

**К.П. Петров**

**Аэродинамика элементов летательных  
аппаратов**

**Москва  
«Книга по Требованию»**

УДК 030  
ББК 92  
К11

К11 **К.П. Петров**  
Аэродинамика элементов летательных аппаратов / К.П. Петров – М.: Книга по Требованию, 2024. – 272 с.

**ISBN 978-5-458-32497-7**

Для инженерно-технических работников, занимающихся аэродинамикой и компоновкой летательных аппаратов.

**ISBN 978-5-458-32497-7**

© Издание на русском языке, оформление  
«УОУО Media», 2024  
© Издание на русском языке, оцифровка,  
«Книга по Требованию», 2024

Эта книга является репринтом оригинала, который мы создали специально для Вас, используя запатентованные технологии производства репринтных книг и печати по требованию.

Сначала мы отсканировали каждую страницу оригинала этой редкой книги на профессиональном оборудовании. Затем с помощью специально разработанных программ мы произвели очистку изображения от пятен, клякс, перегибов и попытались отбелить и выровнять каждую страницу книги. К сожалению, некоторые страницы нельзя вернуть в изначальное состояние, и если их было трудно читать в оригинале, то даже при цифровой реставрации их невозможно улучшить.

Разумеется, автоматизированная программная обработка репринтных книг – не самое лучшее решение для восстановления текста в его первоизданном виде, однако, наша цель – вернуть читателю точную копию книги, которой может быть несколько веков.

Поэтому мы предупреждаем о возможных погрешностях восстановленного репринтного издания. В издании могут отсутствовать одна или несколько страниц текста, могут встретиться невыводимые пятна и кляксы, надписи на полях или подчеркивания в тексте, нечитаемые фрагменты текста или загибы страниц. Покупать или не покупать подобные издания – решать Вам, мы же делаем все возможное, чтобы редкие и ценные книги, еще недавно утраченные и несправедливо забытые, вновь стали доступными для всех читателей.



## ОСНОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

- $X$  — продольная сила  
 $Y$  — нормальная сила  
 $Z$  — поперечная сила  
 $X_a$  — сила лобового сопротивления  
 $Y_a$  — подъемная сила  
 $Z_a$  — боковая сила  
 $c_x$  — коэффициент продольной силы  
 $c_y$  — коэффициент нормальной силы  
 $c_z$  — коэффициент поперечной силы  
 $c_{x_a}$  — коэффициент лобового сопротивления  
 $c_{x \text{ проф}}$  — коэффициент профильного сопротивления  
 $c_{x \text{ дав}}$  — коэффициент сопротивления давления  
 $c_{x \text{ тр}}$  — коэффициент сопротивления трения  
 $c_{x \text{ вол}}$  — коэффициент волнового сопротивления  
 $c_f$  — коэффициент местного трения  
 $c_F$  — средний коэффициент трения  
 $c_{y_a}$  — коэффициент подъемной силы  
 $K$  — аэродинамическое качество  
 $c_{z_a}$  — коэффициент боковой силы  
 $m_z$  — коэффициент момента тангажа  
 $m_y$  — коэффициент момента рыскания  
 $m_x$  — коэффициент момента крена  
 $m_{ш}$  — коэффициент шарнирного момента  
 $c_y^\alpha$  — производная коэффициента нормальной силы по углу атаки  
 $c_{y_a}^\alpha$  — производная коэффициента подъемной силы по углу атаки  
 $c_{y_a}^{\delta^h}$  — производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения руля высоты  
 $m_z^\alpha$  — производная коэффициента момента тангажа по углу атаки  
 $m_z^{c_y}$  — производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту нормальной силы  
 $m_z^{c_{y_a}}$  — производная коэффициента момента тангажа по коэффициенту подъемной силы  
 $m_x^{\delta^e}$  — производная коэффициента момента крена по углу отклонения элерона  
 $m_{ш}^\alpha$  — производная коэффициента шарнирного момента по углу атаки  
 $m_{ш}^{\delta^h}$  — производная коэффициента шарнирного момента по углу отклонения руля высоты  
 $m_{ш}^{\delta^e}$  — производная коэффициента шарнирного момента по углу отклонения элерона  
 $x_d$  — положение центра давления  
 $x_F$  — положение аэродинамического фокуса  
 $p$  — давление  
 $c_p$  — коэффициент давления  
 $\bar{p}$  — коэффициент относительного давления

