

Московский государственный технический университет
имени Н.Э. Баумана

Голубев А.Г., Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Столярова Е.Г.

СИММЕТРИЧНЫЙ ПРОФИЛЬ КРЫЛА В ДОЗВУКОВОМ
НЕСЖИМАЕМОМ ПОТОКЕ

Методические указания к лабораторным работам

Москва, 2016

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ

1 ОБТЕКАНИЕ ПРОФИЛЯ КРЫЛА ДОЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ.....	3
1.1 Основные геометрические характеристики профиля крыла	3
1.2 Визуализация процесса обтекания	5
1.3 Физическая и математическая модели процесса обтекания.....	8
1.4 Векторная диаграмма коэффициента давления	12
2 РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ	14
2.1 Расчет коэффициентов сил и момента, обусловленных давлением	15
2.2 Поправка на трение для коэффициента продольной силы	17
2.3 Типовые графики аэродинамических характеристик (АДХ) профиля.....	19
3 ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ЧАСТЬ РАБОТЫ	21
3.1 Модель профиля крыла.....	21
3.2 Методика проведения эксперимента.....	23
3.3 Обработка первичных результатов	26
3.4 Пример расчета АДХ профиля и построения графических зависимостей.....	31
СОДЕРЖАНИЕ ОТЧЕТА ПО ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЕ	34
СПИСОК ВОПРОСОВ ПО ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЕ	35
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	38

ВВЕДЕНИЕ

Цель работы - найти распределение давления по профилю крыла, обтекаемого малоскоростным дозвуковым потоком; вычислить коэффициенты подъемной силы, лобового сопротивления, момента тангажа, качества и другие аэродинамические характеристики профиля при различных углах атаки; построить векторную диаграмму исследуемого профиля и графики аэродинамических характеристик.

Задача определения параметров обтекания изолированных профилей несжимаемой средой имеет важное практическое значение. Ее приходится решать при проектировании крыльев, органов управления и конструктивных элементов не только летательных аппаратов (ЛА), но и многих других объектов: кораблей на подводных крыльях, подводных лодок, турбин.

1. ОБТЕКАНИЕ ПРОФИЛЯ КРЫЛА ДОЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ

1.1. Основные геометрические характеристики профиля крыла

Профилем крыла называют местное сечение крыла плоскостью, параллельной базовой плоскости ЛА (плоскость XOY связанной системы координат). В случае изолированного крыла это будет плоскость, параллельная плоскости симметрии (рис. 1,а, сечение А-А). Иногда под профилем понимают сечение крыла плоскостью, перпендикулярной передней (рис. 1, а, сечение Б-Б) или задней кромке, или какой-либо другой линии [1].

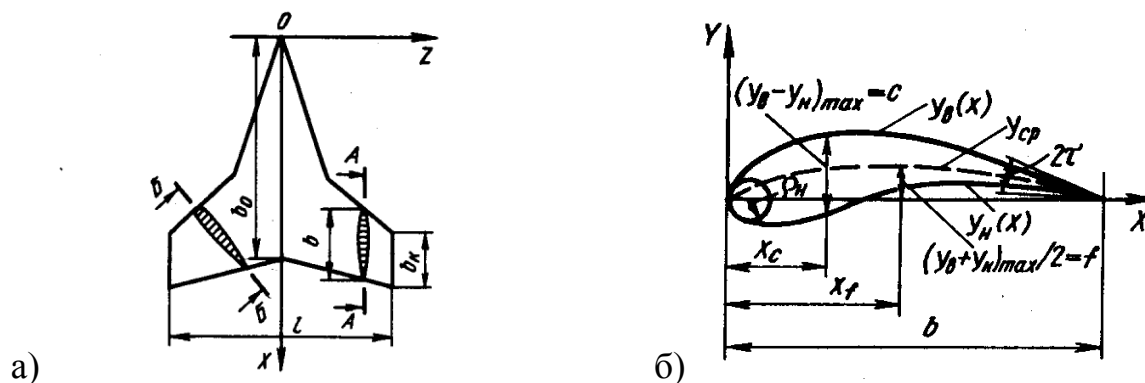


Рис. 1. Основные геометрические параметры дозвукового профиля крыла

Отрезок прямой, соединяющий наиболее удаленные точки контура профиля, называют хордой профиля и обозначают b (рис.1, б). При описании формы профиля обычно 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. Контур профиля задают с помощью таблицы или аналитически. Формы верхней и нижней частей контура задают отдельно: $y_v = y_v(x)$; $y_n = y_n(x)$. Контур профиля можно строить также задавая среднюю линию $y_{cp} = \frac{1}{2}(y_v + y_n)$ и распределение толщин $y_v - y_n = c(x)$. Основными геометрическими характеристиками профиля являются (см. 1, б, в):

- относительная толщина $\bar{c} = (y_v - y_n)_{\max} / b$;
- относительная координата сечения, в котором профиль имеет максимальную толщину $\bar{x}_c = x_c / b$;
- относительная максимальная вогнутость, называемая обычно просто относительной вогнутостью, $\bar{f} = (y_v + y_n)_{\max} / (2b) > 0$ - если средняя линия лежит выше хорды, $\bar{f} = (y_v + y_n)_{\max} / (2b) < 0$ - если средняя линия проходит ниже хорды, $\bar{f} = 0$ - в случае симметричного профиля;

- относительная координата сечения, в котором вогнутость максимальная, $\bar{x}_f = x_f / b$;
- относительный радиус носка $\bar{\rho}_n = \rho_n / b$;
- угол заострения профиля у задней кромки 2τ .

