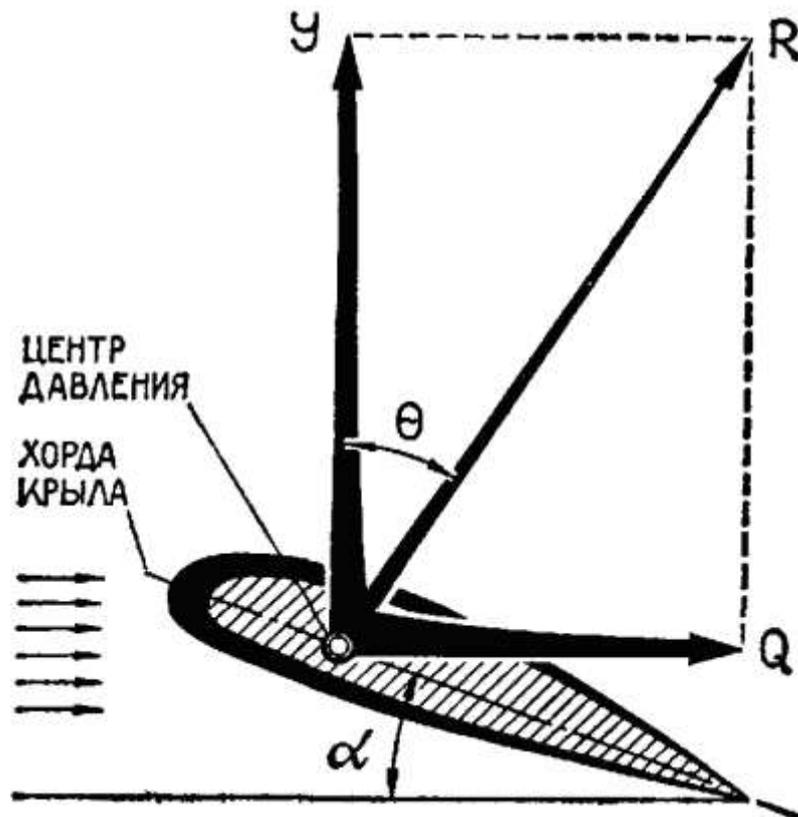


Рис.6. Полная аэродинамическая сила и точка ее приложения

R - полная аэродинамическая сила; Y - подъемная сила; Q - сила лобового сопротивления; α - угол атаки; θ - угол качества

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.

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.7).

