

В.А. ФРОЛОВ

**АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ
ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЯ
И КРЫЛА**

2007



САМАРА

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ПО ОБРАЗОВАНИЮ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ имени академика С.П. КОРОЛЕВА»

В.А. ФРОЛОВ

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ
ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЯ
И КРЫЛА

*Утверждено Редакционно-издательским советом университета
в качестве учебного пособия*

САМАРА
Издательство СГАУ
2007

УДК 629.7.025.1:533.6.011.34 (075)

ББК 22.253.3

Ф912



**Инновационная образовательная программа
"Развитие центра компетенции и подготовка
специалистов мирового уровня в области аэро-
космических и геоинформационных технологий"**

Рецензенты: д-р. техн. наук, проф. СГАУ В. Л. Б а л а к и н
д-р. техн. наук, проф. СГУ Н. И. К л ю е в

Фролов В. А.

Ф912 **Аэродинамические характеристики профиля и крыла:** учеб.
пособие / В.А. Фролов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм.
ун-та, 2007. – 48 с.: ил.

ISBN 978-5-7883-0625-4

Рассмотрены аэродинамические характеристики профиля и крыла при дозвуковых скоростях полёта. Приводятся основные формулы и эмпирические данные для расчёта аэродинамических характеристик профиля и крыла при дозвуковых скоростях обтекания.

Учебное пособие подготовлено на кафедре аэрогидродинамики и предназначено для студентов факультета летательных аппаратов, обучающихся по специальности "Самолёто- и вертолётостроение".

УДК 629.7.025.1:533.6.011.34 (075)

ББК 22.253.3

ISBN 978-5-7883-0625-4

© Фролов В. А., 2007

© Самарский государственный
аэрокосмический университет, 2007

ОГЛАВЛЕНИЕ

ПРЕДИСЛОВИЕ	4
ВВЕДЕНИЕ	5
1. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА И ПРОФИЛЯ	6
2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЯ И СЕЧЕНИЯ КРЫЛА	16
2.1. СЕРИИ ПРОФИЛЕЙ	20
2.2. ЗАВИСИМОСТЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОФИЛЯ ОТ ЕГО ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК	24
2.3. ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА ПОДЪЁМНОЙ СИЛЫ ПРОФИЛЯ ОТ УГЛА АТАКИ.....	30
2.4. ЗАВИСИМОСТЬ КОЭФФИЦИЕНТА МОМЕНТА ТАНГАЖА ПРОФИЛЯ ОТ УГЛА АТАКИ.....	30
2.5. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ФОКУС ПРОФИЛЯ	32
2.6. БЕЗУДАРНОЕ ОБТЕКАНИЕ ПРОФИЛЯ	32
2.7. ПОДСАСЫВАЮЩАЯ СИЛА	33
2.8. КОЭФФИЦИЕНТ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПРОФИЛЯ.....	36
3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА	41
3.1. СОПРОТИВЛЕНИЕ ТРЕНИЯ КРЫЛА ПРИ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЁТА	41
3.2. ПРОФИЛЬНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА	41
3.3. ИНДУКТИВНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ КРЫЛА ПРИ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЁТА	42
3.4. КРИТИЧЕСКОЕ ЧИСЛО МАХА	42
3.5. КОЭФФИЦИЕНТ ПОДЪЁМНОЙ СИЛЫ КРЫЛА	44
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	46
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	47

ПРЕДИСЛОВИЕ

Курс лекций предназначен для студентов, обучающихся по специальности 160201 «Самолёто- и вертолётостроение» и является составной частью общего курса лекций «Аэродинамика самолёта», рассчитанного на два семестра.

Данный курс лекций имеет практическую направленность, поскольку читается в шестом семестре в рамках «Практической аэродинамики самолёта» после освоения студентами основ «Теоретической аэродинамики» в пятом семестре. Студенты, слушающие данный курс, выполняют курсовой проект «Аэродинамический расчёт самолёта», поэтому в пособии особое внимание уделяется понятиям, формулам и экспериментальным данным, которые были бы полезны при выполнении самостоятельного учебного проекта по аэродинамике самолёта. Автор предполагает, что материал, изложенный в курсе лекций, может быть использован студентами не только как теоретическое пособие, но и как практическое руководство для выполнения самостоятельных расчётов в рамках курсового и дипломного проектирования.

Из-за ограниченности объёма пособия в книге рассмотрены вопросы только дозвукового обтекания профиля и крыла. Нестационарные режимы течений также опущены. Для ознакомления с этими вопросами необходимо обратиться к специальной литературе. Автор рекомендует в первую очередь обратить внимание на учебник «Аэродинамика летательных аппаратов» под редакцией Г.А. Колесникова и монографию Э. Торенбика «Проектирование дозвуковых самолётов», указанные в списке литературы.

В пособии курсивом выделены отдельные слова и словосочетания, с которыми студенты впервые сталкиваются при изучении аэродинамики самолёта и которые необходимо усвоить.

Курс лекций подготовлен на кафедре аэрогидродинамики Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва (СГАУ) в рамках национального проекта по образованию 2007 года.

Автор благодарит профессора В. Г. Шахова, заведующего кафедрой аэрогидродинамики СГАУ, за помощь в выборе раздела практической аэродинамики самолёта для написания данного пособия.

Автор выражает признательность своей дочери Фроловой Ксении Владимировне, студентке факультета летательных аппаратов СГАУ, за техническую помощь при подготовке рукописи к изданию.

В.А. Фролов, 15.09.2007 г.

ВВЕДЕНИЕ

Аэродинамика самолёта – наука о законах взаимодействия воздушной среды с самолётом или его отдельными частями, об особенностях течений воздуха вблизи поверхности самолёта. Аэродинамика опирается на законы физики, механики и термодинамики. В аэродинамике находят дальнейшее развитие основные концепции механики жидкости и газа, с которыми студенты познакомились в курсе «Гидравлика». В аэродинамике широко применяются различные разделы математики. Решение задач аэродинамики напрямую связано с моделированием реальных процессов, при этом используются как физические, так и математические модели.

Знание основ аэродинамики является необходимым для изучения таких дисциплин, как «Динамика полёта», «Прочность самолёта», «Конструкция самолётов» и «Технология производства самолётов».

Главным элементом самолёта является *несущая поверхность* (крыло). Аэродинамика крыла, в свою очередь, в значительной степени определяется формой профиля. Данный курс посвящён практической аэродинамике профиля и крыла самолёта при дозвуковых скоростях обтекания. Предполагается, что студенты уже прошли семестровый курс «Теоретическая аэродинамика». Автор ставит своей задачей познакомить читателя с результатами в области практической аэродинамики крыла при дозвуковых скоростях, которые могут быть полезны при выполнении самостоятельной расчётной работы.

При написании учебного пособия автор придерживался ГОСТов [1-4] и обозначений геометрических и аэродинамических характеристик (АДХ), принятых в книге [5].

1. ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА И ПРОФИЛЯ

Основной геометрической характеристикой крыла является форма профиля. *Профилем крыла* называют местное сечение крыла плоскостью, параллельной базовой плоскости самолета. Под базовой плоскостью самолёта понимается плоскость, относительно которой большинство элементов самолёта расположено симметрично, поэтому базовую плоскость часто называют плоскостью симметрии. Для изолированного крыла профиль – это сечение крыла плоскостью, параллельной его плоскости симметрии (рис. 1, сечение А–А). Иногда под профилем понимают сечение крыла плоскостью, перпендикулярной передней (рис. 1, сечение Б–Б) или задней кромке, или какой-либо другой линии.

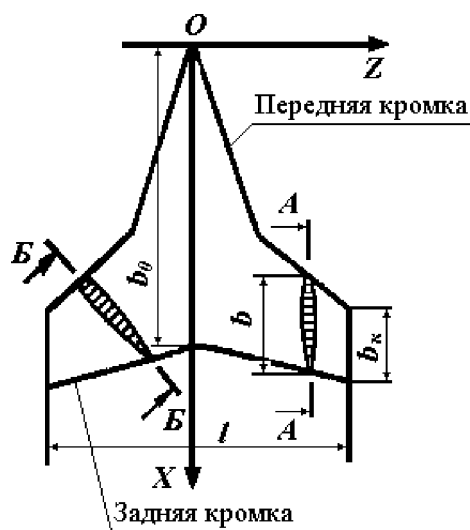


Рис. 1. Определение геометрических характеристик крыла

Хордой профиля b называют отрезок прямой, соединяющей наиболее удалённые точки контура профиля. В случае симметричного клиновидного профиля, который применяется при сверхзвуковых скоростях на ЛА или для подводного крыла на судах на подводных крыльях (рис. 2), хордой считают отрезок прямой, соединяющей точку, лежащую на середине кормового среза, и наиболее удалённую от неё точку контура профиля.

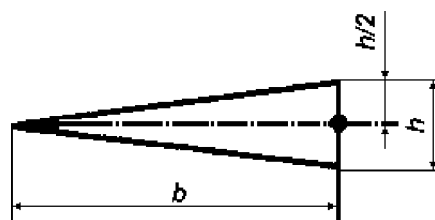


Рис. 2. Хорда клиновидного профиля

Геометрическим местом передних точек хорд профилей является *передняя кромка крыла*, а геометрическим местом задних точек – *задняя кромка* (рис. 1).

Отрезок прямой, соединяющий точки пересечения передней и задней кромок крыла плоскостью, содержащей профиль крыла, называют *местной хордой крыла* и её длину обозначают $b(z)$.

Очевидно, что местная хорда крыла – это хорда профиля в рассматриваемом сечении крыла. Выделяют *центральную* и *концевую* хорды крыла. *Центральная хорда* крыла это местная хорда в базовой плоскости самолёта и её длину обозначают b_0 (рис. 1). *Концевая хорда* крыла это местная хорда в концевом сечении крыла, её длина имеет обозначение b_κ . Если концы крыла закруглены, то величину концевой хорды определяют в соответствии с рис. 3.

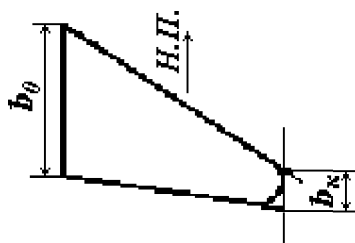


Рис. 3. Определение концевой хорды для крыла со скруглёнными концами

Отношение длины центральной хорды к длине концевой хорды называется *сужением крыла*, т.е. сужение крыла определяется формулой

$$\eta = \frac{b_0}{b_\kappa}. \quad (1)$$

Значения сужения крыла для различных форм крыльев могут лежать на отрезке $[1; \infty]$, где левая граница соответствует прямоугольному крылу, а правая – треугольному крылу. Наряду с сужением крыла часто используется *обратное сужение*, которое определяется формулой

$$\bar{\eta} = \frac{b_\kappa}{b_0} = \frac{1}{\eta}. \quad (2)$$

Значения обратного сужения крыла лежат на единичном отрезке $[0; 1]$, где левая граница соответствует треугольному крылу, а правая – прямоугольному крылу. Использование обратного сужения полезно при решении задач оптимизации АДХ крыла.

Форма крыла определяется следующими геометрическими характеристиками и понятиями:

размах крыла l – расстояние между двумя плоскостями, параллельными базовой плоскости самолёта и касающимися концов крыла (рис. 1);

базовая плоскость крыла – плоскость, содержащая центральную хорду и перпендикулярная базовой плоскости самолёта;

площадь крыла S – площадь проекции крыла на базовую плоскость крыла;

удлинение крыла λ – отношение квадрата размаха крыла к площади крыла, т.е. определяется формулой

$$\lambda = \frac{l^2}{S}; \quad (3)$$

точка n процентов хорды – точка местной хорды, находящаяся на расстоянии n процентов длины местной хорды крыла от его передней кромки;

линия n процентов хорд – линия, соединяющая точки n процентов хорд от центральной до концевой хорды крыла;

поверхность хорд крыла – поверхность, обычно криволинейная, образованная местными хордами крыла;

местный угол стреловидности $\chi(z)$ — угол между касательной к линии 1/4 хорд в данном сечении и плоскостью Σ , перпендикулярной центральной хорде (рис. 4);

местный угол стреловидности по линии n процентов хорд $\chi_n(z)$ – угол между касательной к линии n процентов хорд в рассматриваемой точке P и плоскостью, перпендикулярной центральной хорде крыла (см. рис. 4);

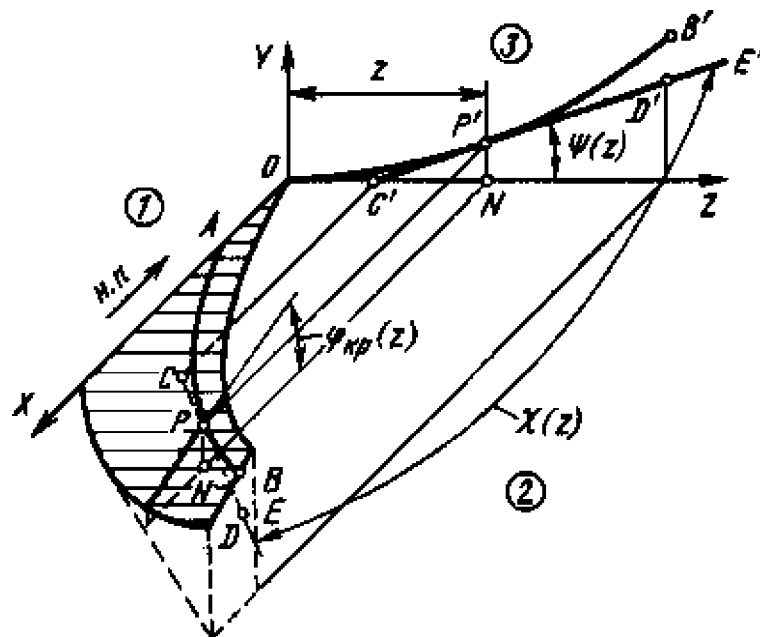


Рис. 4. Определение местных углов стреловидности, поперечного V и крутки крыла

местный угол стреловидности крыла по передней кромке $\chi_{н.к}(z)$ – местный угол стреловидности крыла по линии n процентов хорд при

$n = 0$, поэтому другое обозначение местного угла стреловидности крыла по передней кромке – $\chi_0(z)$. $\chi_{n.к}(z) > 0$, если точка пересечения касательной CPD с плоскостью симметрии находится впереди точки P ;

местный угол стреловидности крыла по задней кромке $\chi_{з.к}(z)$ – местный угол стреловидности крыла по линии n процентов хорд при $n = 100\%$. Местный угол стреловидности крыла по задней кромке также обозначают $\chi_1(z)$;

местный угол крутки крыла $\varphi_{кр}(z)$ – угол между хордой и базовой плоскостью крыла 2 (см. рис. 4 и рис. 5); $\varphi_{кр}(z) > 0$, если координата y передней точки хорды больше, чем задней. Типичное изменение крутки крыла вдоль размаха крыла для пассажирского самолёта показано на рис. 6;

местный угол поперечного V крыла $\psi(z)$ – угол между проекцией на плоскость 3, перпендикулярную центральной хорде, касательной к линии 1/4 хорд, в рассматриваемой точке P и базовой плоскостью крыла 2 (см. рис. 4); $\psi(z) > 0$, если точка P располагается выше точки C пересечения касательной CPD с базовой плоскостью крыла (см. рис. 4). Если хорды всех сечений полукрыла лежат в одной плоскости, то $\varphi_{кр}(z) = 0$, а $\psi(z) = const$;

средняя геометрическая хорда $b_{ср} = S/l$;

средняя аэродинамическая хорда крыла (САХ). Её длину обозначают b_A . Координаты носка и длина САХ определяются по формулам:

$$x_A = \frac{1}{S} \int_{-l/2}^{+l/2} b'(z) x dz; \quad y_A = \frac{1}{S} \int_{-l/2}^{+l/2} b'(z) y dz; \quad b_A = \frac{1}{S} \int_{-l/2}^{+l/2} b'^2(z) dz, \quad (4)$$

где $b'(z)$ – длина проекции местной хорды на базовую плоскость крыла, $x = x(z)$; $y = y(z)$ – координаты передней кромки крыла.