1.2. Визуализация процесса обтекания

Рассмотрим картины обтекания дозвукового профиля с заостренной задней кромкой, полученные различными методами визуализации. При небольших углах атаки (рис. 2) поток обтекает профиль плавно, безотрывно.

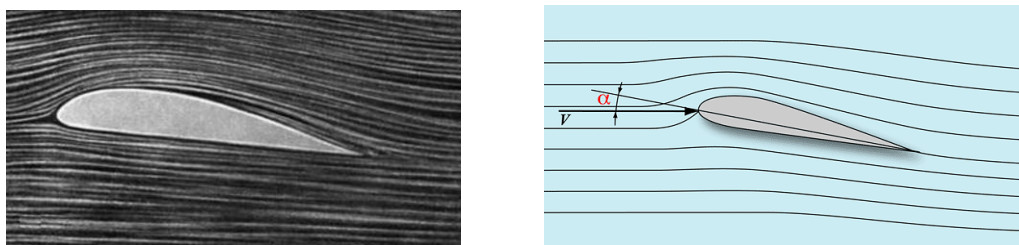


Рис. 2. Обтекание профиля при малых углах атаки

Нижняя часть профиля, на которую при положительном значении угла атаки α как бы «наталкивается» внешний поток, называется наветренной. Верхняя часть, которую поток огибает, называется подветренной. При отрицательном угле атаки наветренная и подветренная стороны меняются местами.

В зависимости от параметров набегающего потока, формы и состояния поверхности профиля пограничный слой на нем может быть полностью ламинарным, переходным (рис. 3) или полностью турбулентным. Как будет показано ниже, от состояния пограничного слоя на профиле зависит не только его сопротивление, обусловленное

вязкостью воздуха, но и величина подъемной силы.

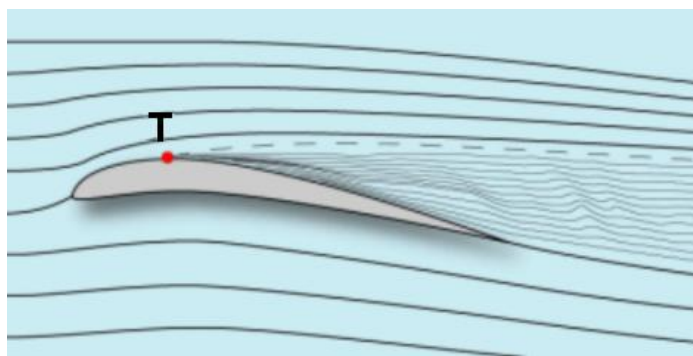


Рис. 3. Точка перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный

При постепенном увеличении угла атаки на подветренной стороне профиля возникает и развивается отрыв потока (рис. 4).

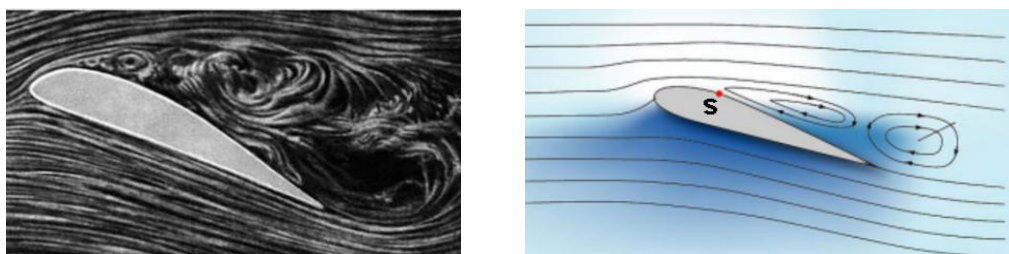


Рис. 4. Обтекание профиля при больших углах атаки

Современные исследования [2] показывают, что переход от плавного (безотрывного) обтекания профиля к отрывному происходит в несколько этапов. Уже при небольших углах атаки на подветренной поверхности профиля может возникать локальный отрыв. На рис. 5 показано развитие отрывного течения на прямоугольном крыле конечного размаха.