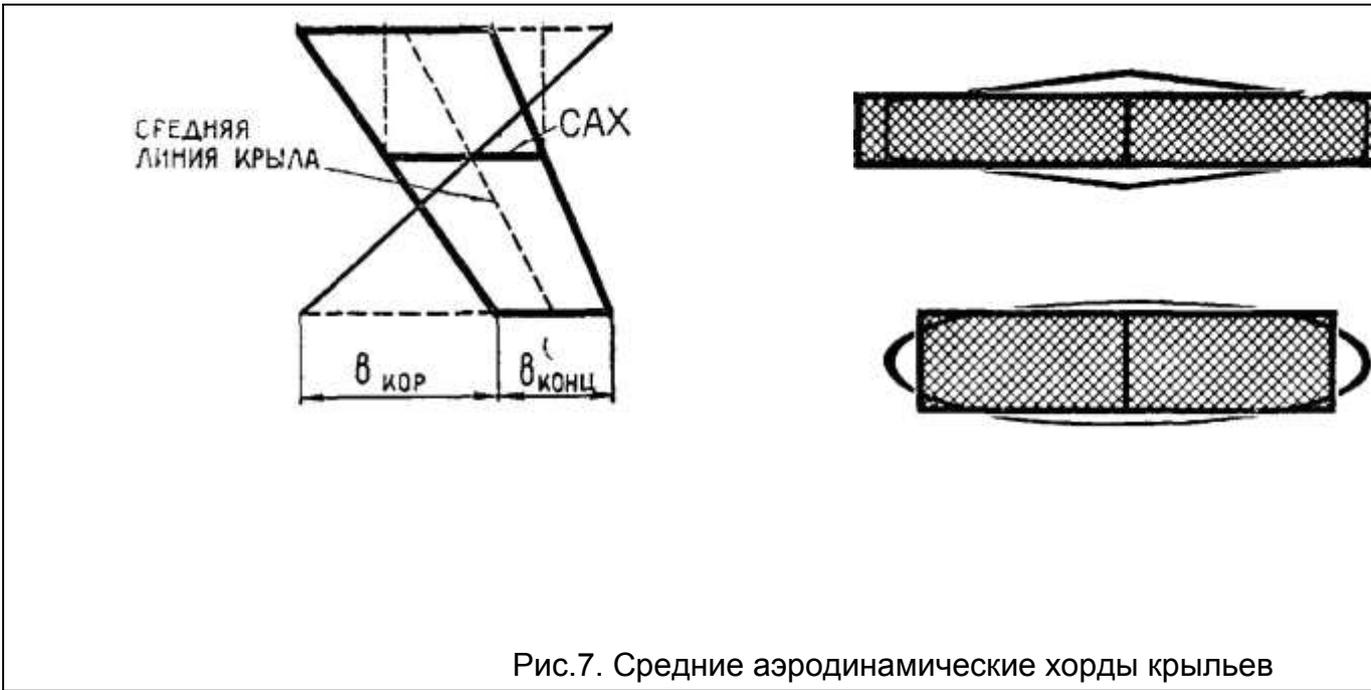


Рис.7. Средние аэродинамические хорды крыльев

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.

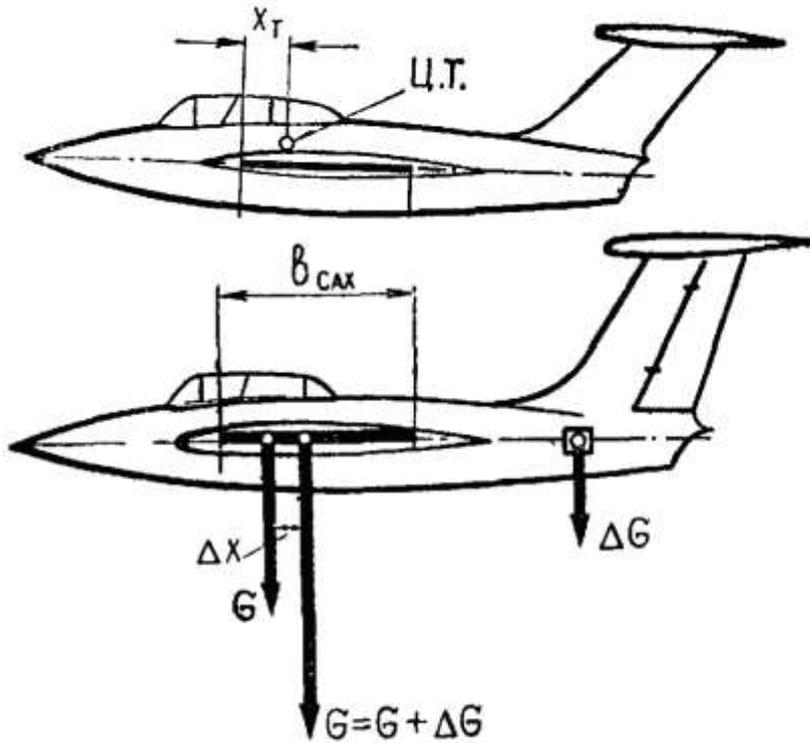


Рис.8. Положение центра тяжести самолета

Лобовое сопротивление крыла

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

$$X_{кр} = X_{пр} + X_{инд} + X_{в}. \quad (1)$$

Профильное сопротивление складывается из сопротивления давления и сопротивления трения:

$$X_{пр} = X_{д} + X_{тр} \quad (2)$$

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.

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).

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.

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

$$K = \frac{Y}{X} \quad (3)$$

где Y - подъемная сила, кг; X - сила лобового сопротивления, кг.

Подставив в формулу значения Y и X , получим

$$K = \frac{C_y}{C_x}. \quad (4)$$

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 крыла, как видно из формулы (4), 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 угла атаки на аэродинамическое качество

По известным значениям аэродинамических коэффициентов C_y и C_x для различных углов атаки строят график $K = f(\alpha)$ (Рис.9).

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 α_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.