$T$  — температура  
 $\varepsilon$  — угол скоса потока  
 $\varepsilon^\alpha$  — производная угла скоса потока по углу атаки  
 $\mu$  — коэффициент торможения скорости  
 $q$  — скоростной напор  
 $\rho$  — плотность воздуха  
 $\kappa$  — отношение удельных теплоемкостей  
 $V$  — скорость  
 $Re$  — число Рейнольдса (число Рейнольдса, подсчитанное по характерной длине  $Re_l$ ; по характерному диаметру  $Re_d$ ; по средней аэродинамической хорде —  $Re_{сax}$  и т. д.)  
 $M$  — число Маха  
 $\alpha$  — угол атаки  
 $\beta$  — угол скольжения  
 $\gamma$  — угол крена  
 $\delta$  — угол отклонения управляющего органа или механизации  
 $\tau$  — угол отклонения триммера  
 $\varphi$  — угол отклонения стабилизатора (или угол крутки крыла)  
 $\theta$  — полуугол при вершине конуса  
 $d$  — диаметр тела  
 $D$  — наибольший диаметр тела  
 $r$  — радиус  
 $R$  — наибольший радиус  
 $l$  — характерная длина  
 $S$  — характерная площадь  
 $\lambda$  — удлинение  
 $\eta$  — сужение  
 $\chi$  — угол стреловидности  
 $b$  — хорда профиля  
 $c$  — толщина профиля  
 $f$  — кривизна профиля  
 $x$  — расстояние в направлении продольной оси  $OX$   
 $y$  — расстояние в направлении нормальной оси  $OY$   
 $z$  — расстояние в направлении поперечной оси  $OZ$

#### Индексы

$k$  — крыло  
 $фюз$  — фюзеляж  
 $гон$  — гондола  
 $щ$  — щиток  
 $з$  — закрылок  
 $пкр$  — подкрылок  
 $пр$  — предкрылок  
 $п. н$  — поворотный носок  
 $инт$  — интерцептор  
 $г. о$  — горизонтальное оперение  
 $р$  — руль  
 $тр$  — Триммер  
 $в$  — руль высоты  
 $э$  — элерон  
 $ш$  — шарнир  
 $о. в$  — ось вращения  
 $о. к$  — осевая компенсация  
 $в. к$  — внутренняя компенсация  
 $к. к$  — конструктивная компенсация  
 $н. ч$  — носовая часть  
 $ц. ч$  — цилиндрическая часть  
 $к. ч$  — кормовая часть  
 $п. к$  — передняя кромка  
 $з. к$  — задняя кромка  
 $0,25$  — значение по линии  $0,25$  хорды крыла

0,50 — значение по линии 0,5 хорды крыла  
САХ — средняя аэродинамическая хорда  
сеч — сечение  
мид — миделево сечение  
т. о — точка отрыва  
т. п — точка присоединения  
ц. т — центр тяжести  
дав — давление  
 $\Delta$  — приращение  
0 — нулевое значение  
 $\infty$  — значение в невозмущенном потоке  
 $j$  — значение в струе  
max — максимальное значение  
min — минимальное значение  
ср — среднее значение  
сум — суммарное значение  
б — значение по бортовому сечению  
корн — значение по корневому сечению  
конц — значение по концевому сечению  
экв — эквивалентная величина  
сж — значение при наличии сжимаемости воздуха  
несж — значение при отсутствии сжимаемости воздуха  
вол — значение с учетом сжимаемости  
 $a$  — значение на срезе сопла  
кр — критическое значение