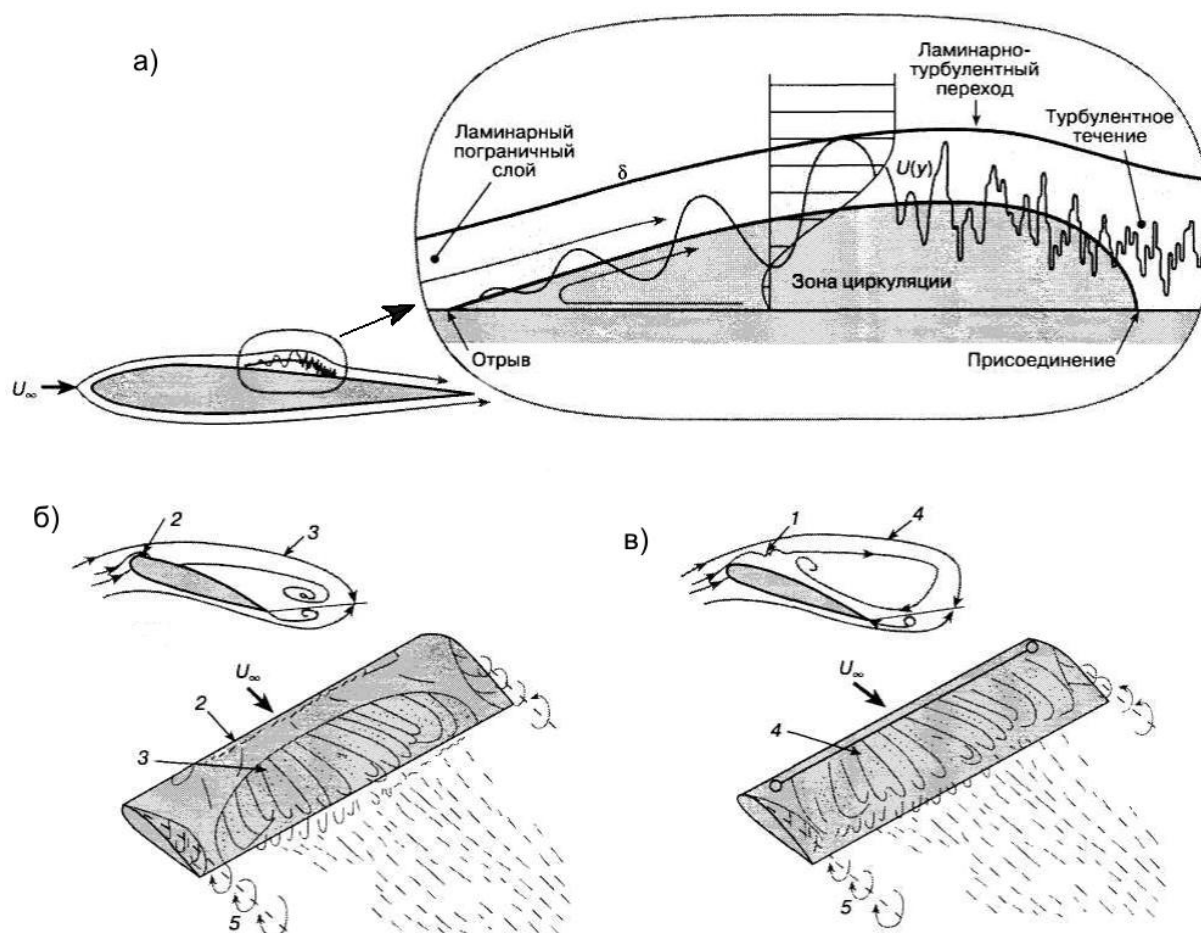


Рис. 5. Развитие отрывного течения на профиле при увеличении угла атаки

В зависимости от скорости движения, формы и угла атаки крыла поведение оторвавшегося течения различно. При отрыве стационарного маловозмущенного (ламинарного) течения оторвавшийся поток может вновь присоединиться к поверхности крыла. При этом возникает местная зона отрыва (отрывной пузырь), которая имеет небольшие размеры по сравнению с размерами самого крыла (рис. 5, а).

Положение отрывного пузыря на крыле зависит от угла атаки. При его увеличении зона отрыва сдвигается ближе к передней кромке крыла, в задней части которого возникает еще один отрыв нестационарного вихревого (турбулентного) течения. Схема такого обтекания показана на рис. 5, б. При турбулентном отрыве не происходит повторного присоединения оторвавшегося потока к поверхности крыла и зона отрыва

включает всю область течения от линии отрыва до задней кромки крыла.

При дальнейшем увеличении угла атаки и достижения им критического значения возникает отрыв потока с передней кромки, называемый также срывом, глобальным или полным отрывом (рис. 5, в). Срыв потока сопровождается резким снижением подъемной силы крыла, увеличением его сопротивления и может приводить к неблагоприятным, вплоть до катастрофических, последствиям для ЛА в целом.

1.3. Физическая и математическая модели процесса обтекания

Вначале рассмотрим обтекание профиля под небольшим углом атаки малоскоростным невязким воздушным потоком [3].