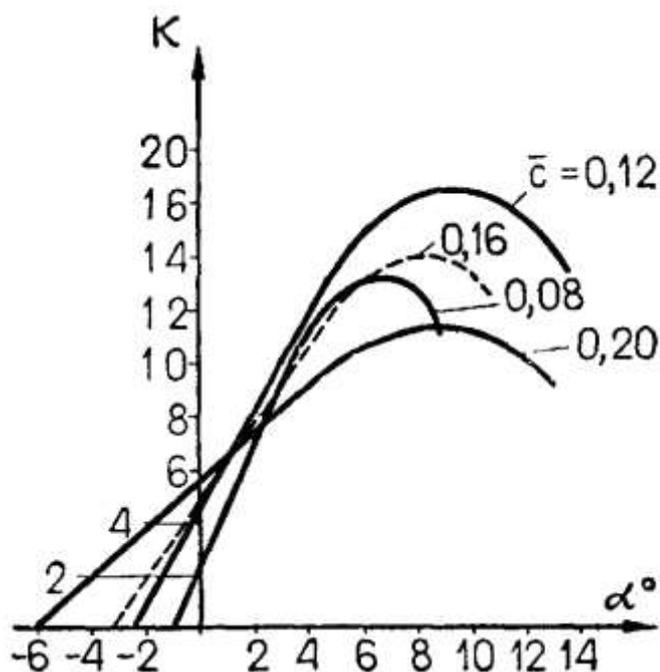


Рис.9. Зависимость аэродинамического качества от угла атаки и толщины профиля

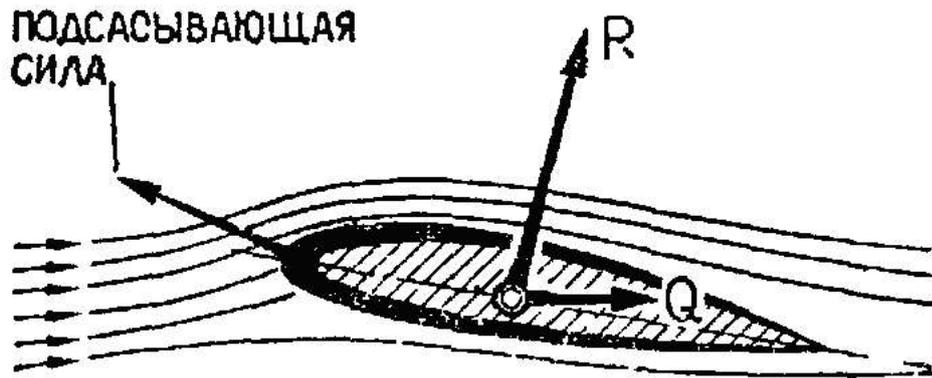


Рис.10. Образование подсосывающей силы

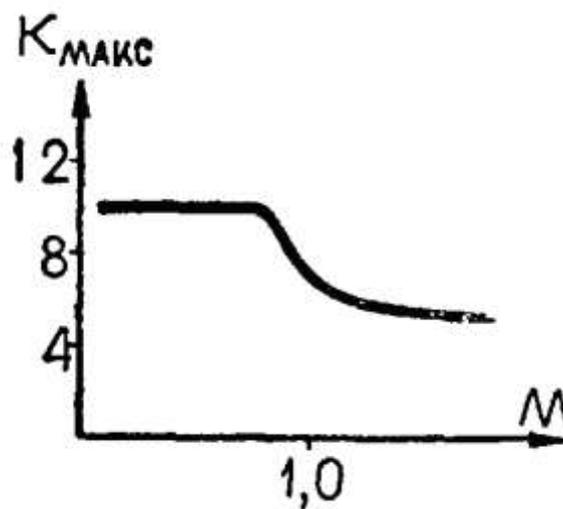


Рис.11. Изменение аэродинамического качества крыла в зависимости от числа M

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 $\alpha_{наиб}$, когда подсосывающая сила может превышать силу трения (Рис.10).

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 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.11).

Состояние поверхности крыла (шероховатость, волнистость, отступление от заданной формы) влияет на величину профильного сопротивления. Поэтому, улучшая состояние поверхности крыла (или поддерживая ее в хорошем состоянии), можно добиться повышения аэродинамического качества самолета.

Построение аэродинамических характеристик крыла и самолета. Поляра крыла.

Для различных расчетов летных характеристик крыла особенно важно знать одновременное изменение C_y и C_x в диапазоне летных углов атаки. Для этой цели строится график зависимости коэффициента C_y от C_x , называемый полярой.

Для построения поляры для данного крыла, крыло (или его модель) продувается в аэродинамической трубе при различных углах атаки. При продувке для каждого угла атаки аэродинамическими весами измеряются величины подъемной силы Y и силы лобового сопротивления X . Определив величины сил Y и X для данного профиля, вычисляют их аэродинамические коэффициенты. Из формулы подъемной силы и силы лобового сопротивления находим:

$$C_y = \frac{Y}{\frac{\rho v^2}{2} \cdot S}; \quad C_x = \frac{X}{\frac{\rho v^2}{2} \cdot S}. \quad (5)$$