## ВВЕДЕНИЕ

Аэродинамика или точнее аэрогазодинамика изучает движение воздушной среды и действие ее на тела, находящиеся в ней. Ее принято делить на теоретическую и экспериментальную. Это деление всегда было условным, так как познание является комплексным процессом и предполагает получение данных, необходимых в практике. Это отчетливо понимали основоположники современной аэродинамики Н. Е. Жуковский, Л. Прандтль и другие, которые свои теоретические решения строили на основе наблюдений процессов, происходящих в природе, и всегда стремились тесно увязать теорию с опытом в целях решения практических задач.

Теоретическая аэродинамика или механика жидкости и газа [3] исследует и решает общие задачи с помощью точных и приближенных математических приемов интегрирования основных уравнений движения, уравнений переноса тепла и других уравнений, выражающих законы физических процессов в жидкости и газе.

Экспериментальная аэродинамика изучает физическое явление непосредственно путем опытов. Основным вопросом экспериментальной аэродинамики является вопрос о переносе результатов опыта (в частности, испытаний моделей) на летательный аппарат в условиях натурального полета.

Накопление фундаментальных теоретических и экспериментальных результатов, а также знания, полученные из практики проектирования летательных аппаратов, раздвинули рамки аэродинамики и привели к направлению, которое принято называть аэродинамикой летательных аппаратов. Это направление аэродинамики, используя данные теоретической и экспериментальной аэродинамики, решает практические задачи исследования, проектирования и создания летательных аппаратов различного назначения.

Следует иметь в виду, что имеет место большое многообразие различных видов и компоновок летательных аппаратов и условий их применения, а также быстрое их развитие и совершенствование. Вместе с этим отдельные части или элементы этих летательных аппаратов, такие как крыло и их профили, фюзеляжи и корпуса, органы управления и стабилизации и другие, являются общими и иногда различаются между собой меньше, чем компоновки самих летательных аппаратов. Поэтому настоящая книга касается аэродинамики летательных аппаратов, однако в ней рассматриваются аэродинамические характеристики отдельных частей летательных аппаратов в том виде, в каком они обычно встречаются на практике.

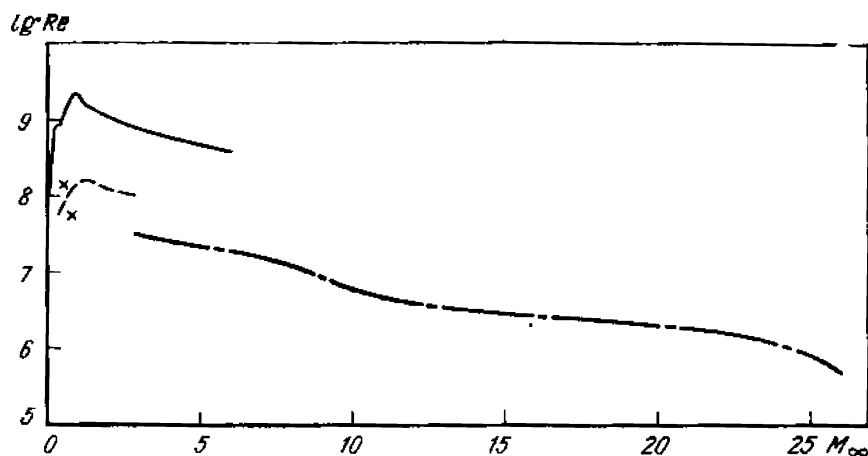


Рис. В.1 Области совместного изменения чисел  $Re$  и  $M_\infty$  для типичных летательных аппаратов

× × — дозвуковой пассажирский самолет; ····· — сверхзвуковой самолет; (число  $Re$  отнесено к САХ крыла); — — — гиперзвуковой пассажирский самолет; — · — · — орбитальный самолет (число  $Re$  отнесено к длине фюзеляжа)