Форма трапециевидных крыльев на виде сверху однозначно определяется тремя параметрами: удлинением λ , сужением η и углом стреловидности по линии n процентов хорд. На рис. 7 изображены трапециевидные крылья различной формы. Углы стреловидности трапециевидных крыльев по различным линиям связаны следующими соотношениями:

$$\begin{aligned} \operatorname{tg} \chi_n &= \operatorname{tg} \chi - \frac{4n-1}{\lambda} \frac{\eta-1}{\eta+1}; \\ \operatorname{tg} \chi_n &= \operatorname{tg} \chi_{n.к} - \frac{4n}{\lambda} \frac{\eta-1}{\eta+1}, \end{aligned} \quad (5)$$

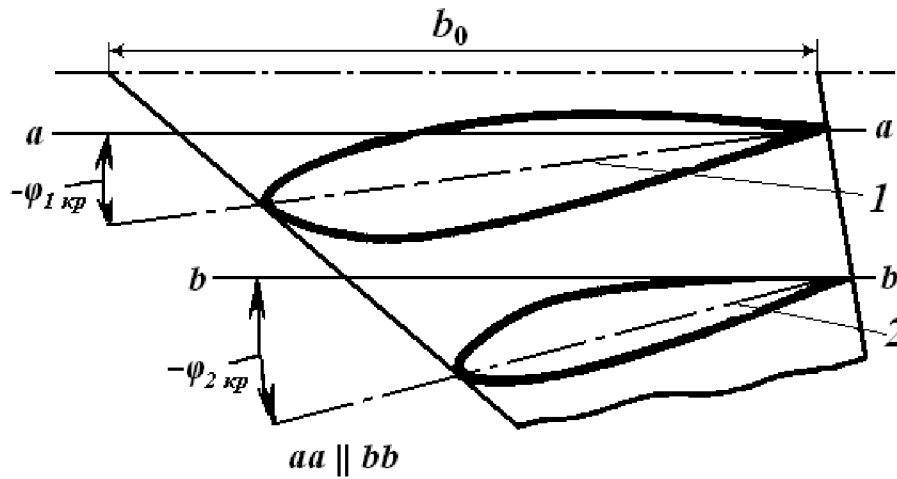


Рис. 5. Углы крутки крыла в разных сечениях по размаху (1, 2 – хорды крыла в сечениях a и b)

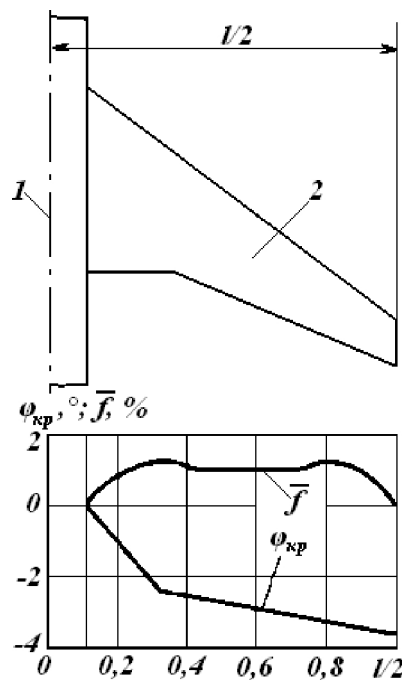


Рис. 6. Типичное распределение крутки и вогнутости по размаху крыла пассажирского самолёта (1 – ось фюзеляжа; 2 – консоль крыла)

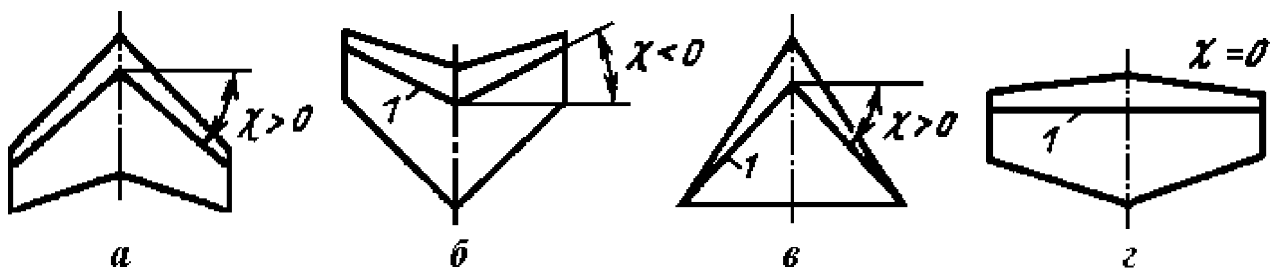


Рис. 7. Трапецевидные крылья: a – стреловидное; $б$ – обратной стреловидности; $в$ – треугольное; $г$ – нестреловидное; 1 – линия $\frac{1}{4}$ хорд

где n – расстояние между точкой n процентов хорды и её передней точкой, выраженное в долях хорды, ($0 \leq n \leq 1$; $n = 0$ – для передней кромки,

$n = 1$ – для задней). В случае треугольных крыльев имеют место следующие равенства:

$$\lambda \operatorname{tg} \chi_{n,\kappa} = 4; \quad \lambda \operatorname{tg} \chi = 3; \quad \lambda \operatorname{tg} \chi_{0,5} = 2; \quad \lambda \operatorname{tg} \chi_{0,75} = 1. \quad (6)$$

Важное практическое значение имеет класс крыльев сложной формы в плане, представляющих собой комбинацию исходного трапециевидного крыла с *передним* 2, а возможно и *задним наплывами крыла* 3 (рис. 8). Кромки наплывов делают прямолинейными или криволинейными. Начальное крыло 1, на основе которого строят крыло с наплывом, называют *исходным*, или *базовым*. При простейшей треугольной форме переднего или заднего наплывов для задания геометрии крыла сложной формы в плане требуется как минимум пять геометрических параметров.

САХ обычно располагают в плоскости симметрии крыла (в базовой плоскости самолёта) параллельно центральной хорде. Её можно также располагать в любой плоскости, параллельной базовой плоскости самолёта. Для трапециевидного крыла (рис. 7) формулы (4) упрощаются и координата начала САХ и её длина вычисляются по формулам

$$x_A = \frac{b_0 + 2b_\kappa}{b_0 + b_\kappa} \frac{l}{6} \operatorname{tg} \chi_{n,\kappa}; \quad b_A = \frac{2}{3} \left(b_0 + b_\kappa - \frac{b_0 b_\kappa}{b_0 + b_\kappa} \right). \quad (7)$$

Координата x_A носка САХ и величина b_A крыла с наплывом (рис. 8) или сложного крыла с изломом кромок (рис. 10) определяются следующими соотношениями:

$$x_A = \frac{x_{A1} S_1 + x_{A2} S_2}{S_1 + S_2}; \quad b_A = \frac{b_{A1} S_1 + b_{A2} S_2}{S_1 + S_2}, \quad (8)$$

где b_{A1} – САХ крыла, составленного из секции 1 и симметричной ей секции левого полукрыла; b_{A2} – САХ крыла, составленного из секции 2 и симметричной ей секции левого полукрыла; x_{A1} , x_{A2} – координаты носков b_{A1} и b_{A2} ; S_1 , S_2 – удвоенные площади секций 1 и 2.

САХ трапециевидных крыльев можно найти геометрически так, как это показано на рис. 9.

Для описания формы профиля применяют прямоугольную систему координат OXY с началом в передней точке хорды. Ось OX направляют по хорде от передней точки к задней, а ось OY – вверх перпендикулярно оси OX . Контур профиля задают с помощью таблицы или аналитически. Формы верхней и нижней частей контура задают отдельно: $y_v = y_v(x)$; $y_n = y_n(x)$ (рис. 11). Контур профиля можно строить также, задавая среднюю линию $y_{cp}(x) = 0,5(y_v + y_n)$ и распределение толщин $c(x) = y_v - y_n$ (рис. 12).

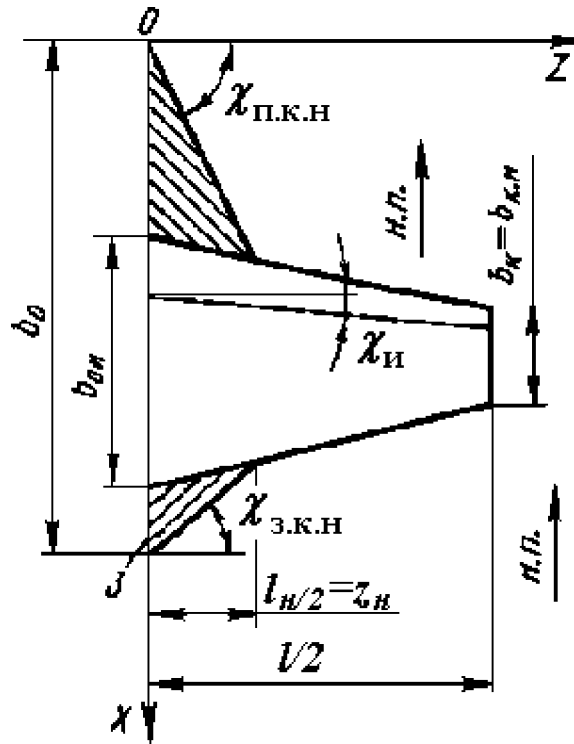


Рис. 8. Геометрия крыла с наплывами: $\chi_{п.к.н}$, $\chi_{з.к.н}$ – углы стреловидности передней и задней кромок наплыва; $\chi_{и}$ – угол стреловидности исходного крыла; $b_{0и}$, $b_{к.и}$ – центральная и концевая хорды крыла

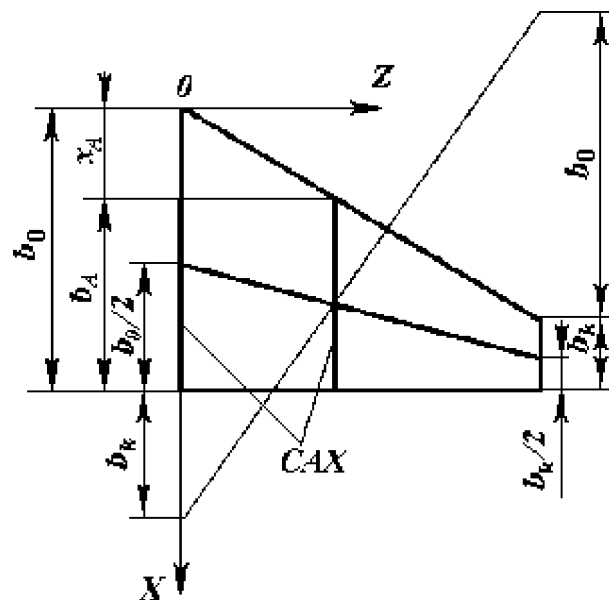


Рис. 9. Геометрическое построение САХ трапецевидного крыла

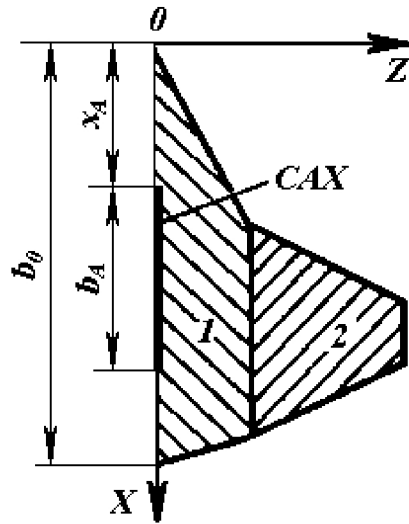


Рис. 10. САХ крыла сложной формы

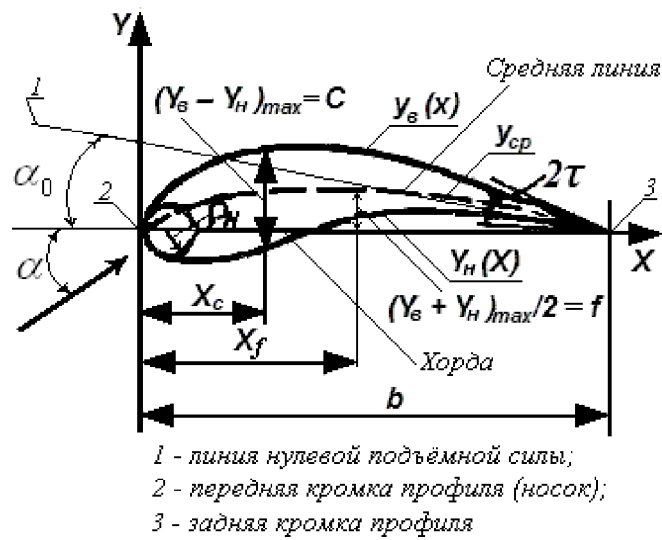


Рис. 11. Геометрические характеристики профиля

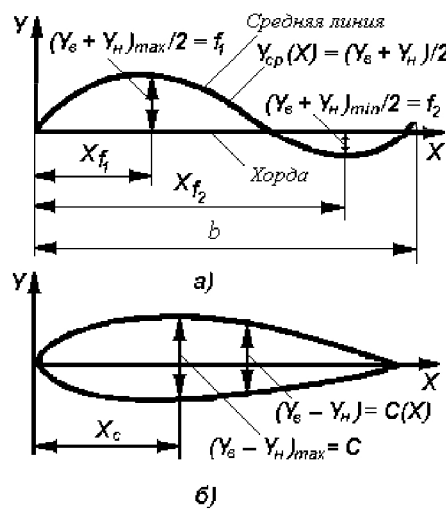


Рис. 12. Построение профиля: а) – по средней линии; б) – по распределению толщин

Основными геометрическими характеристиками профиля являются (см. рис. 11 и рис. 12):

– *относительная толщина* $\bar{c} = (y_e - y_n)_{\max} / b$;

– *относительная координата сечения максимальной толщины* профиля $\bar{x}_c = x_c / b$;

– наряду с хордой профиля основной линией, определяющей форму профиля крыла, является *средняя линия*. Эта линия, так же как и хорда, соединяет переднюю и заднюю точки профиля. Средняя линия делит пополам отрезки, определяющие толщину профиля, иначе говоря, она является геометрическим местом середин перпендикуляров к хорде профиля (см. рис. 11 и рис. 12);

– *относительная максимальная вогнутость*, называемая обычно просто *относительной вогнутостью*, $\bar{f} = (y_e + y_n)_{\max} / (2b) > 0$ – если средняя линия лежит выше хорды, $\bar{f} = (y_e + y_n)_{\max} / (2b) < 0$ – если средняя линия лежит ниже хорды, $\bar{f} = 0$ – в случае *симметричного профиля*. Профиль, у которого средняя линия совпадает с хордой, называется *симметричным профилем*. Симметричные профили обычно используются для крыльев спортивных акробатических самолётов, а также для вертикального и горизонтального оперения. Типичное распределение вогнутости профилей по размаху крыла пассажирского самолёта представлено на рис. 6;

– *относительная координата сечения* $\bar{x}_f = x_f / b$, в котором *вогнутость имеет максимальное значение*. В случае S-образного профиля (см. рис. 12) вогнутость характеризуется четырьмя величинами: $\bar{f}_1 = (y_e + y_n)_{\max} / (2b) > 0$, $\bar{f}_2 = (y_e + y_n)_{\min} / (2b) < 0$, $\bar{x}_{f1} = x_{f1} / b$ и $\bar{x}_{f2} = x_{f2} / b$. Величину \bar{f}_2 называют *обратной вогнутостью*;

– *относительный радиус носка* $\bar{\rho}_n = \rho_n / b$. Используется также параметр $\bar{n} = \bar{\rho}_n / \bar{c}^2$;

– *угол заострения* профиля у задней кромки 2τ .