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

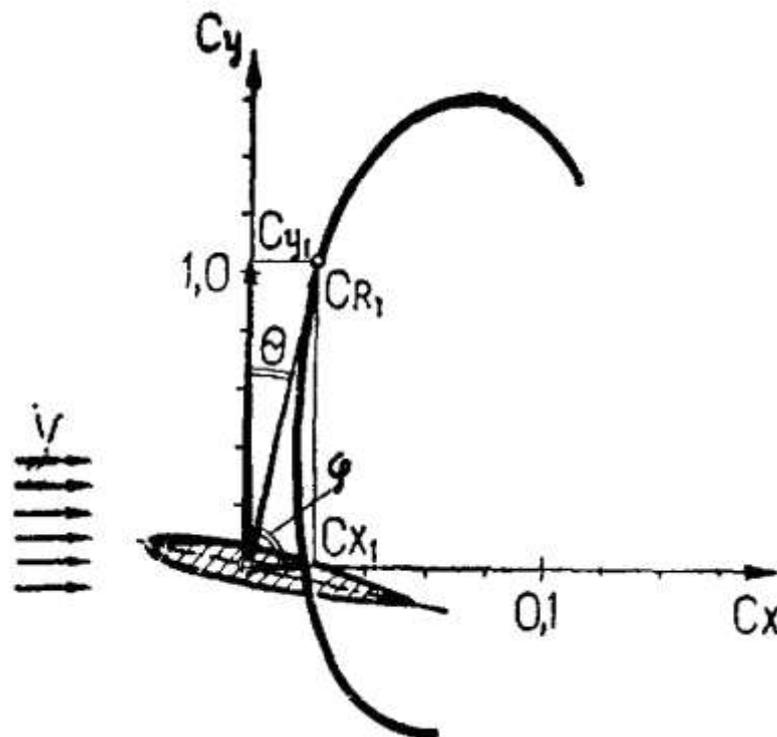


Рис.12. Поляра крыла

Если из начала координат (Рис.12), 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.

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 α_l находится на пересечении поляры с осью C_x . При этом угле атаки коэффициент подъемной силы равен нулю ($C_y = 0$).

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

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, будет минимальным. Поэтому для определения $\alpha_{наив.}$ нужно провести из начала координат касательную к поляре. Точка касания будет соответствовать $\alpha_{наив.}$ Для современных крыльев $\alpha_{наив.}$ лежит в пределах $4 - 6^\circ$.

Критический угол атаки $\alpha_{крит.}$ Для определения критического угла атаки необходимо провести касательную к поляре, параллельную оси 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 поляре. В точках пересечения найдем углы атаки

(α_1 и α_2) при полете, на которых аэродинамическое качество будет одинаково и обязательно меньше K_{\max} .

Поляра самолета

Одной из основных аэродинамических характеристик самолета является поляра самолета. Ранее было установлено, что коэффициент подъемной силы крыла $C_{y_{кр}}$ 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 поляру самолета можно получить путем прибавления величины $C_{x_{вр}}$ к C_x крыла на поляре крыла для соответствующих углов атаки. Поляра самолета будет при этом сдвинута вправо от поляры крыла на величину $C_{x_{вр}}$.

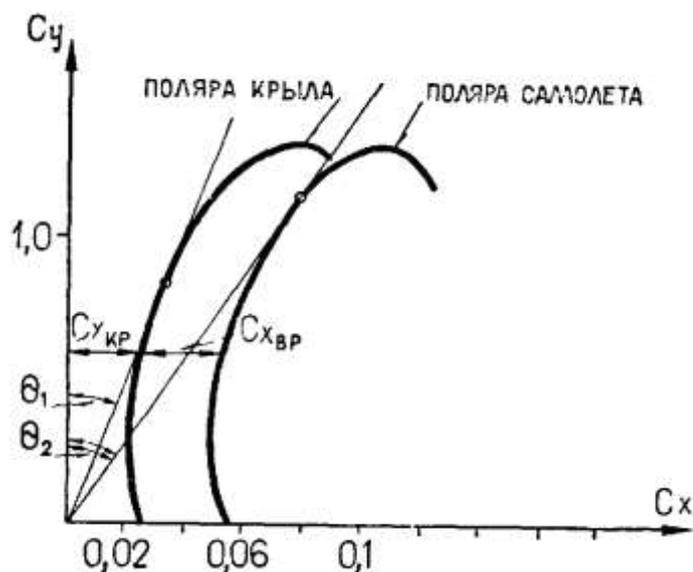


Рис.13. Поляры крыла и самолета

Обычно поляру самолета строят, используя данные зависимостей $C_y=f(\alpha)$ и $C_x=f(\alpha)$, полученных экспериментально путем продувок моделей в аэродинамических трубах.

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

Угол атаки нулевой подъемной силы α самолета практически не отличается от угла атаки нулевой подъемной силы крыла. Так как на угле α_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° .