Для того чтобы представить, каким режимам полета по числам  $M_\infty$  и  $Re$  соответствуют различные летательные аппараты, а значит, и их элементы, на рис. В.1 представлена диаграмма областей изменения значений чисел  $Re$  и  $M_\infty$  для типичных летательных аппаратов. Из этой диаграммы видно, что для определенных видов летательных аппаратов характерны отдельные области значений чисел  $M_\infty$  и  $Re$ . Однако области чисел  $M_\infty$  и  $Re$  одних и тех же частей, но содержащихся в компоновках различных летательных аппаратов, могут быть гораздо шире, что необходимо учитывать при исследовании и изучении их аэродинамических характеристик.

Обычно в экспериментальной аэродинамике с помощью аэродинамических труб, летающих моделей и других экспериментальных средств исследуются модели летательных аппаратов и их частей и по данным этих опытов находят безразмерные аэродинамические характеристики. При проектировании летательного аппарата решается обратная задача. По аэродинамическим коэффициентам ищутся размерные силы и моменты, действующие на летательный аппарат и его части.

Для правильного и единообразного применения аэродинамических коэффициентов при переходе к размерным силам и моментам, а также для правильного представления условий обтекания используются системы осей координат. Заметим, что для перехода от модели к натуре, необходимо еще соблюдать законы аэродинамического подобия, сводящиеся к получению в обоих случаях одинаковых критериев и чисел подобия.

В экспериментальной аэродинамике наиболее часто используют две системы осей координат — связанную и скоростную. Обе системы являются правыми и связаны с летательным аппаратом (рис. В.2).

Связанная система осей координат  $OXYZ$ , начало которой  $O$  обычно размещается в центре тяжести летательного аппарата или в условной точке, имеет продольную ось  $OX$ , нормальную ось  $OY$  и поперечную ось  $OZ$ , связанные с летатель-

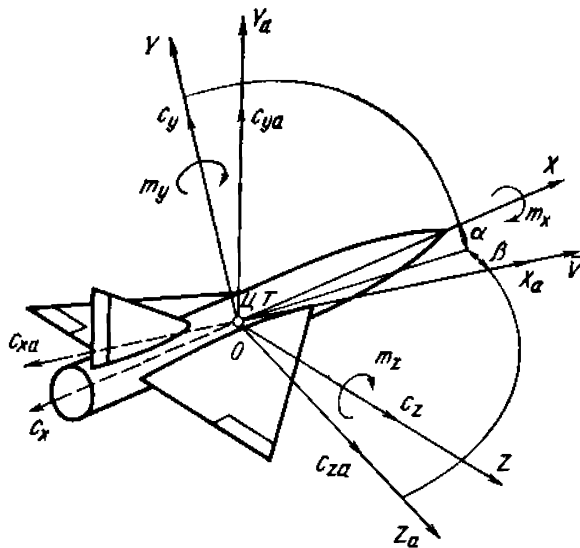


Рис. В 2. Схема скоростной и связанной систем осей координат:

$OY$  — нормальная ось;  $OY_a$  — ось подъемной силы,  $OX$  — продольная ось;  $OX_a$  — скоростная ось;  $OZ$  — поперечная ось;  $OZ_a$  — боковая ось

аппарата или со скоростью набегающего невозмущенного потока аэродинамической трубы. Ось подъемной силы располагается в плоскости симметрии или в плоскости, параллельной ей, и направлена к верхней или эквивалентной этому понятию части летательного аппарата. Боковая ось дополняет скоростную ось и ось подъемной силы до правой системы координат.

При ориентации летательного аппарата относительно вектора скорости набегающего потока обычно используют три угла. Угол атаки  $\alpha$  — угол между продольной осью и проекцией воздушной скорости на плоскость  $OXU$  связанной системы осей координат; он положителен, если проекция воздушной скорости на нормальную ось отрицательна. Угол скольжения  $\beta$  — угол между воздушной скоростью и плоскостью симметрии летательного аппарата; он положителен, если проекция воздушной скорости на поперечную ось положительна. Угол крена  $\gamma$  — угол между поперечной осью и осью  $OZ_g^*$ , смещенной в положение, соответствующее нулевому углу рыскания  $\psi$ ; угол крена положителен, если смещенная ось  $OZ_g$  совмещается с поперечной осью поворотом вокруг продольной оси по часовой стрелке.