В некоторых случаях форму профиля у передней кромки характеризуют параметром заострения его носка: $\Delta y / b = (y_{6\%} - y_{0,15\%}) / b \cdot 100\%$, где $y_{6\%}$, $y_{0,15\%}$ – измеренные по нормали к средней линии расстояния между контуром профиля и его средней линией в сечениях, удалённых от носка соответственно на 6% и 0,15% длины хорды.

Все перечисленные выше характеристики являются безразмерными величинами. При умножении на 100% они выражаются в % длины хорды. В табл. 1 приведены типовые диапазоны числовых значений основных геометрических характеристик профилей, применяемых в самолётостроении.

Типовые значения основных геометрических характеристик аэродинамических профилей

Обозначение	Типовые диапазоны значений, %
\bar{c}	8÷20 – для до- и трансзвуковых самолётов; 3÷9 – для сверхзвуковых самолётов
\bar{x}_c	20÷30 – для малых дозвуковых скоростей; 40÷50 – для больших дозвуковых скоростей
\bar{f}	2÷6 – для до- и трансзвуковых самолётов; 0÷2 – для сверхзвуковых самолётов
\bar{x}_f	15÷30 – для малых дозвуковых скоростей; 40÷85 – для больших дозвуковых и сверхзвуковых скоростей
$\bar{\rho}_n$	0,5÷2,5
$\bar{\rho}_n / \bar{c}^2$	0,5÷1,5

2. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЯ И СЕЧЕНИЯ КРЫЛА

Сравнительно небольшие изменения геометрических характеристик профилей крыльев влекут за собой существенные различия в их АДХ. Существует два пути определения АДХ профилей: метод определения аэродинамических качеств профилей по их геометрическим данным (*прямой метод*) и проектирование профиля под заданные значения АДХ (*обратный метод*). Второй метод является более рациональным, поскольку позволяет получить форму профиля с заданными АДХ. В настоящее время существует большое количество теоретических методов, относящихся как к прямым, так и к обратным постановкам. Возникновение и развитие теоретических методов определения рациональных форм профилей и их АДХ связаны с такими именами российских учёных как Н. Е. Жуковский, С. А. Чаплыгин, Л. А. Симонов, Я. М. Серебрянский, Г. Г. Тумашев, С. Г. Нужин, Н. Б. Ильинский и многими другими учёными. За рубежом большой вклад в проектирование новых профилей внесли Р. Эпплер, Ф. Вортманн, Р. Либек и многие другие учёные. Н. Е. Жуковский и С. А. Чаплыгин разработали *теоретические профили*, которые служат основой при решении задач об обтекании крыльев потенциальным потоком. Теоретические методы определения аэродинамических свойств профилей являются предметом *теоретической аэродинамики*. Заметим, что теоретические профили не применяются на практике. Одной из причин этого является трудность конструктивного выполнения крыльев с теоретическими профилями. У теоретических профилей угол заострения профиля у задней кромки 2τ мал (у профиля Жуковского вообще $2\tau = 0$), что приводит к непрочной конструкции крыла. Исторически известно, что *профили Жуковского* применялись на ряде планеров, на самолётах – очень редко.

Выбор профиля крыла – задача весьма сложная. Несмотря на значительный прогресс в развитии вычислительных методов аэродинамики, задача проектирования профиля для конкретного самолёта остаётся сложной и трудоёмкой. При выборе необходимо учитывать не только аэродинамические качества профиля, но и условия его компоновки, конструктивного выполнения, вес крыла и т. п. Основным фактором при выборе формы профиля являются все же АДХ.

Перечислим основные кинематические понятия и АДХ профиля.

Угол атаки α – угол между хордой и направлением невозмущённого потока, $\alpha > 0$, если носок расположен выше хвостовой части профиля.

Угол атаки при нулевой подъёмной силе α_0 – угол атаки профиля, при котором он не создаёт подъёмной силы. Положительный α_0 – носок вверх; для профилей с положительной кривизной отрицательный α_0 показан на рис. 9.

Критический угол атаки $\alpha_{кр}$ – угол атаки профиля, при котором происходит отрыв потока на верхней поверхности, приводящий к снижению подъёмной силы и возрастанию лобового сопротивления профиля.

Линия нулевой подъёмной силы – линия, проходящая через заднюю кромку параллельно направлению невозмущенного потока при условии $\alpha = \alpha_0$ (рис. 11).

Центр давления – точка пересечения вектора, представляющего результирующую аэродинамическую силу профиля, с хордой. Центр давления изменяет своё положение в зависимости от угла атаки.

Аэродинамический фокус \bar{x}_{fnp} – точка на хорде профиля, момент тангажа вокруг которой для данного скоростного напора не зависит от угла атаки при малых его изменениях. Для тонких профилей аэродинамический фокус в дозвуковом потоке расположен приблизительно на расстоянии $0,25b$ от носика профиля, поэтому при проектировании обычно принимают $\bar{x}_{fnp} \approx 0,25$.

АДХ профиля – это *аэродинамические коэффициенты* аэродинамических сил и момента, действующих на профиль. Для профиля, как для крыла и самолёта в целом, применяются в основном две декартовы прямоугольные системы координат: *связанная* и *скоростная*. Под АДХ профиля понимают АДХ элемента цилиндрического крыла бесконечного размаха, имеющего форму цилиндра, на которое поток набегаёт перпендикулярно передней кромке (рис. 13):

$$C_{yанп} = \frac{\Delta Y_a}{q_\infty b \Delta z}; \quad C_{xанп} = \frac{\Delta X_a}{q_\infty b \Delta z}; \quad m_{znp} = \frac{\Delta M_z}{q_\infty b^2 \Delta z}, \quad (9)$$

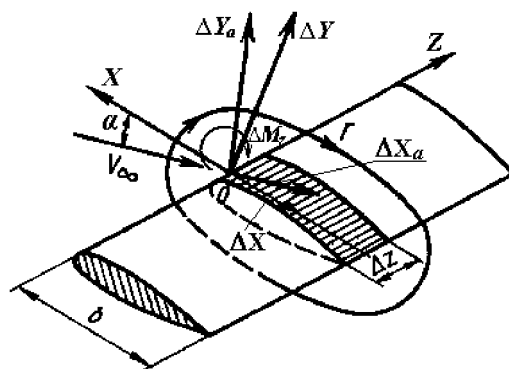


Рис. 13. Определение аэродинамических характеристик профиля

где $\Delta Y_a, \Delta X_a, \Delta M_z$ – аэродинамическая подъёмная сила, аэродинамическая сила лобового сопротивления и момент тангажа, действующие на рассматриваемый единичный элемент; $\Delta z \equiv 1$ – ширина единичного элемента; q_∞ – скоростной напор, определяемый формулой $q_\infty = \rho_\infty V_\infty^2 / 2$, где V_∞ – скорость невозмущённого потока. Рассматривая аэродинамические силы, моменты и их коэффициенты, слово «аэродинамические» можно опустить, если это не приведёт к ошибочному толкованию этих понятий.

АДХ сечения крыла называют значения АДХ единичного элемента крыла конечного размаха (рис. 14):

$$C_{yа\text{сеч}} = \frac{\Delta Y_a}{q_\infty b_{\text{сеч}} \Delta z}; \quad C_{xа\text{сеч}} = \frac{\Delta X_a}{q_\infty b_{\text{сеч}} \Delta z}; \quad m_{z\text{сеч}} = \frac{\Delta M_z}{q_\infty b_{\text{сеч}}^2 \Delta z}, \quad (10)$$

где $\Delta Y_a, \Delta X_a, \Delta M_z$ – подъёмная сила, лобовое сопротивление и момент тангажа, действующие на рассматриваемый единичный элемент; $\Delta z \equiv 1$ – ширина единичного элемента; $b_{\text{сеч}}$ – длина хорды сечения.

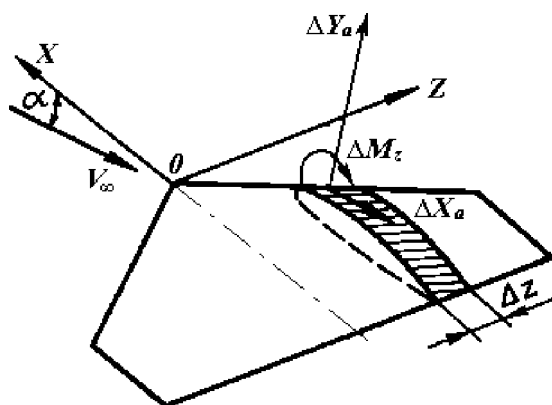


Рис. 14. Определение аэродинамических характеристик крыла

Так как течение вокруг крыла конечного размаха – пространственное (трёхмерное), а крыло бесконечного размаха обтекается плоскопараллельным (двухмерным) потоком, АДХ профиля и сечения крыла с тем же профилем отличаются друг от друга.

В табл. 2 приведены обозначения следующих АДХ: X, Y, X_a, Y_a, M_z – аэродинамической продольной силы, аэродинамической нормальной силы, силы лобового сопротивления, аэродинамической подъёмной силы и аэродинамический момент тангажа соответственно. В табл. 2 также использованы обозначения $C_{pн}, C_{pв}$ – коэффициенты давления на нижней и верхней поверхностях профиля соответственно. Безразмерный коэффициент давления, который представляет собой отношение разности статических давлений в изучаемой точке p и в невозмущённом потоке p_∞ к скоростному напору невозмущённого потока q_∞ (см. табл. 2). Таким образом, коэффициент давления C_p характеризует избыточное давление в изучаемой точке. Местный коэффициент трения есть отношение касательного напряжения ($\tau, Н/м^2$) к скоростному напору.

В дальнейшем нижний индекс « np » будет опущен в тех случаях, где это не вызовет ошибку. Связь коэффициентов аэродинамических сил в связанной и скоростной системах координат определяется формулами:

$$\begin{aligned} C_{ya} &= C_y \cos \alpha - C_x \sin \alpha; & C_{xa} &= C_x \cos \alpha + C_y \sin \alpha, \\ C_y &= C_{ya} \cos \alpha + C_{xa} \sin \alpha; & C_x &= C_{xa} \cos \alpha - C_{ya} \sin \alpha. \end{aligned} \quad (11)$$

Таблица 2

Название и обозначения аэродинамических характеристик профиля

Обозначение	Название АДХ	Определяющая формула
C_{xnp}	Коэффициент аэродинамической продольной силы	$C_{xnp} = \frac{X}{q_{\infty} b}$
$C_{xa np}$	Коэффициент лобового сопротивления	$C_{xa np} = \frac{X_a}{q_{\infty} b}$
$C_{xa min}$	Минимальное значение коэффициента лобового сопротивления профиля	$C_{xa min} = C_F + \Delta C_{x0 вяз}$
C_F	Коэффициент трения профиля	$C_F = f(C_{Fnl})$
$\Delta C_{x0 вяз}$	Коэффициент вызванного вязкостью сопротивления давления	Учитывается с помощью коэффициента η_c
C_{ynp}	Коэффициент аэродинамической нормальной силы	$C_{ynp} = \frac{Y}{q_{\infty} b}$
$C_{ya np}$	Коэффициент аэродинамической подъемной силы	$C_{ya np} = \frac{Y_a}{q_{\infty} b}$
$C_{ya np max}$	Максимальный коэффициент аэродинамической подъемной силы	$C_{ya np max} = \frac{Y_{a max}}{q_{\infty} b}$
K_{np}	Аэродинамическое качество профиля	$K_{np} = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}$
$m_{z np}$	Коэффициент аэродинамического момента тангажа	$m_{z np} = \frac{M_z}{q_{\infty} b^2} = -\frac{1}{b^2} \int_0^b (C_{pn} - C_{pe}) x dx$
C_p	Коэффициент давления	$C_p = \frac{p - p_{\infty}}{q_{\infty}}$
C_f	Местный коэффициент трения	$C_f = \tau / q_{\infty}$
$C_{ya np}^{\alpha}$	Производная коэффициента подъемной силы по углу атаки	$C_{ya np}^{\alpha} = \partial C_{ya np} / \partial \alpha$
C_y^{α}	Производная коэффициента нормальной силы по углу атаки	$C_y^{\alpha} = \partial C_y / \partial \alpha$
$m_{z np}^{\alpha}$	Производная коэффициента момента тангажа по углу атаки	$m_{z np}^{\alpha} = \partial m_{z np} / \partial \alpha$
$\bar{x}_{f np}$	Аэродинамический фокус	$\bar{x}_{f np} = -m_{z np}^{\alpha} / C_{ya np}^{\alpha}$

При малых углах атаки α_1 ; $\sin \alpha \cong \alpha$; $\cos \alpha \cong 1$; C_y, C_{ya} – малые того же порядка, что и α , а C_x, C_{xa} – величины второго порядка малости. Учи-

ывая это, из формул (11) получаем следующие равенства, справедливые при малых углах атаки:

$$C_{ya} \approx C_y; C_{xa} \approx C_x + C_y \alpha. \quad (12)$$

При расчёте крыла на прочность, определении его деформаций надо знать *погонную нагрузку (силу, действующую на единичный элемент крыла)*. Согласно уравнению (10), она определяется формулами

$$Y_{асеч} = C_{yaсеч} q_{\infty} b_{сеч}; \quad X_{асеч} = C_{xaсеч} q_{\infty} b_{сеч}; \quad M_z = m_{zсеч} q_{\infty} b_{сеч}^2. \quad (13)$$

Погонные нагрузки $Y_{асеч}$, $X_{асеч}$, $M_{zсеч}$ называют подъемной силой, лобовым сопротивлением и моментом тангажа сечения.