При описании движения будем использовать уравнение Бернулли и уравнение неразрывности в форме уравнения расхода для одномерного установившегося течения. Интеграл Бернулли для несжимаемой среды:

$$p_{\infty} + \rho_{\infty} V_{\infty}^2 / 2 = p_{0\infty} = \text{const}, \quad (1)$$

где p_{∞} , ρ_{∞} , V_{∞} и $p_{0\infty}$ - соответственно, статическое давление, плотность, скорость и давление торможения невозмущенного набегающего потока; $\rho_{\infty} V_{\infty}^2 / 2 = q_{\infty}$ - скоростной напор набегающего потока.

Уравнение расхода для струйки воздуха $\rho VS = \text{const}$ для несжимаемой среды упрощается до вида

$$VS = \text{const}. \quad (2)$$

Вблизи передней кромки профиля (рис. 6, а) набегающий поток разделяется на два. Один обтекает верхнюю поверхность, другой – нижнюю.

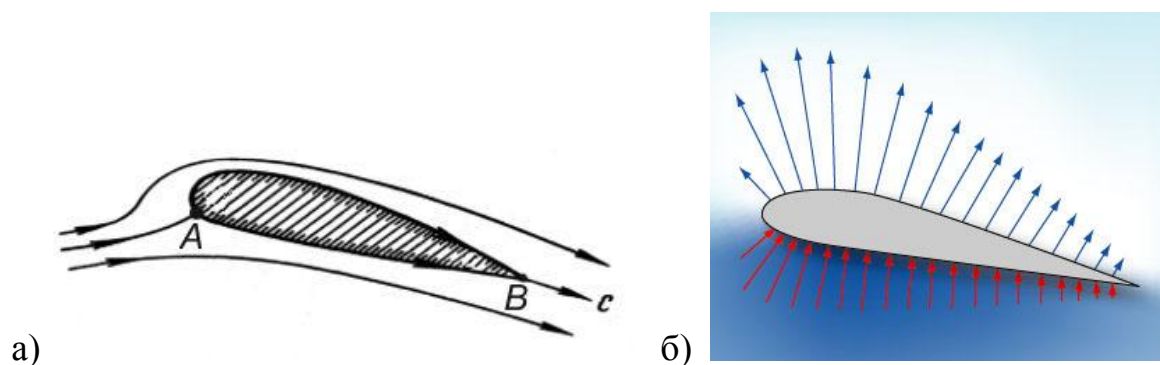


Рис. 6. Модель безотрывного обтекания профиля
и возникновения подъемной силы

Точка А, где поток разделяется, называется критической точкой или точкой полного торможения. Здесь скорость равна нулю, а давление равно давлению торможения невозмущенного набегающего потока $p = p_{0\infty}$.

Обычно распределение давления по поверхности ЛА характеризуется с помощью коэффициента давления \bar{p} , представляющего собой отношение избыточного давления в данной точке поверхности $(p - p_\infty)$ к скоростному напору q_∞ невозмущенного набегающего потока:

$$\bar{p} = (p - p_\infty) / q_\infty. \quad (3)$$

В соответствии с уравнениями (1) и (3) коэффициент давления в точке полного торможения имеет наибольшее положительное значение и равен единице:

$$\bar{p}_0 = (p_{0\infty} - p_\infty) / q_\infty = (p_{0\infty} - p_\infty) / (p_{0\infty} - p_\infty) = 1. \quad (4)$$

На задней кромке разделившиеся потоки сливаются. Задняя кромка является местом схода потока (см. рис. 6, а). Опыт показывает, что течения, при которых поток огибает заднюю кромку, не реализуются. Это соответствует гипотезе Чаплыгина-Жуковского, по которой при безотрывном обтекании крыла идеальным газом скорость потока на острой задней кромке должна быть конечной. По этой гипотезе поток не может