Названия, обозначения и определения коэффициентов аэродинамических сил и моментов, действующих в системе связанных и скоростных осей координат, приведены в табл. В.1. (ГОСТ 20058—74). Там же приведены обозначения и определения коэффициентов аэродинамических сил и моментов, применявшихся в Советском Союзе до 1975 г. (ГОСТ 1075—41), а также обозначения и определения коэффициентов, используемых в США.

Пересчет коэффициентов сил и моментов из одной системы координат в другую производится по известным из аналитической геометрии формулам поворота осей координат на пространственные углы между ними. Чаще всего приходится пересчитывать коэффициенты для случая симметричного обтекания летательного аппарата, определяемого углом атаки  $\alpha$  при  $\beta = 0$ . В этом случае формулы пересчета существенно упрощаются.

При переходе от скоростной системы координат к связанной

$$\begin{aligned} c_x &= c_{xa} \cos \alpha - c_{ya} \sin \alpha; \\ c_y &= c_{xa} \sin \alpha + c_{ya} \cos \alpha. \end{aligned} \quad (B 1)$$

\* Нормальная земная система координат  $O_0X_gY_gZ_g$ , начало которой  $O_0$  фиксировано по отношению к Земле, ось направлена вверх по местной вертикали, а направление осей  $O_0X_g$  и  $O_0Z_g$  выбирается в соответствии с задачей.

ным аппаратом. Продольная ось располагается в плоскости симметрии или в плоскости, параллельной ей (если начало координат  $O$  помещено вне плоскости симметрии), и направлена от хвостовой к носовой части летательного аппарата. Нормальная ось располагается в плоскости симметрии или плоскости, параллельной ей (если начало координат  $O$  помещено вне плоскости симметрии), и направлена к верхней или эквивалентной этому понятию части летательного аппарата. Поперечная ось располагается перпендикулярно плоскости симметрии и направлена к правой части летательного аппарата.

Скоростная система осей координат  $OX_aY_aZ_a$ , начало координат  $O$  также обычно размещается в центре масс летательного аппарата или в условной точке, имеет скоростную ось  $OX_a$ , ось подъемной силы  $OY_a$  и боковую ось  $OZ_a$ . Скоростная ось совпадает с воздушной скоростью летательного аппарата.

Таблица В.1

Название (ГОСТ 20058—74)	Обозначение и определение (ГОСТ 20058—74)	Обозначение и определение (ГОСТ 1075—41)	Обозначение и определение США
Коэффициент продольной силы	$c_x = \frac{X}{qS}$	$c_t = \frac{T}{qS}$	$c_A = \frac{F_A}{qS}$
Коэффициент нормальной силы	$c_y = \frac{Y}{qS}$	$c_n = \frac{N}{qS}$	$c_N = \frac{F_N}{qS}$
Коэффициент поперечной силы	$c_z = \frac{Z}{qS}$	$c_{z_1} = \frac{z_1}{qS}$	$c_C = \frac{F_C}{qS}$
Коэффициент лобового сопротивления	$c_{xa} = \frac{X_a}{qS}$	$c_x = \frac{X}{qS}$	$c_D = \frac{F_D}{qS}$
Коэффициент подъемной силы	$c_{ya} = \frac{Y_a}{qS}$	$c_y = \frac{Y}{qS}$	$c_L = \frac{F_L}{qS}$
Коэффициент боковой силы	$c_{za} = \frac{z_a}{qS}$	$c_z = \frac{Z}{qS}$	$c_Y = \frac{F_S}{qS}$
Коэффициент момента крена	$m_x = \frac{M_x}{qSl}$	$m_x = \frac{M_x}{qSl}$	$c_l = \frac{M_x}{qSb}$
Коэффициент момента рыскания	$m_y = \frac{M_y}{qSl}$	$m = \frac{M_y}{qSl}$	$c_n = \frac{M_z}{qSb}$
Коэффициент момента тангажа	$m_z = \frac{M_z}{qSb_{CAH}}$	$m_z = \frac{M_z}{qSb_{CAH}}$	$c_m = \frac{M_y}{qSb}$