Если крыло не закручено и профиль симметричный, то

$$Y_{асеч} = C_{yaсеч}^{\alpha} \alpha q_{\infty} b_{сеч}. \quad (14)$$

Как видно, изменение подъемной силы сечений такого крыла по размаху определяется произведением $C_{yaсеч}^{\alpha} b_{сеч}$. Обычно, рассматривая изменение подъемной силы сечений по размаху, пользуются безразмерной циркуляцией

$$\bar{\Gamma}_{пл} = \frac{C_{yaсеч}^{\alpha} b_{сеч}}{C_{ya}^{\alpha} b_{ср}}, \quad (15)$$

которая представляет собой относительную погонную нагрузку. В формуле (15) величина C_{ya}^{α} – производная коэффициента подъемной силы крыла по углу атаки.

2.1. Серии профилей

Распространённые в настоящее время профили крыльев объединяются в *серии профилей*. Под *серией профилей* обычно понимают группу профилей, образованных на основе одного или нескольких базовых (исходных) профилей и объединённых некоторой общей закономерностью. Например, для серии профилей может оставаться одинаковая средняя линия, но каждый профиль серии будет иметь различные относительные толщины. На основе одного базового профиля серию профилей можно построить следующими способами:

- 1) изменением ординат верхней и нижней поверхностей пропорционально \bar{c} ;
- 2) изменением симметричной части профиля пропорционально \bar{c} при сохранении средней линии базового профиля;
- 3) изменением \bar{f} с сохранением формы средней линии при неизменных значениях \bar{c} и симметричной части профиля;

4) сохранением верхней поверхности базового профиля, сопровождающимся модификацией нижней поверхности для удовлетворения различным аэродинамическим или конструктивным требованиям (критическое число Маха, момент тангажа, толщина хвостового участка и т.д.).

В случае нескольких базовых профилей построение серии возможно путём интерполяции по определённому закону.

Относительные координаты верхней $\bar{y}_g(\bar{x})$ и нижней $\bar{y}_n(\bar{x})$ дужек часто задаются в виде таблицы, которую можно найти в *атласах профилей крыльев*. В отдельных случаях профиль существует в виде единственного представителя своей группы.

Форма профилей крыльев различна для до-, транс- и сверхзвуковых скоростей полёта. Например, при малых дозвуковых скоростях используются профили, форма которых обеспечивает отсутствие *отрыва потока*. При больших дозвуковых скоростях форма профиля должна обеспечивать повышенное значение *критического числа Маха*. При сверхзвуковых скоростях используются тонкие остроносые профили (параметр $\bar{\rho}_n/\bar{c}^2 = 0$) для уменьшения *волнового сопротивления* и присоединения к передней кромке крыла *скачка уплотнения*. Существуют также аэродинамические профили, имеющие большие значения $C_{ya \max}$, малые значения $C_{xa \min}$ и т.д. Разработаны профили специально для планеров, совершающих полёт без работы двигателя, и др.

Все профили имеют своё собственное название, которое состоит из буквы или нескольких букв и цифры или набора цифр. Первоначально профили обозначались произвольно – каждая лаборатория, создавшая профиль, приписывала ему определённое обозначение. При этом не делалось никакого различия в типе профиля и его аэродинамических качествах – каждый следующий профиль просто получал очередной порядковый номер. Позднее, когда систематическое изучение профилей позволило уточнить связь между их геометрическими и аэродинамическими свойствами, обозначения профилей стали отражать геометрические, а иногда и некоторые аэродинамические их особенности.

Рассмотрим примеры классификации профилей. Наиболее широко распространённая в мире классификация – это система обозначений серий профилей, принятая в США. Классификацию серий профилей США можно условно разделить на серии по количеству цифр:

- четыре цифры (например, NACA 2415);
- пять цифр (например, NACA 23012);
- шесть цифр (например, NACA 65₃-218).

Все эти серии объединяет одна организация NACA (National Aeronautics and Space Administration – Национальное управление по авиации и исследованию космического пространства), которая впервые опубликовала исследования по данным профилям и привела их обозначения.

Рассмотрим **серию профилей НАСА, обозначаемую четырёхзначной цифрой** (например, НАСА 2415). Данная серия имеет обозначение, основанное только на геометрических характеристиках профиля. Первая цифра соответствует величине максимальной относительной вогнутости \bar{f} в процентах; вторая – числу десятков процентов в координате положения максимальной относительной вогнутости \bar{x}_f ; последние две цифры соответствуют величине относительной толщины в процентах \bar{c} . Таким образом, сущность американской номенклатуры серии профилей НАСА, обозначаемой четырёхзначной цифрой, выражается следующей формулой:

$$|\bar{f}| \left| \frac{1}{10} \bar{x}_f \right| |\bar{c}|, \quad (16)$$

т.е. профиль НАСА 2415 имеет вогнутость $\bar{f} = 2\%$, координату положения максимальной относительной вогнутости $\bar{x}_f = 40\%$ и величину относительной толщины $\bar{c} = 15\%$. Профиль НАСА 6316 представляет собой профиль со следующими геометрическими характеристиками: $\bar{f} = 6\%$, $\bar{x}_f = 30\%$, $\bar{c} = 16\%$.

Серия профилей НАСА с обозначением из пяти цифр (например, НАСА 23012). Данная серия имеет обозначение, основанное на комбинации теоретических аэродинамических и геометрических характеристик профиля. Первая цифра показывает относительную вогнутость в процентах и указывает на расчётный коэффициент подъёмной силы, который составляет десятые доли от 3/2 первой цифры. Вторая и третья цифры вместе соответствуют половине относительной координаты максимальной вогнутости в процентах. Последние две цифры указывают толщину профиля в процентах хорды. Таким образом, профиль НАСА 23012 имеет вогнутость $\bar{f} = 2\%$, расчётный коэффициент подъёмной силы $C_{ya} = 0,3$, координату положения максимальной относительной вогнутости $\bar{x}_f = 15\%$ и величину относительной толщины $\bar{c} = 12\%$.

Серия профилей НАСА с обозначением из шести цифр (например, НАСА 65₃-218). Данная серия объединяет профили с малым сопротивлением, полученные расчётными методами. Первая цифра собственно обозначает серию профилей с малым сопротивлением. Вторая – положение точки минимального давления в процентах хорды от передней кромки для основного симметричного профиля при нулевой подъёмной силе. Цифра, написанная в виде нижнего индекса, означает благоприятный диапазон изменения в ту или иную сторону коэффициента подъёмной силы в десятых долях от значения расчётного коэффициента подъёмной силы. Расчётное значение коэффициента подъёмной силы обеспечивает такое распределение давлений, при котором имеет место малое сопротивле-

ние профиля. Цифра, следующая за тире, даёт расчётный коэффициент подъёмной силы в десятых долях. Таким образом, профиль NACA 65₃-218 – профиль шестой серии, имеющий малое сопротивление, координата минимального давления при нулевой подъёмной силе для профиля NACA 65₃-018 (симметричный профиль) находится на 5% от передней кромки хорды. Благоприятный диапазон изменения коэффициента подъёмной силы лежит в пределах 0,1-0,5, расчётный коэффициент подъёмной силы равен $C_{ya} = 0,2$, максимальная относительная толщина профиля равна $\bar{c} = 18\%$.

Имеются модификации шестизначных профилей, у которых тире заменено буквой *A*. Эти профили, начиная с расстояния около 0,8 хорды и до задней кромки, имеют практически прямые поверхности. Шестизначные профили без этого обозначения имеют кривизну в хвостовой части.

В Германии были предложены серии профилей, классификация которых определяла профиль девятию-одиннадцатью цифрами. Обозначение этих профилей следующее. Например, профиль 00010,4-0,8-32,6 соответствует симметричному ($\bar{f} = 0\%$, $\bar{x}_f = 0\%$) профилю с относительной толщиной $\bar{c} = 10,4\%$; относительным радиусом носка $\bar{r}/\bar{c}^2 = 0,8$; координаты максимальной толщины $\bar{x}_c = 32,6$.

У германского профиля с обозначением 24015-0,8-50 следующие геометрические характеристики: $\bar{f} = 2\%$, $\bar{x}_f = 40\%$, $\bar{c} = 15\%$, $\bar{r}/\bar{c}^2 = 0,8$, $\bar{x}_c = 50\%$.

Аэродинамические и геометрические характеристики профилей приводятся в каталогах *аэродинамических профилей*. Данные получены на основании расчётных и экспериментальных исследований крыльев. В экспериментальных исследованиях профилей приняты прямоугольные крылья стандартного удлинения. В России и в большинстве европейских стран $\lambda = 5$, в США $\lambda = 6$. Существуют формулы, по которым можно пересчитать аэродинамическую характеристику с одного удлинения крыла на другое. Так производная коэффициента подъёмной силы по углу атаки для крыла произвольного удлинения рассчитывается по формуле

$$C_{ya}^\alpha = \frac{C_{ya\text{ пр}}^\alpha}{1 + C_{ya\text{ пр}}^\alpha \frac{1 + \tau}{\pi \lambda}}, \quad (17)$$

где коэффициент τ характеризует форму крыла в плане и для прямоугольного крыла – $\frac{1}{\pi}(1 + \tau) = 0,375$.

Из формулы (17) нетрудно получить формулу пересчёта производной коэффициента подъёмной силы прямоугольного крыла произвольного удлинения на производную коэффициента подъёмной силы профиля

$$C_{ya\text{ пр}}^\alpha = \frac{C_{ya}^\alpha}{1 - C_{ya}^\alpha \frac{0,375}{\lambda}}. \quad (18)$$

Из формулы (18) следует, что $C_{ya\text{ пр}}^\alpha > C_{ya}^\alpha$. Формулой (18) можно пользоваться при пересчёте производной C_{ya}^α крыла на производную профиля $C_{ya\text{ пр}}^\alpha$ при использовании данных каталогов профилей. Для расчёта производной C_{ya}^α прямого крыла ($\chi_{0,25} = 0$) с сужением в несжимаемом потоке ($M_\infty = 0$) согласно работе [6]

$$C_{ya}^\alpha = k \frac{C_{ya\text{ пр}}^\alpha}{E + C_{ya\text{ пр}}^\alpha / \pi \lambda}, \quad (19)$$

где поправочный коэффициент k , учитывающий сужение крыла для интервала $0,2 < \bar{\eta} < 1,0$, принимается равным значению 0,995. Поправка Джонса E , учитывающая фактор скорости по кромке, равна отношению периметра в плане к размаху крыла. Для сужающегося крыла приемлемую точность даёт формула

$$E = 1 + \frac{2\bar{\eta}}{\lambda(1 + \bar{\eta})}. \quad (20)$$

Другой часто встречающейся формулой пересчёта является формула связи коэффициента максимальной подъёмной силы крыла и профиля

$$C_{ya\text{ пр max}} \approx 1,12 C_{ya\text{ кр max}}. \quad (21)$$

2.2. Зависимость аэродинамических характеристик профиля от его геометрических характеристик

Основные АДХ профилей перечислены в табл. 2. Совершенно естественно, что у любого профиля желательно иметь $C_{x\text{ min}}$ как можно меньше, приближая эту величину к коэффициенту сопротивления трения плоской пластинки с ламинарным пограничным слоем.

Производная $C_{ya\text{ пр}}^\alpha$. Производная $C_{ya\text{ пр}}^\alpha$ должна быть постоянной и приближаться к своей теоретической величине, которая для тонкого профиля, например, составляет 2π . Согласно методике DATCOM производная $C_{ya\text{ пр}}^\alpha$ может быть определена по следующим формулам [6]:

$$\begin{aligned} C_{ya}^\alpha &= \frac{1,05}{\beta} K_{\text{пр}} C_{ya\text{ теор}}^\alpha, \\ C_{ya\text{ ид}}^\alpha &= 2\pi + 4,7\bar{c}(1 + 0,00375\tau), \end{aligned} \quad (22)$$

где величина $\beta = \sqrt{1 - M^2}$ учитывает сжимаемость потока; τ – полуугол (град) заострения профиля у задней кромки (см. рис. 11, более подробно определение угла τ показано на рис. 15); относительная величина $K_{np} = C_{ya\text{вяз}}^\alpha / C_{yaид}^\alpha$ для переходного пограничного слоя около передней кромки определяется по рис. 16; $C_{ya\text{вяз}}^\alpha$ – производная коэффициента подъёмной силы профиля в вязком газе; $C_{yaид}^\alpha$ – производная коэффициента подъёмной силы профиля в идеальном газе [см. формулу (22)].

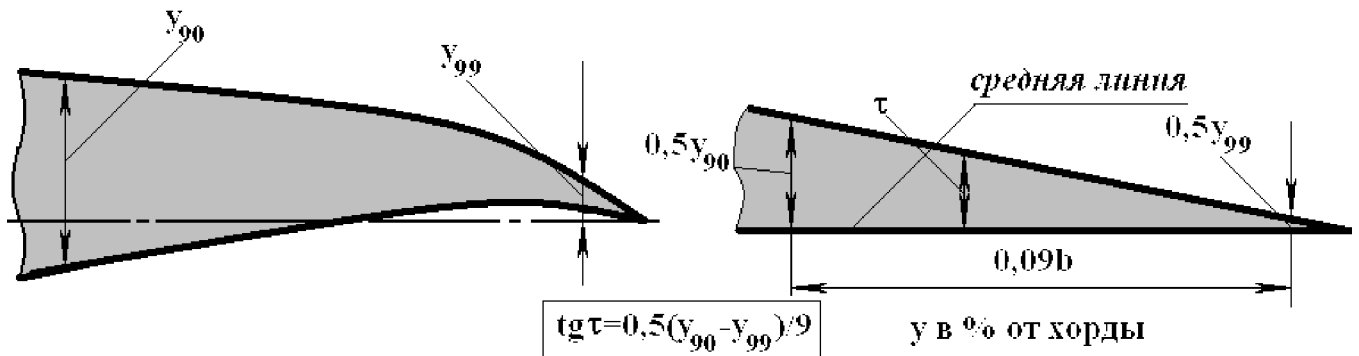


Рис. 15. Определение угла схода хвостовой кромки

Формула (22) указывает на то, что для тонких профилей ($\bar{c} \rightarrow 0$) с острой хвостовой кромкой ($\tau \rightarrow 0$) наклон производной кривой подъёмной силы $C_{ya}^\alpha \rightarrow 2\pi$, что соответствует теории тонкого профиля. С другой стороны, достаточно толстые профили с притупленной хвостовой кромкой могут обеспечить значение C_{ya}^α большее, чем 2π . Этот факт даёт теория толстого профиля в рамках модели идеальной жидкости. Сравнение расчётных данных этой модели и статистических данных DATCOM представлено на рис. 17 [11], из которого видно, что для практически важного диапазона толщин профиля $\bar{c} \leq 30\%$ результаты расчёта в рамках модели идеальной жидкости почти совпадают с данными DATCOM. Влияние вязкости и притупление задней кромки профиля приводит к уменьшению производной C_{ya}^α (рис. 16). Таким образом, в реальной жидкости производная C_{ya}^α практически всегда остаётся меньше значения 2π , что отражено на рис. 18 [8] и рис. 19 [7] для симметричного профиля NASA-00. Из рис. 16 и формулы (22) следует, что производная $C_{ya\text{вяз}}^\alpha$ возрастает с ростом числа Рейнольдса Re .