Угол атаки, при котором коэффициент лобового сопротивления имеет минимальную величину ($C_{x_{\min}}$) находится проведением параллельно оси C_y касательной к поляре. При полете на этом угле атаки будут наименьшие потери

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.

$$C_{y_{сж}} = \frac{C_{y_{несж}}}{\sqrt{1 - M_{\infty}^2}}, \quad (6)$$

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 $C_{y_{сж}}$.

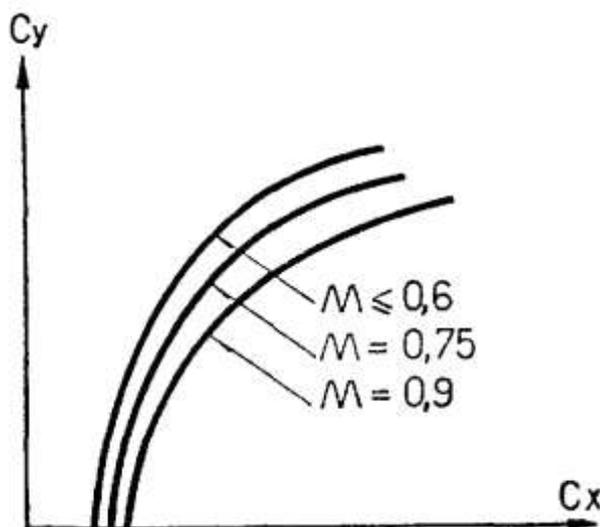


Рис.15. Поляры самолета для различных чисел M

До чисел $M < 0,6$ 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.15).

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.

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 φ , образуемым с направлением невозмущенного воздушного потока (Рис. , а). Из рисунка видно, что

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{Y}{X} = K, \quad (2.7)$$

где K - аэродинамическое качество профиля.

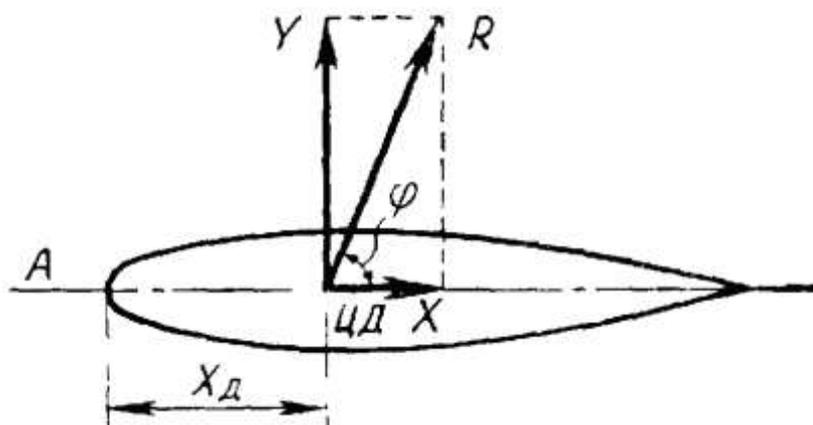


Рис.16. Центр давления крыла и изменение его положения в зависимости от угла атаки

Положение центра давления зависит от формы профиля и угла атаки. При изменении угла атаки изменяется распределение давления по профилю крыла, и поэтому центр давления перемещается вдоль хорды как показано на рис.17. Например, при отрицательном угле атаки самолета, силы давления в носовой и хвостовой частях профиля направлены в противоположные стороны и равны. Этот угол атаки называется углом атаки нулевой подъемной силы.

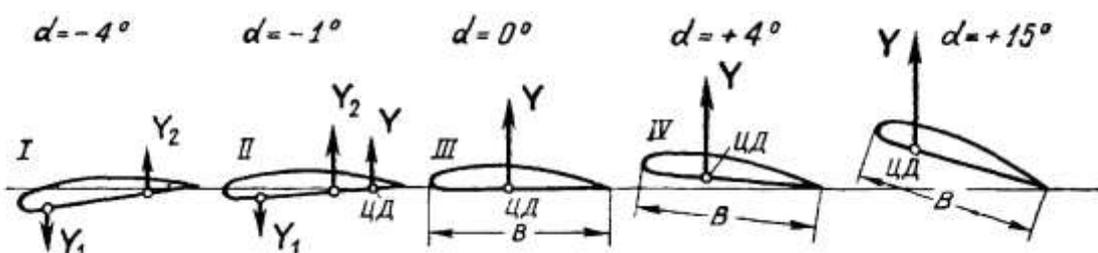


Рис.17. Перемещение центра давления крыла самолета при изменении угла атаки

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 $\alpha_{кр}$ (V).