Примечание. В таблице приняты следующие условные обозначения:  $S$  — характерная площадь (площадь крыльев, миделево сечение и т. п.);  $l$  — характерная длина (расстояние от центра тяжести до шарниров руля высоты, размах крыльев и т. п.);  $q = \frac{\rho V_\infty^2}{2}$  — скоростной напор невозмущенного потока;  $b_{CAH} =$

$$= \frac{2}{S} \int_0^{l/2} b^2(z) dz — средняя аэродинамическая хорда крыла.$$

При переходе от связанной системы координат к скоростной

$$\begin{aligned} c_{x\alpha} &= c_x \cos \alpha + c_y \sin \alpha; \\ c_{y\alpha} &= -c_x \sin \alpha + c_y \cos \alpha. \end{aligned} \quad (B 2)$$

Измеренные или полученные расчетом коэффициенты сил и моментов обычно представляют в функции углов атаки, скольжения или крена при заданных числах  $Re$  и  $M_\infty$ . При малых значениях этих углов обычно имеет место безотрывное обтекание летательного аппарата и его частей и соответствующие зависимости аэродинамических коэффициентов изменяются линейно. Поэтому представляется возможным анализировать величины аэродинамических коэффициентов по их производным по соответствующим углам (например,  $\partial c_y / \partial \alpha = c_y^\alpha$ ,  $\partial m_z / \partial \alpha = m_z^\alpha$  и т. д.) и рассматривать их в зависимости от чисел  $M_\infty$  и  $Re$ .

Кроме суммарных сил и моментов, действующих на летательный аппарат и его отдельные части, исследуется и анализируется распределение местных сил давления по его поверхности в виде безразмерного коэффициента давления  $c_p = (p - p_\infty) / q$ . Полученные в эксперименте или рассчитанные коэффициенты давления обычно представляются в виде эпюр по отдельным сечениям летательного аппарата и его частей для заданных углов  $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\gamma$  и чисел  $M_\infty$  и  $Re$ .

При определении величины момента по известным величинам аэродинамических сил, действующих на летательный аппарат, необходимо знать положение центра давления, т. е. точку приложения аэродинамической силы. Центром давления принято считать точку пересечения линии действия результирующей аэродинамической силы с хордой крыла или продольной осью летательного аппарата. Однако понятием центра давления не всегда удобно пользоваться ввиду того, что при стремлении нормальной силы к нулю положение центра давления уходит в бесконечность. Поэтому в ряде случаев и в особенности при анализе устойчивости летательного аппарата более удобно пользоваться понятием аэродинамического фокуса.

Фокусом по углу атаки является точка, расположенная на линии пересечения плоскости  $OXZ$  связанной системы координат с плоскостью симметрии, относительно которой аэродинамический момент тангажа остается постоянным при малых изменениях одного угла атаки  $\alpha$ . Это определение применимо к летательному аппарату, к части летательного аппарата и к комбинации нескольких его частей. Понятие аэродинамического фокуса по углу атаки может быть распространено на случай угла скольжения или крена. Для летательных аппаратов, обладающих симметрией в плоскости  $OXY$ , положение центра давления совпадает с положением фокуса.

Ниже последовательно излагаются и приводятся исследования аэродинамических характеристик профилей, крыльев, механизации крыла, фюзеляжей, аэродинамических органов управления и интерференции между основными частями летательных аппаратов. Приведенный в книге материал является в основном экспериментальным\*, полученным в различных аэродинамических трубах как отечественных, так и зарубежных. Естественно, что это обстоятельство может сопровождаться некоторыми расхождениями в аэродинамических величинах.