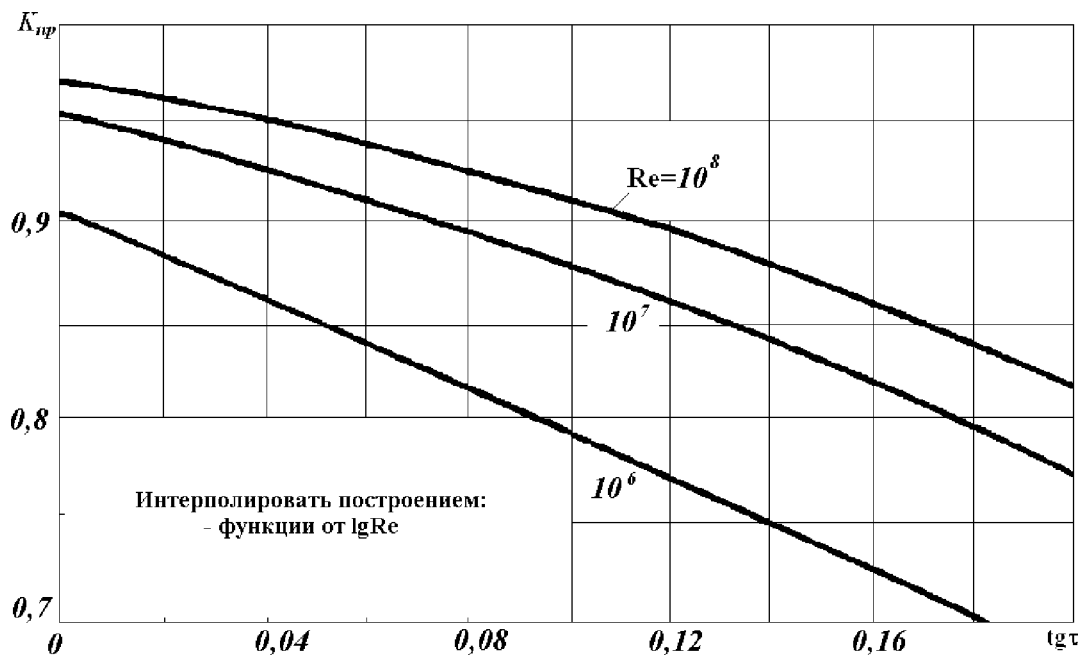


Рис. 16. Влияние угла заострения задней кромки и числа Рейнольдса на наклон кривой подъемной силы профиля

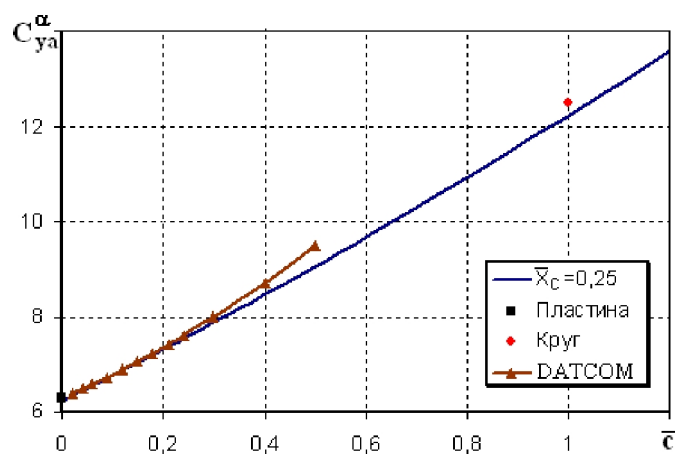


Рис. 17. Влияние толщины на наклон кривой подъемной силы в идеальном газе

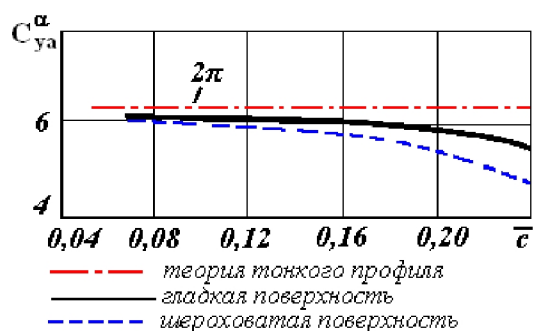


Рис. 18. Зависимость экспериментальных значений производной коэффициента подъемной силы профиля NACA-00 от толщины и шероховатости

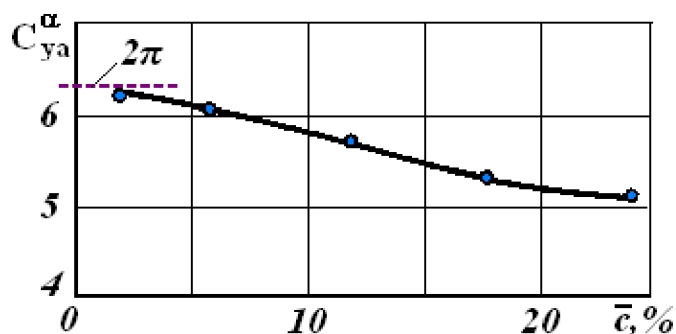


Рис. 19. Зависимость экспериментальных значений производной коэффициента подъемной силы профиля NACA-00 от толщины

Это объясняется тем, что с увеличением числа Re уменьшаются *толщина пограничного слоя δ* и *толщина вытеснения δ^** , поэтому вязкость в меньшей степени снижает производную C_{ya}^α . Из экспериментальных данных, приведённых на рис. 16, можно также заключить, что с увеличением числа Re его рост все в меньшей степени влияет на величину C_{ya}^α . При аэродинамическом проектировании желательно, чтобы значение производной C_{ya}^α оставалось постоянным как можно дольше при увеличении угла атаки.

Максимальный коэффициент подъемной силы $C_{ya\,np\,max}$ должен быть как можно больше. Лучшим подходом для предварительной оценки этой величины является использование экспериментальных данных. На рис. 20 [6] и рис. 21 [9] изображены справочные данные для конструктора, который заинтересован в получении максимально достижимых величин $C_{ya\,np\,max}$ при заданных \bar{c} , хорде, числе Re , при приемлемой кривизне и оптимальной форме носка профиля. Данные, приведённые на рис. 20 и рис. 21, относятся к серии профилей NACA. Из этих данных следует:

а) для относительных толщин $\bar{c} < 10\%$ величина $C_{ya\,np\,max}$ мало зависит от изменения числа Рейнольдса Re ;

б) для относительных толщин $\bar{c} < 12\%$ доминирует срыв по передней кромке;

в) для относительных толщин $\bar{c} > 12\%$ доминирует срыв на задней кромке, и величина $C_{ya\,np\,max}$ становится чувствительной к изменению числа Re ;

г) наибольшие величины $C_{ya\,np\,max}$ характерны для пятизначной серии профилей. Шестизначные ламинарные профили с $C_{ya\,p} \approx 0,4$ и не слишком задним расположением максимальной толщины имеют $C_{ya\,np\,max}$ на 0,08-0,12 ниже;

д) максимально достижимая величина $C_{ya\,np\,max}$ для профилей стандартной серии NACA 23012 составляет 1,8 при числах $Re = 9 \cdot 10^6$;

е) максимум величины $C_{ya\text{ пр max}}$ достигается при $\bar{x}_f \approx 15-17\%$ и $\bar{f} = 6\%$.

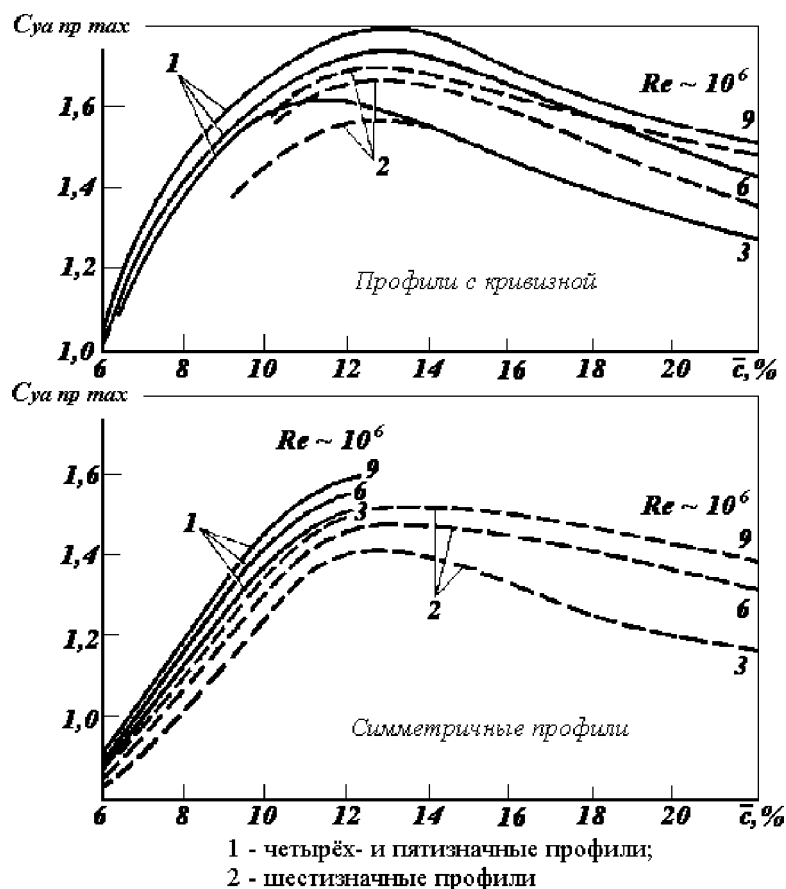


Рис. 20. Зависимость максимальных значений коэффициента подъёмной силы стандартных профилей NASA по экспериментальным данным

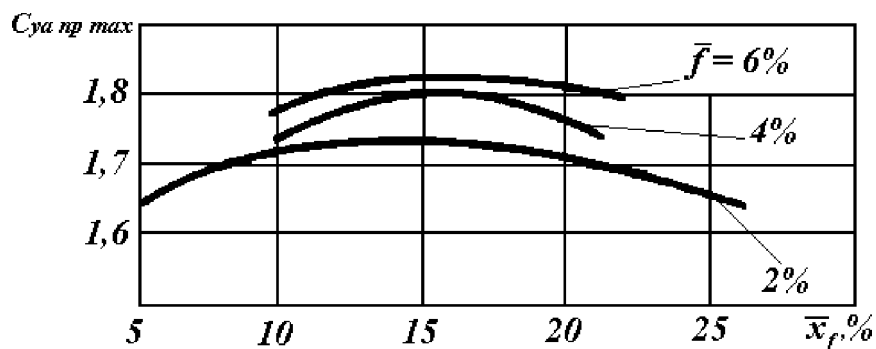


Рис. 21. Зависимость максимальных значений коэффициента подъёмной силы профилей от координаты максимальной вогнутости и величины вогнутости

Более высокие величины возможны для профилей специальной геометрии, например профиль NASA GA(W)-1 даёт значение $C_{ya\text{ пр max}} \approx 2,0$ при числах $Re \approx 10^7$.

Угол атаки при нулевой подъёмной силе α_0 по теории тонкого профиля определяется формулой

$$\alpha_0 = \frac{1}{\pi} \int_0^\pi \frac{df(x)}{dx} (1 + \cos \theta) d\theta, \quad (23)$$

где переменная интегрирования θ связана с координатой x соотношением

$$x = 0,5b(1 + \cos \theta). \quad (24)$$

Из формулы (23) следует, что величина α_0 зависит только от формы средней линии (вогнутости) и не зависит от толщины профиля. Для симметричного профиля ($\bar{f} = 0$) имеет место равенство $\alpha_0 = 0$. В этом случае кривая зависимости коэффициента подъемной силы проходит через начало координат (рис. 23).

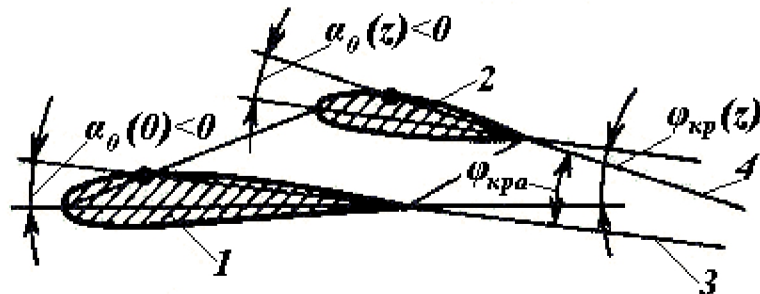
В работе [6] рекомендуются следующие формулы для оценки величины α_0 профилей НАСА различных серий:

- для четырехзначных профилей $\alpha_0 = -k \bar{f}$;
- для пятизначных профилей $\alpha_0 = -4 C_{yap}$;
- для шестизначных профилей $\alpha_0 = -6,6 C_{yap}$,

где k – некоторый коэффициент; C_{yap} – расчётный коэффициент подъемной силы при безударном обтекании (определение C_{yap} см. ниже). Как видно, знак α_0 противоположен знакам \bar{f} и C_{yap} . Если $\bar{f} > 0$ или $C_{yap} > 0$, то $\alpha_0 < 0$ и с ростом \bar{f} и C_{yap} угол α_0 уменьшается. Отсюда следует, что при фиксированном угле атаки α (например, α^* на рис. 23) коэффициент подъемной силы можно увеличить, увеличивая положительную относительную вогнутость \bar{f} . С величиной α_0 связано понятие *линии нулевой подъемной силы* (см. рис. 11). Если форма профиля и его положение изменяются по размаху крыла, то такое крыло называется *аэродинамически закрученным*. Для характеристики аэродинамически закрученных крыльев используется *угол аэродинамической крутки* $\varphi_{кра}$ – угол между линиями нулевой подъемной силы профиля в рассматриваемом сечении и в плоскости симметрии (рис. 22):

$$\varphi_{кра}(z) = \varphi_{кр}(z) - \alpha_0(z) + \alpha_0(0), \quad (25)$$

где z – координата сечения; $\varphi_{кр}(z)$ – угол геометрической крутки; $\alpha_0(z)$, $\alpha_0(0)$ – углы нулевой подъемной силы профиля в сечении z и в плоскости симметрии.



- 1 - сечение крыла в плоскости симметрии ($z=0$);
 2 - сечение крыла в плоскости z ;
 3, 4 - линии нулевой подъемной силы в сечениях, лежащих в плоскости симметрии и z соответственно

Рис. 22. Определение угла аэродинамической крутки крыла

2.3. Зависимость коэффициента подъемной силы профиля от угла атаки

Величины α_0 , C_{ya}^α и $C_{ya\text{пр max}}$ полностью определяют зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки, которая при малых углах атаки имеет вид

$$C_{ya} = C_{ya}^\alpha (\alpha - \alpha_0). \quad (26)$$

Типовая зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки для аэродинамического профиля показана на рис. 23.