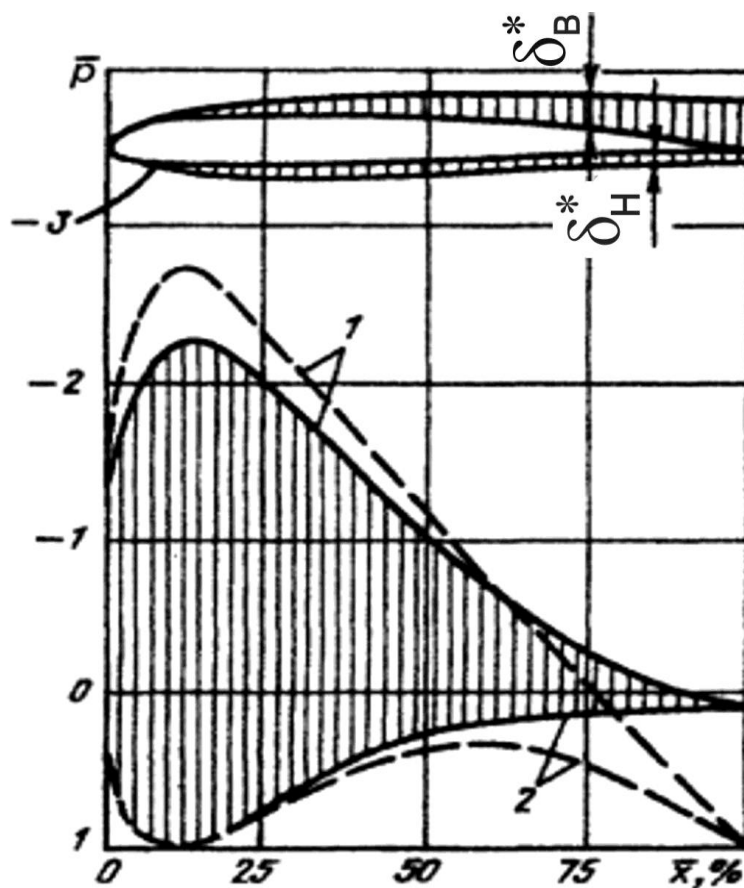
огибать острую кромку, так как в этом случае его скорость на кромке должна быть бесконечно большой, а это физически невозможно. Таким образом, точка B , как и точка A , является критической. Здесь также скорость равна нулю, $p=p_{0\infty}$, $\bar{p}=1$ (рис. 7, пунктирная линия при $\bar{x}=1$). Действительно, к этой точке подходят линии тока, идущие по верхней и нижней поверхностям профиля, и отходит линия тока BC . В каждой точке линии тока скорость направлена по касательной. В точке B сходятся три линии тока. Поэтому скорость здесь должна равняться нулю, так как частица газа не может одновременно двигаться по разным направлениям.

Изменение параметров потока при переходе от передней критической точки к задней определяется формой струек газа у поверхности. Струйки у верхней и нижней поверхностей имеют максимальные площади поперечных сечений у передней и задней критических точек. При движении от передней критической точки к задней площади поперечных сечений сначала уменьшаются, а затем растут. Соответственно уравнению расхода (2) и уравнению Бернулли (1) сначала скорости потока растут, давление и \bar{p} уменьшаются, а затем скорости падают, давление и \bar{p} увеличиваются. При положительном угле атаки верхняя струйка имеет большее сужение, чем нижняя. Поэтому на верхней поверхности возникает большее разрежение. Это перераспределение давления по поверхности приводит к возникновению подъемной силы крыла (см. рис. 6, б).

Реальный воздух вязкий. Вязкость создает сопротивление трения. Но этим ее роль не ограничивается. Она влияет еще на распределение давлений. В результате появляется дополнительное сопротивление давления, изменяется подъемная сила, изменяется положение центра давления.

При обтекании профиля у его поверхности возникает тонкий

заторможенный слой, называемый пограничным слоем. Замедление течения в пограничном слое оказывает вытесняющее влияние на поток. Это влияние оценивается толщиной вытеснения δ^* (для наглядности на рис. 7 толщины вытеснения на верхней и нижней поверхностях δ_n^* , δ_b^* увеличены по сравнению с их реальными значениями).



1 – верхняя поверхность; 2 – нижняя поверхность;

— — — - идеальный газ; ——— - вязкий воздух.

Рис. 7. Эпюры коэффициентов давлений

Поэтому при обтекании вязким потоком струйки воздуха около хвостика профиля расширяются меньше, скорость в точке В не обращается в нуль и на профиль действуют давления, меньшие давления торможения. Здесь может даже возникнуть разрежение. В результате возникает вызванное вязкостью сопротивление давления (сравнить пунктирные и сплошные линии на рис. 7). С увеличением угла атаки это сопротивление возрастает.

1.4. Векторная диаграмма коэффициента давления

Распределение коэффициента давления по профилю удобно представлять в виде векторной диаграммы.

На векторной диаграмме коэффициенты давления изображаются в виде векторов, нормальных к контуру профиля и направленных внутрь или наружу, если значения \bar{p}_i соответственно положительные или отрицательные. В качестве иллюстрации на рис. 8 показана такая векторная диаграмма для симметричного профиля, обтекаемого под нулевым углом атаки.

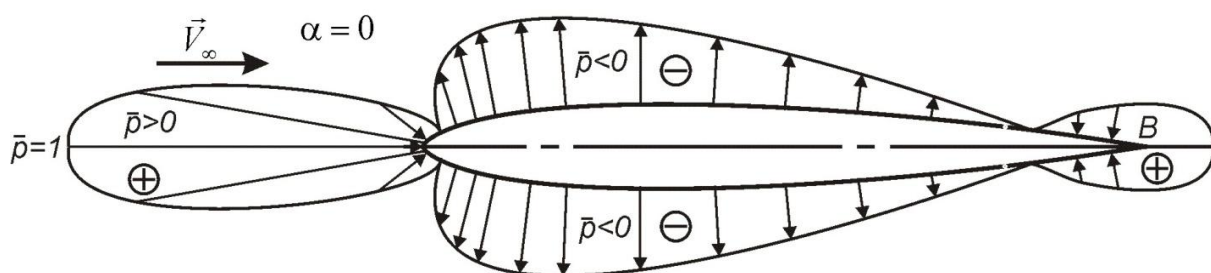


Рис. 8. Распределение коэффициента давления при нулевом угле атаки на симметричном профиле

Только для симметричного профиля, обтекаемого под нулевым углом атаки, передняя критическая точка совпадает с носком профиля (точка A на рис. 8). В зависимости от формы профиля и угла атаки передняя критическая точка может находиться как на нижней, так и на верхней сторонах профиля (рис. 9).