---

\* Исследования Г. П. Свищева, В. В. Струминского, В. Г. Микеладзе, П. П. Красильщикова, Я. М. Серебрянского, К. К. Костюка, В. Т. Жданова, Г. А. Юдина и других, а также исследования автора.

# ГЛАВА 1. Аэродинамика профилей

## 1.1. ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЕ ЗАМЕЧАНИЯ

Аэродинамика крыльев, оперений и других близких к ним по форме и назначению частей летательных аппаратов в большой мере определяется формой их сечений в направлении обтекающего потока или так называемой формой профиля. И несмотря на то, что сам профиль не является отдельной деталью летательного аппарата, его изучение тем не менее представляет интерес. В чистом виде аэродинамика профиля рассматривается как аэродинамика сечения прямого крыла бесконечного размаха.

Профили, используемые при аэродинамической компоновке крыльев и оперений, по своим геометрическим и аэродинамическим характеристикам могут весьма существенно различаться в зависимости от особенностей тех задач, которые призваны решать соответствующие летательные аппараты.

Аэродинамические характеристики профилей крыльев и оперений должны обеспечивать летательному аппарату при заданной подъемной силе наименьшее сопротивление и необходимую устойчивость и управляемость на всех режимах полета (в том числе и на околокритических углах атаки, при которых отдельные участки крыла или оперения могут обтекаться в условиях отрыва потока от их поверхности). Для аппаратов с большой дальностью полета профили крыльев должны обладать еще и высоким значением аэродинамического качества на соответствующих этому полету значениях  $c_{ya}$ . Помимо отмеченных обычно возникает ряд дополнительных требований, предъявляемых к профилю. К таким требованиям, в первую очередь, следует отнести необходимость снижения величины момента тангажа при подъемной силе, равной нулю, обеспечение эффективности элеронов и рулей, расположенных на крыле или оперении и др. Кроме того, к геометрическим параметрам профиля могут предъявляться требования, связанные с конструкцией, прочностью и особенностями технологии (объемы, строительные высоты и пр.). Естественно, что все эти требования иногда являются весьма противоречивыми, поэтому развитие профилей сопровождается большой их специализацией.

Следует иметь в виду, что выбор профилей и аэродинамической компоновки крыла или оперения является взаимосвязанным процессом, так как, с одной стороны, удовлетворение заданных требований может достигаться как за счет свойств самого профиля, так и за счет формы крыла или оперения, а с другой стороны, выбор тех или иных профилей самым существенным образом зависит от необходимой формы крыла или оперения в связи с теми задачами, которые должен решать летательный аппарат. Так например, в соответствии с тем, на каких скоростях (дозвуковых, трансзвуковых, сверхзвуковых или гиперзвуковых) и углах атаки протекают основные режимы полета летательного аппарата, формируется его аэродинамическая компоновка и выбираются формы и размеры отдельных частей, таких как формы несущих и управляющих поверхностей и их профилей. В частности, в корневых отсеках прямых и стреловидных крыльев, как правило, не могут использоваться одинаковые профили. Это связано с тем, что вследствие различных условий обтекания, профиль, пригодный для прямого крыла, оказывается непригодным для стреловидного крыла. В области крыла, обслуживаемой элеронами, и для оперения целесообразны специальные профили, позволяющие сохранять эффективности элеронов или рулей и благоприятное изменение шарнирных моментов. Для обеспечения безопасности полета самолетов с крыльями обычных и больших удлинений может применяться набор профилей по размаху, имеющих различную форму. При этом концевые профили выбираются с большими значениями  $c_{ya\max}$ , чем корневые профили. Обеспечение скоростных характеристик летательных аппаратов, совершающих полет в области трансзвуковых скоростей, обычно достигается путем увеличения