2.4. Зависимость коэффициента момента тангажа профиля от угла атаки

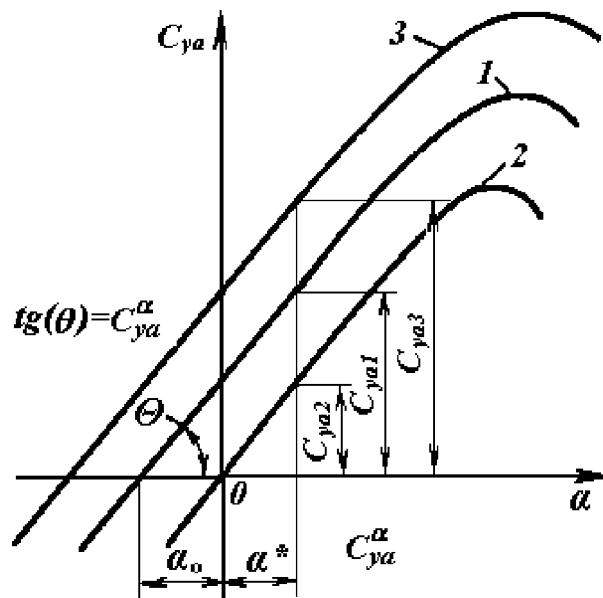
Для малых углов атаки коэффициент момента тангажа относительно передней кромки можно определить по одной из следующих формул:

$$m_z = m_z^\alpha (\alpha - \alpha_{0m}); \quad m_z = m_{z0\alpha} + m_z^\alpha \alpha; \quad m_z = m_{z0} + m_z^{C_{ya}} C_{ya}, \quad (27)$$

где $m_z^\alpha = \frac{dm_z}{d\alpha}$ – производная коэффициента тангажа по углу атаки;

$m_z^{C_{ya}} = \frac{dm_z}{dC_{ya}}$ – производная коэффициента тангажа по коэффициенту

подъемной силы, это величина называется ещё *запасом статической устойчивости*; α_{0m} – угол атаки, при котором $m_z = 0$; m_{z0} – коэффициент момента тангажа при $C_{ya} = 0$ (совпадает с коэффициентом момента тангажа относительно аэродинамического фокуса по углу атаки); $m_{z0\alpha}$ – коэффициент момента тангажа при $\alpha = 0$ ($m_{z0\alpha} = -m_z^\alpha \alpha_{0m}$).



- 1 - профиль с положительной вогнутостью \bar{f}_1 ;
- 2 - симметричный профиль $\bar{f}_2=0$;
- 3 - профиль с увеличенной вогнутостью $\bar{f}_3 > \bar{f}_1$.

Рис. 23. Типовые зависимости коэффициента подъемной силы профиля от угла атаки

Линейная теория тонкого профиля даёт

$$m_z^\alpha = -\frac{\pi}{2}; \quad m_{z0} = \frac{1}{2} \int_0^\pi \frac{df(x)}{dx} [\cos \theta + \cos(2\theta)] d\theta. \quad (28)$$

Из формул (28) следует, что m_{z0} зависит от формы профиля. Соответствующим искривлением его средней линии можно получить необходимое значение m_{z0} . К моменту тангажа предъявляются следующие требования. Величина производной m_z^α , определяющая положение фокуса профиля, должна быть постоянной до возможно больших углов атаки (до критических углов). Величина коэффициента момента при нулевой подъемной силе m_{z0} играет очень большую роль в аэродинамике самолёта. С одной стороны, уменьшение этой величины до нулевого значения может создать тем самым большую экономию в весе крыла вследствие уменьшения момента кручения для крыла при углах атаки, близких к пикированию. С другой стороны, равенство $m_{z0} = 0$ характеризует постоянство центра давления на профиле и улучшает аэродинамику самолёта как на сравнительно небольших, так и, в особенности, на больших околозвуковых скоростях полёта. Однако как это часто встречается в самолётостроении, одновременное удовлетворение всех этих требований неосуществимо. Обычно существенное улучшение какой-либо одной аэродинамической характеристики приводит к ухудшению других.

2.5. Аэродинамический фокус профиля

По определению аэродинамический фокус лежит на хорде профиля и определяется формулой из табл. 2. По линейной теории тонкого профиля величина аэродинамического профиля является постоянной и равной 0,25. Таким образом, теоретически фокус профиля при малой дозвуковой скорости независимо от его толщины и вогнутости находится на расстоянии, равном $\frac{1}{4}$ длины хорды от передней кромки. Этот факт подтверждается экспериментальными данными для профилей с различными значениями \bar{c} и \bar{f} (рис. 24) [8].



Рис. 24. Зависимость положения фокуса профиля по углу атаки от его толщины

2.6. Безударное обтекание профиля

Безударным обтеканием профиля называется такой режим обтекания, при котором поток, набегающий на профиль, не огибает его переднюю кромку. При безударном обтекании поток разделяется на верхний и нижний поток в районе начала средней линии профиля. Угол атаки и коэффициент подъемной силы, при которых обтекание является *безударным*, называются расчетными и обозначаются α_p, C_{yap} .

В рамках линейной теории тонкого профиля безударное обтекание профиля реализуется при угле атаки

$$\alpha_p = \frac{1}{\pi} \int_0^{\pi} \frac{df(x)}{dx} d\theta. \quad (29)$$

Подставив α_p в (26) и учтя (23), получим коэффициент подъемной силы, при котором обтекание профиля является безударным:

$$C_{yap} = -2 \int_0^{\pi} \frac{df(x)}{dx} \cos \theta d\theta. \quad (30)$$

Формулы (29) и (30) определяют α_p и C_{yap} в случае, когда уравнение средней линии $y = f(x)$ задано. При этом значения величин α_p и C_{yap} могут не соответствовать расчётному режиму полёта и даже выйти за пределы допустимых значений α_p и C_{yap} . Поэтому обычно решают обратную задачу: задав α_p (или C_{yap}), определяют форму средней линии, обеспечивающую безударное обтекание при заданном угле атаки (или коэффициенте подъёмной силы). Заметим, что формулы (29) и (30) предъявляют только интегральные требования к форме средней линии. Поэтому расчётные значения α_p (или C_{yap}) можно получить, деформируя среднюю линию различными способами. Например, отклоняя носки или закрылки. Для многих профилей [8]

$$C_{yap} = 0,1\bar{f}, \quad (31)$$

где максимальная относительная вогнутость \bar{f} принята в процентах.

2.7. Подсасывающая сила

Для выяснения понятия *подсасывающая сила* обратимся к рис. 25. Рассмотрим безотрывное обтекание идеальным газом элемента цилиндрического крыла бесконечного размаха. По теореме Жуковского на него действует только подъёмная сила ΔY_a (рис. 25). Разложим её на составляющие ΔT и ΔY , действующие соответственно вдоль хорды вперед и перпендикулярно к ней. Составляющая ΔT называется *подсасывающей силой*. Поскольку газ предполагается идеальным, то подсасывающая сила является *силой давления*. Таким образом, под *подсасывающей силой* понимается направленная вдоль хорды вперед *сила давления*, действующая на элемент цилиндрического крыла бесконечного размаха при его безотрывном обтекании идеальным газом. *Коэффициент подсасывающей силы* равен

$$c_T = \lim_{\Delta z \rightarrow 0} \frac{\Delta T}{q_\infty b \Delta z}. \quad (32)$$

При малом угле атаки α можно записать

$$\Delta T = \Delta Y_a \alpha; \quad c_T = C_{ya} \alpha. \quad (33)$$

Рассмотрим механизм образования подсасывающей силы. Начнем с симметричного профиля (рис. 25, б). При положительном угле атаки передняя критическая точка A располагается ниже передней кромки. Частицы воздуха, обтекающие поверхность профиля сверху, движутся от точки A сначала вперед, огибают носок и затем устремляются к задней кромке.

При обтекании носовой части профиля скорость движения воздуха увеличивается, а по уравнению Бернулли давление падает. Вблизи точки A создаётся разрежение. В то же время на кормовой части поток тормозится чем ближе к задней кромке, тем сильнее. В результате с приближением к задней кромке, согласно уравнению Бернулли, давление растёт. На самой кромке оно становится равным давлению торможения. Разность давлений, действующих на кормовую часть и область вблизи передней кромки, создаёт направленную вперед силу. Эта сила называется *подсасывающей силой разрежения*, а её коэффициент обозначается $c_{T\text{рж}}$.

Очевидно, что в случае симметричного профиля подсасывающая сила разрежения является полной подсасывающей силой и, следовательно:

$$c_T = c_{T\text{рж}} = C_{ya} \alpha = \frac{C_{ya}^2}{C_{ya} \alpha}. \quad (34)$$

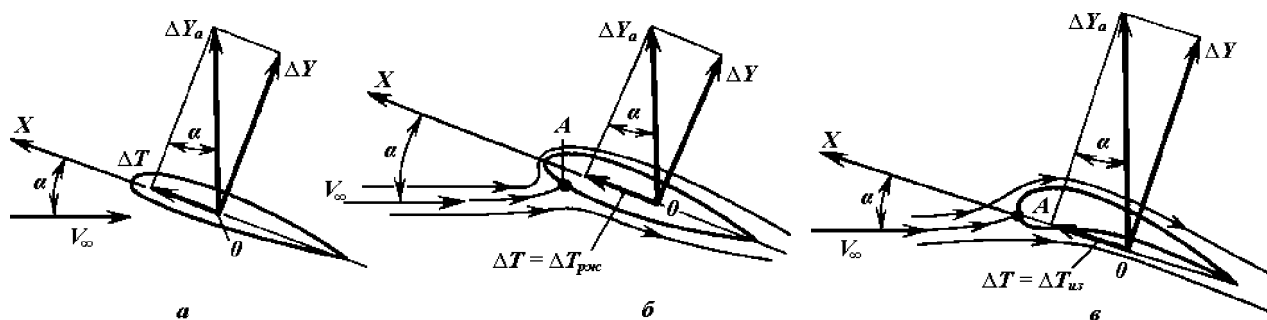


Рис. 25. К определению подсасывающей силы профиля: а – связь подсасывающей силы с подъёмной силой; б – подсасывающая сила на симметричном профиле; в – подсасывающая сила при безударном обтекании

Рассмотрим теперь подсасывающую силу, действующую на элемент крыла с вогнутым профилем при безударном обтекании. В этом случае коэффициент подсасывающей силы также определяется второй формулой (33), но механизм образования подсасывающей силы иной. Теперь передняя критическая точка располагается на передней кромке (рис. 25, в). При этом разрежение вблизи передней кромки не возникает. В результате подсасывающая сила разрежения обращается в нуль. Подсасывающая сила в этом случае создается разностью давлений, действующих на верхнюю и нижнюю поверхности. Возникает она в результате вогнутости профиля. Эту подсасывающую силу называют *подсасывающей силой изгиба*, а её коэффициент обозначается $c_{T\text{из}}$. Очевидно, что при безударном обтекании имеет место следующая формула:

$$c_T = c_{T\text{из}} = C_{ya\text{р}} \alpha = \frac{C_{ya\text{р}}^2}{C_{ya} \alpha} + \alpha_0 C_{ya\text{р}}. \quad (35)$$

Если обтекание элемента с вогнутым профилем не безударное, то подсосывающая сила возникает вследствие как изгиба, так и разрежения:

$$c_T = c_{T_{из}} + c_{T_{рж}}. \quad (36)$$

Так как подсосывающая сила является взятой с обратным знаком продольной силой давления, то коэффициент подсосывающей силы можно представить через коэффициент давления следующим образом:

$$c_T = -\frac{1}{b} \int_0^b \left(c_{pв} \frac{dy_в}{dx} - c_{pн} \frac{dy_н}{dx} \right) dx. \quad (37)$$

Учитывая, что $y_в = f(x) + \frac{c(x)}{2}$; $y_н = f(x) - \frac{c(x)}{2}$, где $y = f(x)$ – уравнение средней линии профиля; $c(x)$ – толщина профиля на расстоянии x от носка, находим

$$c_T = -\frac{1}{2b} \int_0^b (c_{pн} + c_{pв}) \frac{dc(x)}{dx} dx + \frac{1}{b} \int_0^b (c_{pн} - c_{pв}) \frac{df(x)}{dx} dx. \quad (38)$$

Очевидно, что первое слагаемое связано с подсосывающей силой разрежения, а второе – с подсосывающей силой изгиба. Следовательно

$$c_{T_{рж}} = -\frac{1}{2b} \int_0^b (c_{pн} + c_{pв}) \frac{dc(x)}{dx} dx; \quad c_{T_{из}} = \frac{1}{b} \int_0^b (c_{pн} - c_{pв}) \frac{df(x)}{dx} dx. \quad (39)$$

Формулы (36) и (39) позволяют определить c_T , если известно распределение давлений по поверхности профиля. Распределение давлений по поверхности профиля может быть получено как теоретическим путём, так и экспериментальным, а формулы (39) являются общими и дают возможность рассчитать коэффициент подсосывающей силы вне зависимости от способа получения распределения давления по поверхности профиля.

Приведём формулы для расчёта $c_{T_{рж}}$ и $c_{T_{из}}$ [8]:

$$\begin{aligned} c_{T_{рж}} &= \frac{1}{C_{ya} \alpha} (C_{ya} - C_{ya p})^2, \\ c_{T_{из}} &= C_{ya} \alpha - \frac{1}{C_{ya} \alpha} (C_{ya} - C_{ya p})^2 \end{aligned} \quad (40)$$

Если профиль симметричный, то $\alpha_0 = \alpha_p = 0$; $c_{T_{из}} = 0$. В этом случае подсосывающая сила реализуется только в виде подсосывающей силы разрежения и её коэффициент равен

$$c_T = c_{Tрж} = C_{ya} \alpha = \frac{C_{ya}^2}{C_{ya}^\alpha}. \quad (41)$$

При безударном обтекании несимметричного профиля имеем

$$C_{ya} = C_{ya p}; \quad c_{Tрж} = 0; \quad c_T = c_{Tиз} = C_{ya p} \alpha_p. \quad (42)$$

2.8. Коэффициент лобового сопротивления профиля

При безотрывном обтекании профиля идеальным несжимаемым газом коэффициент его лобового сопротивления равен нулю. Этот факт в аэродинамике называется *парадоксом Даламбера*. В реальном вязком газе возникают сопротивление трения и вызванное вязкостью сопротивление давления. Поэтому в действительности (рис. 26), когда угол атаки небольшой ($\alpha \ll 1$, $\cos \alpha \approx 1$), коэффициент лобового сопротивления можно представить как сумму

$$C_{xa} = C_F + \Delta C_{x0вяз} + \Delta C_{xiвяз} \quad (43)$$

где C_F – коэффициент продольной силы трения профиля; $\Delta C_{x0вяз}$ – коэффициент продольной силы давления, вызванной вязкостью среды и не связанный с коэффициентом подъемной силы профиля C_{ya} ; $\Delta C_{xiвяз}$ – коэффициент продольной силы давления, вызванной вязкостью и отрывом потока и зависящий от коэффициента подъемной силы ($C_{ya} - C_{ya p}$) (в обозначениях нижней индекс «*np*» опущен).