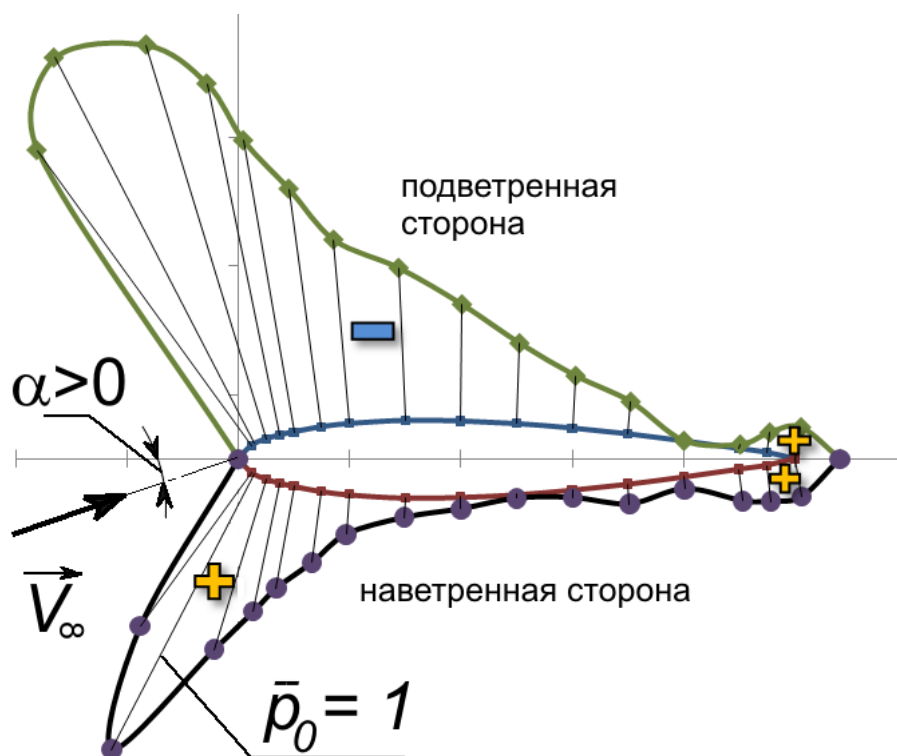


Рис. 9. Векторная диаграмма коэффициента давления при положительном угле атаки симметричного профиля

С распределением коэффициента давления связано распределение местной скорости V около профиля, обтекаемого потоком несжимаемой жидкости, в соответствии с формулой

$$V = V_\infty \sqrt{1 - \bar{p}}. \quad (5)$$

Диаграммы распределения коэффициента давления по контуру профиля крыла имеют большое значение в аэродинамических исследованиях и конструкторской работе. Они используются, например, как исходные данные для определения нагрузки на элементы конструкции крыла в расчете на прочность при различных режимах полета. Анализ диаграмм коэффициента давления позволяет выбрать наиболее выгодную форму сечений крыла в целом.

По характеру распределения коэффициента давления, полученному при больших углах атаки, можно определить области отрыва потока, в которых давление оказывается постоянным. При исследовании перехода

ламинарного пограничного слоя в турбулентный на профиле крыла можно также использовать диаграммы, поскольку, как известно, такой переход начинается вблизи точки с минимальным давлением. Анализ распределения коэффициента давления позволяет установить причины смещения центра давления профиля и разработать соответствующие рекомендации для изменения его формы с целью улучшения моментных характеристик. Наконец, по известному характеру распределения коэффициента давления по профилю крыла можно определить соответствующие аэродинамические коэффициенты.

2. РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ КОЭФФИЦИЕНТОВ

Поскольку в аэродинамическом эксперименте используется принцип обращенного движения, то и расчет удобно проводить в связанной системе координат, начало которой находится в носке профиля, а ось OX направлена от носка к хвосту (рис. 10). Затем результат может быть пересчитан в поточную или скоростную системы координат.

Известно [3], что коэффициенты аэродинамических сил и моментов можно представить в виде

$$c_x = c_{xp} + c_{xf}, \quad (6)$$

$$c_y = c_{yp} + c_{yf}, \quad (7)$$

$$m_z = m_{zp} + m_{zf}, \quad (8)$$

где c_{xp} , c_{yp} и m_{zp} – коэффициенты продольной, нормальной силы и коэффициент момента тангажа, обусловленные перераспределением давления по поверхности ЛА; c_{xf} , c_{yf} и m_{zf} – соответствующие коэффициенты сил и момента, обусловленные трением воздуха о поверхность ЛА.