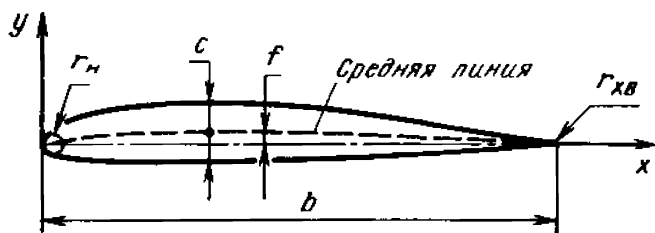


Рис. 1.1. Схема геометрических параметров профиля

профилей. Во всех этих случаях основной трудностью выбора профилей является необходимость сочетания высоких скоростных и несущих свойств.

Имеются расчетные методы, которые под заданные аэродинамические характеристики позволяют определять (с последующей экспериментальной проверкой) соответствующие геометрические параметры профиля и в конечном итоге координаты его контура. Накопленные расчетные и экспериментальные данные позволяют создавать профили, отвечающие самым разнообразным требованиям, в том числе и с узко направленными свойствами.

На рис. 1.1 приведена схема профиля с указанием основных геометрических параметров, которые оказывают наиболее существенное влияние на аэродинамические характеристики. Обычно при описании геометрических характеристик профилей пользуются прямоугольной системой координат, у которой начало располагается в передней точке (носике) профиля, а ось  $Ox$  проходит через заднюю (хвостовую) точку профиля. Ось  $Oy$  направлена вверх. В этой системе координат уравнения верхнего и нижнего контуров профиля соответственно записываются в виде

$$y_{\text{верх}} = f_1(x) \text{ и } y_{\text{ниж}} = f_2(x). \quad (1.1)$$

При этом приняты следующие названия и обозначения основных геометрических параметров.

Хорда профиля  $b$  — линия, соединяющая две наиболее удаленные точки профиля, т. е. переднюю и заднюю его точки. Хорда разделяет контур профиля на две части — верхнюю и нижнюю. Исключение составляют только сильно изогнутые профили, у которых часть контура может оказаться расположенной по одну сторону хорды профиля.

Угол атаки  $\alpha$  — угол между хордой профиля и направлением проекции вектора скорости невозмущенного потока на плоскость профиля.

Толщина профиля  $c$  — расстояние между точками контура профиля, лежащими на перпендикуляре к хорде,  $c = |y_{\text{верх}}| + |y_{\text{ниж}}|$ .

Максимальная толщина профиля  $c_{\text{max}}$  — наибольшее расстояние между точками профиля, лежащими на перпендикуляре к его хорде.

Относительная толщина профиля  $\bar{c}$  — отношение максимальной толщины профиля к его хорде, выраженное в процентах,  $\bar{c} = \frac{c}{b} \cdot 100$ .

Средняя линия профиля — линия, соединяющая середины отрезков  $|y_{\text{верх}}| + |y_{\text{ниж}}|$ , перпендикулярных хорде в различных ее точках.

Кривизна профиля  $f$  — наибольшая ордината средней линии.

Относительная кривизна профиля  $\bar{f}$  — отношение максимальной кривизны профиля к его хорде, выраженное в процентах  $\bar{f} \% = \frac{f}{b} \cdot 100$ .

Максимальная толщина и кривизна профиля  $x_c$  и  $x_f$  — соответствующие расстояния от передней точки профиля вдоль его хорды.

Радиусы кривизны в «носике» и «хвостике» профиля  $r_n$  и  $r_{хв}$  — радиусы окружностей, вписанных в носовой и хвостовой частях контура профиля.

Обычно профили имеют свои обозначения в различных странах. В большинстве случаев в обозначение профиля входит сокращенное название организации, создав-

значения критического числа  $M_{кр}$  всего аппарата и, в частности, профилей его крыла. Для этой цели применяются профили специальной формы, создающие минимальные возмущения потока. Обеспечение малого сопротивления летательных аппаратов, совершающих полет только при сверхзвуковых скоростях, обычно достигается за счет применения тонких заостренных