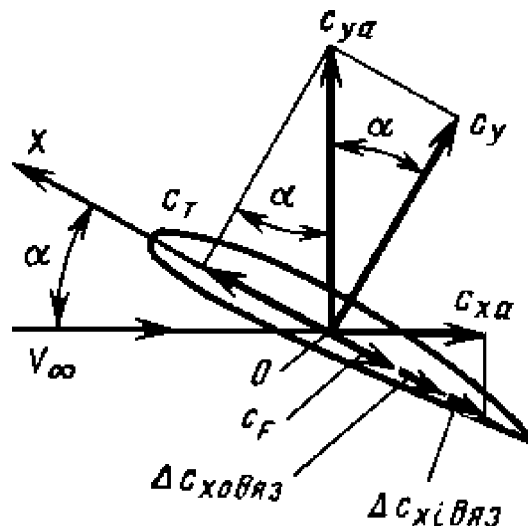


Рис. 26. Составляющие коэффициента лобового сопротивления профиля

При безударном обтекании ($C_{ya} = C_{ya p}$) толщины вытеснения на верхней и нижней поверхностях профиля примерно одинаковы. В этом случае отрыв потока практически отсутствует и $\Delta C_{xiвяз} \approx 0$. Это тоже бу-

дет иметь место при обтекании симметричного профиля под нулевым углом атаки. При других значениях C_{ya} коэффициент продольной силы давления, вызванной вязкостью и отрывом потока рассчитывается по формуле [8]

$$\Delta C_{x0\text{вяз}} = D(C_{ya} - C_{ya p})^2, \quad (44)$$

где коэффициент D зависит от формы профиля.

Используя соотношение (44), выражение для определения коэффициента лобового сопротивления профиля (43) можно записать следующим образом:

$$C_{xa} = C_{xa \min} + D(C_{ya} - C_{ya p})^2, \quad (45)$$

где $C_{xa \min}$ – минимальный коэффициент лобового сопротивления профиля, определяется суммой

$$C_{xa \min} = C_F + \Delta C_{x0\text{вяз}}. \quad (46)$$

Типичная зависимость $C_{xa} = f(C_{ya})$, которая называется *полярной первого рода* для профиля, показана на рис. 27.

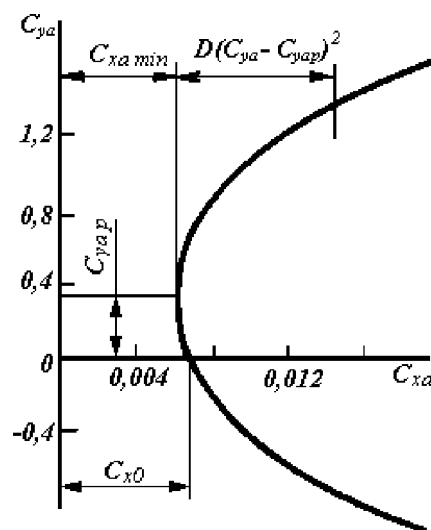


Рис. 27. Типичная полярная первого рода для профиля

Коэффициент $C_{xa \min}$ определяется в основном силой трения, т.е. $C_F + \Delta C_{x0\text{вяз}}$. В приближённых расчётах принято коэффициент $C_{xa \min}$ вычислять через коэффициент двухстороннего трения плоской пластинки $2C_{Fпл}$. Но сопротивление трения профиля отличается от сопротивления двухстороннего трения пластинки, так как, во-первых, у пластинки и профиля разные характеристики пограничных слоев, а во-вторых – разные площади поверхностей. Эти факторы и наличие небольшого сопротивления давления, вызванного вязкостью, учитывают, вводя поправоч-

ный коэффициент η_c (нижний индекс «с» указывает на толщину профиля – главный фактор отличия профиля от плоской тонкой пластины) (рис. 28) [8]. Приближённо можно полагать [6]:

$$\eta_c = 1 + \psi_{кр}, \quad (47)$$

где $\psi_{кр} = 2,7\bar{c} + 100\bar{c}^4$ при $\bar{c} \leq 0,21$

Таким образом, коэффициент C_{xamin} вычисляется по формуле

$$C_{xamin} = 2C_{Fnl}\eta_c, \quad (48)$$

где C_{Fnl} – коэффициент одностороннего трения плоской пластинки.

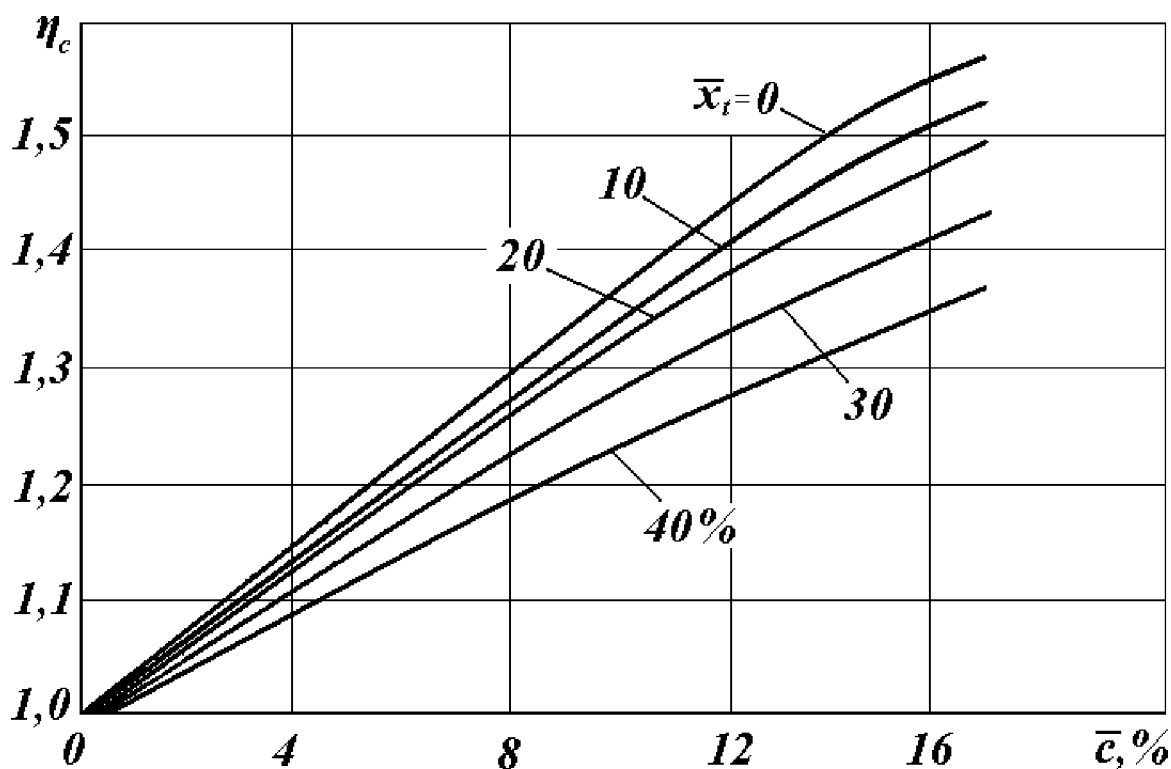


Рис. 28. Зависимость коэффициента η_c

Коэффициент двухстороннего трения плоской пластинки $2C_{Fnl}$ зависит в основном от двух факторов: от числа Рейнольдса Re и относительной координаты точки перехода ламинарного пограничного слоя (ЛПС) в турбулентный пограничный слой (ТПС) \bar{x}_t . Обычно точки перехода ЛПС в ТПС на верхней и нижней поверхностях находятся на разных расстояниях от носка профиля. Для приближённых инженерных расчётов принимают среднее значение координаты точки \bar{x}_t на верхней и нижней поверхности. Приближённое значение величины \bar{x}_t рассчитывается как минимальное из трёх указанных в фигурных скобках [10]:

$$\bar{x}_t \approx \min \left\{ \begin{array}{l} \frac{10^n}{\text{Re}}; \\ \sqrt{\bar{x}_c \cdot \bar{x}_f}; \\ \bar{b}_n \end{array} \right\}, \quad (49)$$

$$n = 5 + F_1(M) \cdot \left\{ 1 - [F_2(\text{Re}) / F_3(M)]^2 \right\}^{0.5},$$

$$F_1(M) = 1,3 + 0,6M(1 - 0,25M^2),$$

$$F_2(\text{Re}) = \lg |(h_{uu}/b) \text{Re} - 1|,$$

$$F_3(M) = 2,2 - 0,08M^2 / (1 + 0,312M),$$

$$\bar{b}_n = b_n/b, \text{Re} = V \cdot b/\nu,$$

где b_n – хорда предкрылка, M – число Маха, ν – коэффициент кинематической вязкости воздуха, $h_{uu} \approx (5...15) \cdot 10^{-6} \text{ м}$ – средняя высота бугорков шероховатости поверхности крыла.

При определении коэффициента одностороннего трения плоской пластинки $C_{F_{пл}}$ можно пользоваться графической зависимостью, показанной на рис. 29.

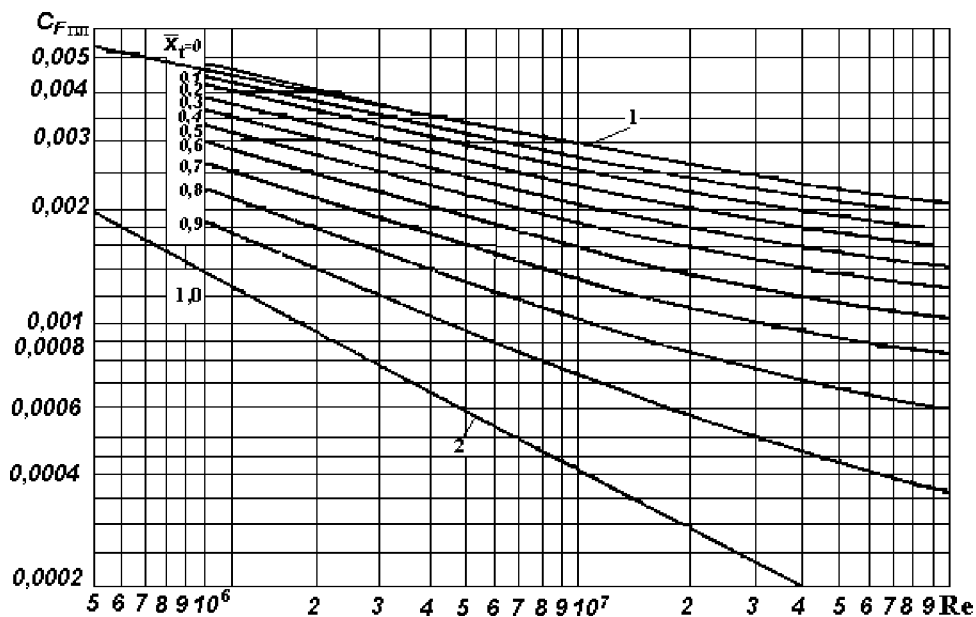


Рис. 29. Зависимость для коэффициента трения плоской пластины в несжимаемом потоке (1 – ТПС; 2 – ЛПС) [6]

Для более точных расчётов $C_{F_{пл}}$ можно использовать следующие формулы:

– для ЛПС ($\bar{x}_t = 1,0$) при значениях чисел Рейнольдса в диапазоне $\text{Re} \leq 4,85 \cdot 10^5$

$$C_{F_{пл}} = 1,328 / \sqrt{\text{Re}}; \quad (50)$$

– для ТПС ($\bar{x}_t = 0$) при значениях чисел Рейнольдса в диапазоне $Re \geq 3 \cdot 10^7$

$$C_{Fm} = 0,455 / (\lg Re)^{2,58}; \quad (51)$$

– смешанного пограничного слоя при значениях чисел Рейнольдса в диапазоне $4,85 \cdot 10^5 < Re < 3 \cdot 10^7$

$$C_{Fm} = 0,455 / (\lg Re)^{2,58} \left[1 - \bar{x}_t + (40\bar{x}_t^{0,625}) / Re^{0,375} \right]^{0,8}. \quad (52)$$

При расчёте координаты точки перехода ЛПС в ТПС по формуле (49) следует также принимать рекомендации [6]. Для чисел Рейнольдса до 10^7 точка перехода для прямого крыла лежит в зоне 15-20% хорды от передней кромки. Вблизи зон стыковки крыла с фюзеляжем, крыла с гондолой двигателя и в зоне струи от винта точка перехода ЛПС в ТПС находится на расстоянии 5-10% хорды. Можно эти оценки распространить и на случай стреловидных крыльев. При $Re > 3 \cdot 10^7$ можно считать, что $\bar{x}_t = 0,05$.

3. АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

3.1. Сопротивление трения крыла при дозвуковых скоростях полёта

При расчёте коэффициента сопротивления трения для крыла необходимо проекцию крыла в плане разбить на отдельные участки, при этом выбор участка должен определяться либо изломами передней или задней кромок, либо наличием перед крылом воздушного винта. Для каждого участка определяется площадь S_n и средняя хорда b_n (n – номер участка крыла). Очевидно, что сумма относительных площадей отдельных участков должна равняться единице, т.е.

$$\bar{S}_1 + \bar{S}_2 + \bar{S}_3 + \dots + \bar{S}_n \equiv 1,0, \quad (53)$$

где $\bar{S}_n = S_n/S$ – относительная площадь n -го участка крыла.

Для каждого участка рассчитывается число Рейнольдса $Re_n = Vb_n/\nu$ и относительная координата \bar{x}_{t_n} перехода ЛПС в ТПС по формулам (49)-(52). По найденным значениям Re_n и \bar{x}_{t_n} определяется величина коэффициента $C_{F_{n1}}$ по рис. 29 и величина η_c по рис. 28, либо приближённо по формуле (47). Суммарный коэффициент трения крыла определится по формуле

$$2C_{F_{кр}} = \sum_{n=1}^N (2C_{F_{n1}} \cdot \bar{S}_n). \quad (54)$$

3.2. Профильное сопротивление крыла

С учётом сжимаемости потока *профильное сопротивление* крыла (сумма сопротивлений трения и давления) можно определить по формуле

$$C_{хар} = 2C_{F_{кр}} \cdot \eta_c \cdot \eta_M, \quad (55)$$

где коэффициент, учитывающий сжимаемость потока, можно рассчитать по формуле [10]

$$\eta_M = 1 + \bar{c} (5M - 3). \quad (56)$$

Расчёт по формулам (54)-(56) справедлив для крыла с постоянной относительной толщиной по размаху. Если же крыло по размаху имеет разные относительные толщины для различных участков, то формулу (54) необходимо применить для коэффициента профильного сопротивления крыла, т.е.

$$C_{xар} = \sum_{n=1}^N (C_{xар n} \cdot \bar{S}_n). \quad (57)$$

3.3. Индуктивное сопротивление крыла при дозвуковых скоростях полёта

При расчёте коэффициента индуктивного сопротивления крыла пользуются не геометрическим, а *эффективным удлинением*. На малых дозвуковых скоростях, при числе Маха меньше *критического числа Маха* ($M_\infty < M_{*кр}$) коэффициент индуктивное сопротивление крыла рассчитывается по формуле

$$C_{xai} = \frac{C_{ya}^2}{\pi \lambda_{эфф}}, \quad (58)$$

где $\lambda_{эфф}$ – *эффективное удлинение крыла* определяется формулой

$$\lambda_{эфф} = \frac{\lambda}{1 + \delta}, \quad \text{где } \delta = 0,002 \frac{\lambda}{\cos \chi_{0,25}} \left(3,1 - \frac{14}{\eta} + \frac{20}{\eta^2} - \frac{8}{\eta^3} \right). \quad (59)$$

Следует помнить, что замена $\lambda_{эфф}$ на λ при расчёте АДХ крыла может привести к большим погрешностям. Например, для крыла с сужением $\eta = 4$ и $\chi_{0,25} = 35^\circ$ (геометрические характеристики пассажирского самолёта) при геометрическом удлинении $\lambda = 8$ эффективное удлинение $\lambda_{эфф} = 7$, а при $\lambda = 10$ – $\lambda_{эфф} = 8,5$, что приводит к погрешности 12,5...15% [10].