Составляющие нормальной силы и момента тангажа от трения

имеют для дозвукового профиля очень небольшие значения и, поэтому, их можно принять равными нулю и считать

$$c_y = c_{yp}, \quad (9)$$

$$m_z = m_{zp}. \quad (10)$$

2.1. Расчет коэффициентов сил и момента, обусловленных давлением

В соответствии со схемой на рис. 10 на элемент поверхности профиля шириной dz и длиной dl по нормали действует сила от избыточного давления $(p - p_\infty)dldz$. Проекция этой силы на ось OX связанной системы координат равна $dX = (p - p_\infty)dldz \sin \beta$. С учетом того, что $dl \sin \beta = dy$ и $(p - p_\infty) = \bar{p}q_\infty$ формулу для элементарной продольной силы можно переписать в виде $dX = \bar{p}q_\infty dydz$. Интегрируя по контуру профиля получим продольную силу, обусловленную нормальным давлением

$$X_p = \oint \bar{p}q_\infty dydz. \quad (11)$$

При расчете аэродинамических коэффициентов для крылатых ЛА за характерную площадь обычно принимают площадь крыла в плане, т.е. площадь проекции крыла на плоскость XOZ связанной системы координат. Для элемента условно бесконечного крыла (профиля) шириной dz площадь проекции составит $S_{\text{хар}} = b dz$. Тогда коэффициент продольной силы, обусловленный нормальным давлением, будет определяться по формуле

$$c_{xp} = \frac{X_p}{q_\infty S_{\text{хар}}} = \oint \bar{p} d\bar{y}, \quad (12)$$

где $\bar{y} = y/b$ – относительная координата по оси OY .

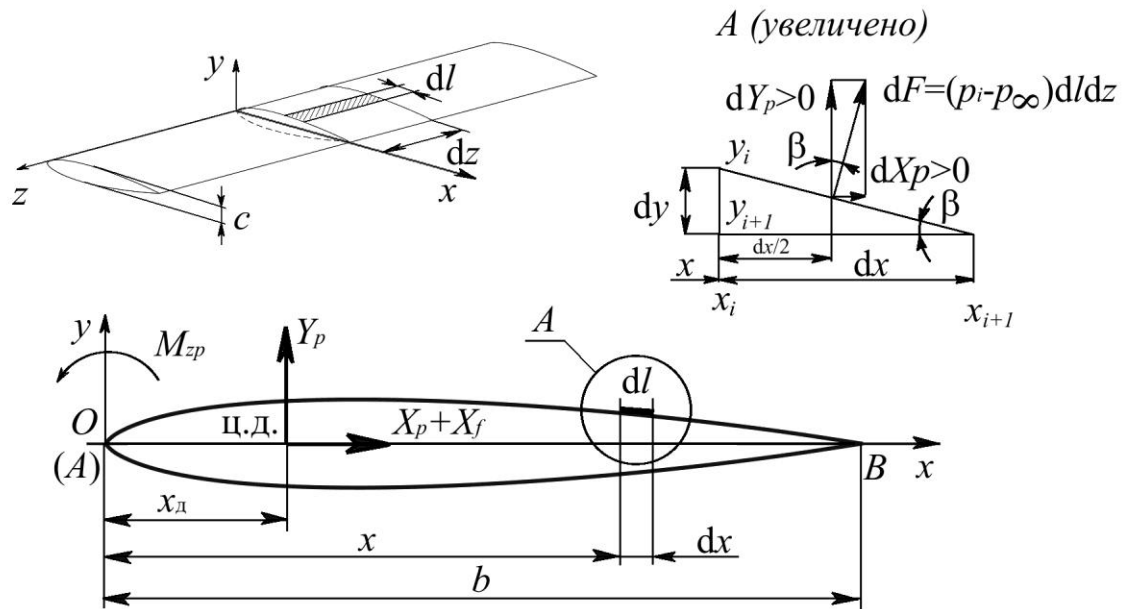


Рис. 10. Схема интегрирования

Аналогичные рассуждения позволяют получить формулы для коэффициентов нормальной силы и момента тангажа

$$c_y = \frac{Y_p}{q_\infty S_{\text{хар}}} = \oint \bar{p} d\bar{x}, \quad (13)$$

$$m_z = \frac{M_p}{q_\infty S_{\text{хар}} b} = 0,5 \oint \bar{p} d\bar{y}^2 - 0,5 \oint \bar{p} d\bar{x}^2. \quad (14)$$