3.4. Критическое число Маха

Число Маха набегающего потока на крыло невозмущённого потока, при котором в некоторой точке местная скорость впервые становится равной местной скорости звука, называют критическим числом Маха крыла и обозначают $M_{*кр}$. Аналогичное определение критического числа Маха имеет место и для профиля $M_{*пр}$ (двумерный случай).

Местная скорость потока достигает скорости звука там, где она принимает максимальное значение, а давление (по уравнению Бернулли) – минимальное значение. Поэтому величину $M_{*пр}$ связывают с минимальным коэффициентом давления $c_{p\min}$ на поверхности профиля при малых скоростях. Величину $M_{*пр}$ профиля можно найти по теоретической кривой С.А. Христиановича (рис. 30). На рис. 30 также показана расчётная кривая Г.Ф. Бурого, которая получена на основе приближённого метода.

Как видно из рис. 30 [12], два теоретических метода хорошо согласуются между собой.

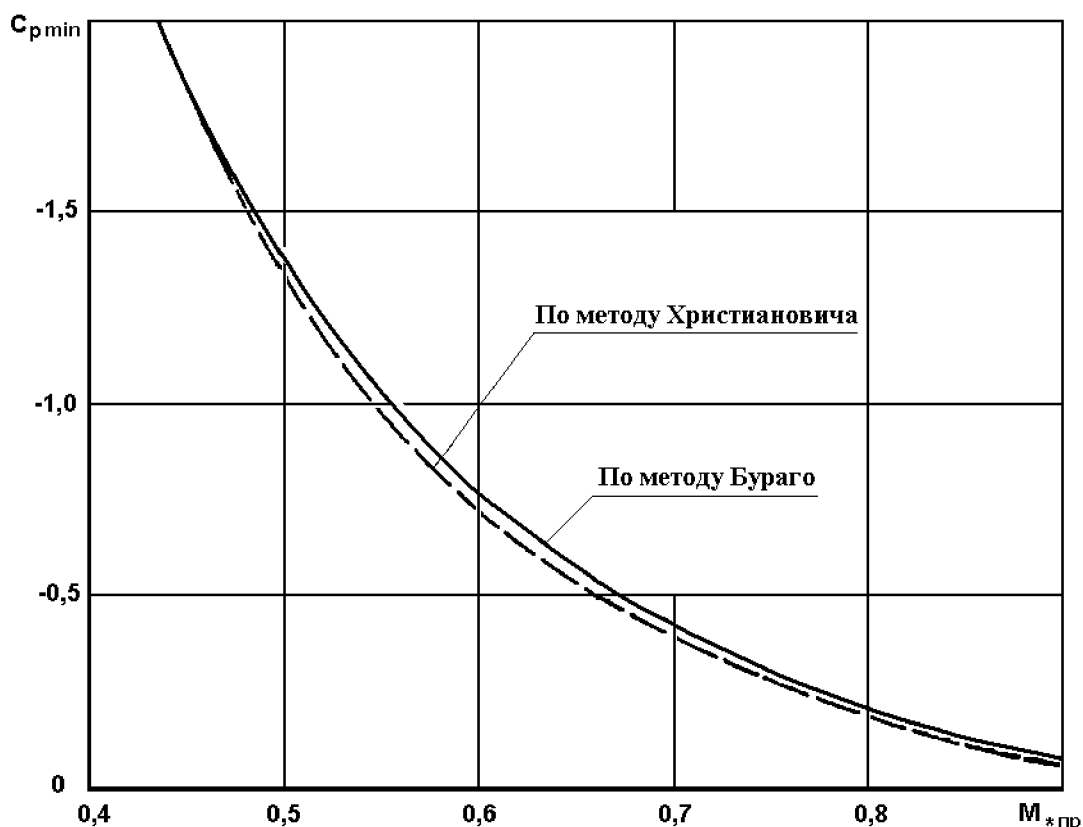


Рис. 30. Зависимость критического числа Маха профиля от минимального коэффициента давления в несжимаемом потоке

Кривая Христиановича принципиально важна, поскольку позволяет по минимальному значению коэффициента давления оценить критическое значение числа Маха, при этом минимальное значение коэффициента давления может быть получено как расчётным, так и экспериментальным путём. Приближённый метод Бураго является простым для программирования и, как показали многочисленные расчёты для различных тел [13, 14], имеет достаточно высокую точность. Однако для того, чтобы применить методы Христиановича или Бураго, необходимо решить задачу обтекания несжимаемым потоком тела, что само по себе может быть трудоёмким.

Существуют инженерные методы расчёта критического числа Маха профиля, так для произвольного профиля значение $M_{*пр}$ при $C_{уап} = 0$ можно найти из решения уравнения [6]

$$\bar{c} = 0,03 \left\{ \left[1 - \left(\frac{5 + M_{*пр}^2}{5 + \tilde{M}^2} \right)^{3,5} \right] \frac{\sqrt{1 - M_{*пр}^2}}{M_{*пр}^2} \right\}^{2/3}, \quad (60)$$

где $\tilde{M} = 1 \dots 1,15$ зависит от формы профиля. Увеличение $C_{yаnp}$ вызывает уменьшение M_{*np} . Для расчёта значения критического числа Маха M_{*np} при $C_{yаnp} \neq 0$ можно также применять формулу (60), но параметр \tilde{M} должен быть уменьшен на $0,25C_{yаnp}$. Расчёты можно проводить для $C_{yаnp} < 0,7$.

Число $M_{*кр}$ крыла конечного размаха зависит от его формы на виде сверху. Чем меньше удлинение крыла, тем больше $M_{*кр}$. На значение $M_{*кр}$ сильно влияет стреловидность крыла. Поскольку скорости в нормальном сечении *скользящего крыла* определяются числом Маха $M_{n\infty} = M_\infty \cos \beta$ (β – угол скольжения), то местная скорость на скользящем крыле достигнет местной скорости звука, когда $M_{n\infty} = M_{n*}$. Поэтому критическое число Маха скользящего крыла равно

$$M_{*кр} = M_{nкр} / \cos \beta, \quad (61)$$

где $M_{nкр}$ – критическое число Маха несскользящего крыла при значениях

$$\alpha_n = \alpha / \cos \beta, \quad \bar{c}_n = \bar{c} / \cos \beta. \quad (62)$$

Из формул (61)-(62) следует, что из-за эффекта скольжения у стреловидных крыльев $M_{*кр}$ должно быть бóльшим, чем у нестреловидных.

Для приближённого расчёта критического числа Маха стреловидного крыла при нулевой подъёмной силе можно использовать решение уравнения

$$\bar{c} = \frac{0,3}{M_{*кр}} \left(\frac{1}{M_{*кр} \cos \chi_{0,25}} - M_{*кр} \cos \chi_{0,25} \right)^{1/3} \left\{ 1 - \left[\frac{5 + (M_{*кр} \cos \chi_{0,25})^2}{5 + \tilde{M}^2} \right]^{3,5} \right\}^{2/3}, \quad (63)$$

где \bar{c} – относительная толщина профиля на 50% полуразмаха. Параметр \tilde{M} определяется так же, как и в формуле (60). Для учёта влияния подъёмной силы на величину $M_{*кр}$ в формуле (63) параметр \tilde{M} должен быть уменьшен на $0,25C_{yакр} \cos^{-2} \chi_{0,25}$.

3.5. Коэффициент подъёмной силы крыла

При малых углах атаки формула (26) для профиля справедлива и для крыла. Коэффициент подъёмной силы крыла можно рассчитать точно по линейной теории. Существуют вычислительные программы, основанные на *методе дискретных вихрей*, которые позволяют весьма точно и быстро рассчитывать $C_{yакр}$. Но на стадии предварительного проектирования кон-

структуру желательно иметь соотношение, выражающее в явной форме зависимость коэффициента подъёмной силы крыла от его геометрических характеристик. К сожалению, в строгой постановке такие зависимости отсутствуют. Ниже приводятся несколько формул, которые будут полезны при быстром приближённом расчёте.

В случае прямоугольного крыла большого удлинения производную коэффициента подъёмной силы крыла можно вычислить через производную коэффициента подъёмной силы профиля

$$C_{уакр}^{\alpha} = \frac{C_{уанр}^{\alpha}}{1 + \frac{C_{уанр}^{\alpha}}{\pi\lambda}}. \quad (64)$$

Для крыльев с сужением можно использовать формулы (19), (20). Формула (64) справедлива для нестреловидных крыльев большого удлинения. Если в этой формуле в соответствии с теорией скольжения сделать замену $C_{уанр}^{\alpha}$ на $C_{уанр}^{\alpha} \cos \chi_{0,5}$, то получим формулу для производной коэффициента подъёмной силы стреловидного крыла большого удлинения

$$C_{уакр}^{\alpha} = \frac{C_{уанр}^{\alpha} \cos \chi_{0,5}}{1 + \frac{C_{уанр}^{\alpha} \cos \chi_{0,5}}{\pi\lambda}}. \quad (65)$$

Для крыльев малых удлинений ($\lambda < 1$) можно использовать формулу Р.Т. Джонса

$$C_{уакр}^{\alpha} = \frac{\pi\lambda}{2}. \quad (66)$$

Из формулы (66) следует, что для крыльев малого удлинения характеристики профиля не влияют на несущие свойства крыла.

Широкое распространение получила другая формула Р.Т. Джонса [10], которая может использоваться для крыльев малого и большого удлинения:

$$C_{уакр}^{\alpha} = \frac{2\pi\lambda}{\bar{p}\lambda + 2}, \quad (67)$$

где \bar{p} – отношение полупериметра крыла к его размаху. Для трапециевидных крыльев эта величина равна

$$\bar{p} = \frac{1}{2} \left(\frac{1}{\cos \chi_{н.к}} + \frac{1}{\cos \chi_{з.к}} \right) + \frac{2}{\lambda(\eta + 1)}. \quad (68)$$

Формулой (68) можно пользоваться практически для крыльев произвольной формы в плане.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В кратком курсе лекций представлены некоторые данные, которые могут быть использованы при расчёте основных АДХ профиля и крыла самолёта при малых дозвуковых скоростях обтекания. Для более детального изучения методов расчёта АДХ профиля и крыла следует обратиться к литературе, указанной в списке.

Автор надеется, что изложенный материал будет полезен студентам самолётостроительных специальностей авиационных вузов как при подготовке к экзаменам, так и при выполнении самостоятельных расчётов в рамках курсового и дипломного проектирования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ГОСТ 21664-76. Фюзеляж, крылья и оперение самолётов и вертолётотв. Термины и определения. М.: Изд-во стандартов, 1981. – 10 с.
2. ГОСТ 22833-77. Характеристики самолёта геометрические. Термины, определения и буквенные обозначения. М.: Изд-во стандартов, 1978. – 22 с.
3. ГОСТ 23199-78. Газодинамика. Буквенные обозначения основных величин. М.: Изд-во стандартов, 1978. – 5 с.
4. ГОСТ 23281-78. Аэродинамика летательных аппаратов. Термины, определения и буквенные обозначения. М.: Изд-во стандартов, 1979. – 32 с.
5. Микеладзе, В.Г. Основные геометрические и аэродинамические характеристики самолётов и ракет: справочник /В.Г. Микеладзе, В.М. Титов – М.: Машиностроение, 1982. – 149 с.
6. Торенбик, Э. Проектирование дозвуковых самолётов /Э. Торенбик; пер. с англ. Е.П. Голубкова. – М.: Машиностроение, 1983. – 648 с.
7. Столяров, Г.И. Влияние относительной толщины профиля на его аэродинамические производные /Г.И. Столяров, В.Г. Табачников //Тр. ЦАГИ, вып. 2420. – М.: Изд. отдел ЦАГИ, 1989. – С.27-37.
8. Аэродинамика летательных аппаратов: учебник для вузов по специальности «Самолётостроение» /под ред. Г.А. Колесникова. – М.: Машиностроение, 1993. – 544 с.
9. Мартынов, А.К. Прикладная аэродинамика /А.К. Мартынов – М.: Машиностроение, 1972. – 448 с.
10. Проектирование самолётов: учебник для вузов /С.М. Егер, В.Ф. Мишин, Н.К. Лисейцев [и др.]; под ред. С.М. Егера. –изд. 3-е, перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1983. – 616 с.
11. Фролов, В. А. Новый метод построения решения задачи о потенциальном течении около двумерных тел /В.А. Фролов //Гидродинамика больших скоростей и численное моделирование: материалы третьей международной летней научной школы. – Кемерово: ИНТ, 2006. – С.459-467.
12. Аржаников, Н.С. Аэродинамика /Н.С. Аржаников, В.Н. Мальцев – М.: Государственное изд-во оборонной промышленности, 1956. – 483 с.
13. Frolov, V.A. High-speed flows of the compressible fluid around two circle contours with a pair of symmetric vortices /V.A. Frolov //International Summer Scientific School High Speed Hydrodynamics, June 16-23, 2002, Cheboksary, Russia– Computational Publications, Cheboksary, Russia/Washington, USA, 2002. – P.331-338.
14. Frolov, V.A. High-speed compressible flows about axisymmetric bodies /V.A. Frolov // Proceedings of Fifth International Symposium on Cavitation (Cav2003), Osaka, Japan, November 1-4, 2003, CD-ROM: Cav03-OS-7-004, P.1-9.

Учебное издание

Фролов Владимир Алексеевич

**АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ
ПРОФИЛЯ И КРЫЛА**

Учебное пособие

Технический редактор В. Н. М а й н с к о в
Редакторская обработка И. И. П р о л о м о в а
Корректорская обработка А. А. Н е ч и т а й л о
Доверстка К. А. А й т а л и е в а
Компьютерный набор К. В. Ф р о л о в а

Подписано в печать 31.10.07. Формат 60x84 1/16.

Бумага офсетная. Печать офсетная.

Печ. л. 3,0

Тираж 120 экз. Заказ . ИП-ж88/2007

Самарский государственный
аэрокосмический университет.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.

Изд-во Самарского государственного
аэрокосмического университета.
443086 Самара, Московское шоссе, 34.