Интегралы (12) – (14) являются криволинейными и вычисляются по замкнутому контуру профиля. Переходя к интегралам отдельно по верхней (обозначим ее L_v) и нижней (L_n) сторонам профиля, получим следующие выражения для коэффициентов нормальной силы, продольной силы от давления и момента тангажа:

$$c_y = \int_{L_n} \bar{p}_n d\bar{x} - \int_{L_v} \bar{p}_v d\bar{x}, \quad (15)$$

$$c_{xp} = - \int_{L_n} \bar{p}_n d\bar{y}_n + \int_{L_v} \bar{p}_v d\bar{y}_v, \quad (16)$$

$$m_z = - \int_{L_H} \bar{p}_H \bar{x} d\bar{x} + \int_{L_B} \bar{p}_B \bar{x} d\bar{x} - \int_{L_H} \bar{p}_H \bar{y}_H d\bar{y}_H + \int_{L_B} \bar{p}_B \bar{y}_B d\bar{y}_B, \quad (17)$$

где индексами «н» и «в» обозначены коэффициенты давления \bar{p} и относительная координата \bar{y} соответственно для нижнего и верхнего контуров.

Для тонкого профиля двумя последними составляющими в формуле (17) можно пренебречь. Интегралы (15) – (17) находятся численно по известному распределению давления на профиле (см. разд. 3).

2.2. Поправка на трение для коэффициента продольной силы

Для определения c_{xf} - составляющей коэффициента продольной силы, обусловленной трением (см. формулу 6), можно воспользоваться формулой

$$c_{xf} = 2 \cdot (c_{xf})_{пл} \eta_{\bar{c}}, \quad (18)$$

где $2(c_{xf})_{пл}$ - удвоенный коэффициент сопротивления от трения плоской пластинки с размерами $(b \cdot dz)$ и таким же, как у профиля, положением точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный; $\eta_{\bar{c}}$ - поправочный коэффициент.

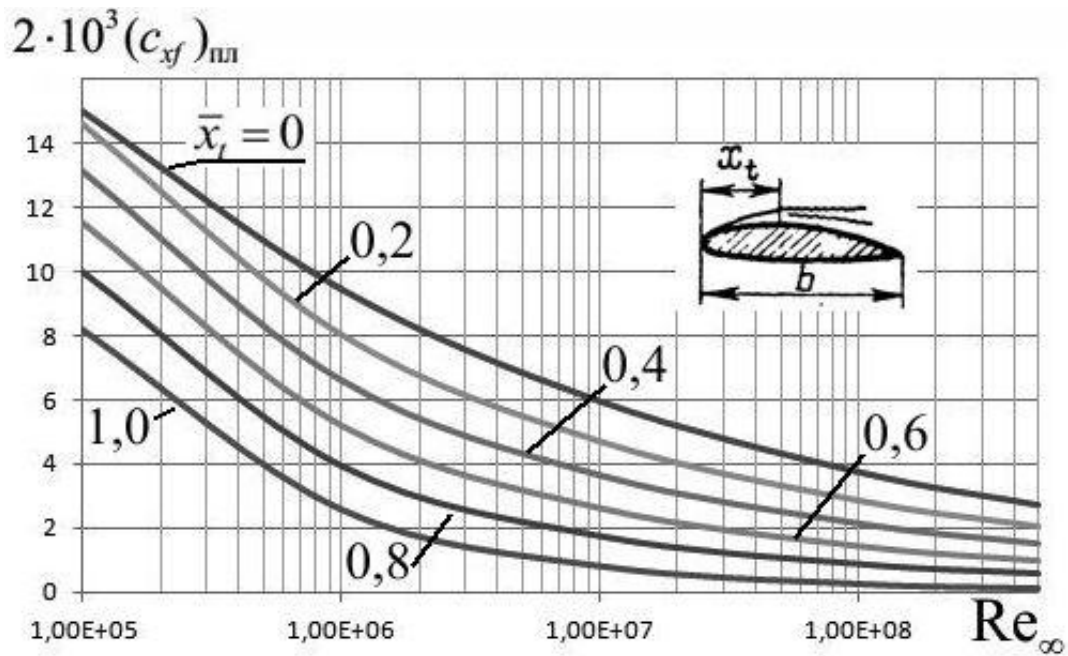


Рис. 11

Значение $2(c_{xf})_{пл}$ находится для малых дозвуковых скоростей по графику на рис. 11 в зависимости от числа Рейнольдса $(Re_\infty = V_\infty b / \nu_\infty)$ и относительной координаты точки перехода пограничного слоя $\bar{x}_t = x_t / b = Re_{кр} / Re_\infty$. Для ориентировочных расчетов можно принять $Re_{кр} = 5 \cdot 10^5$.

Для гладкой поверхности и ламинарного пограничного слоя ($Re_\infty < Re_{кр}$) из теории пограничного слоя имеем

$$2(c_{xf})_{пл} = \frac{2,58}{\sqrt{Re_\infty}}, \quad (19)$$

а для турбулентного пограничного слоя ($Re_\infty > Re_{кр}$)

$$2(c_{xf})_{пл} = \frac{0,15}{\sqrt[5]{Re_\infty}}. \quad (20)$$

Коэффициент $\eta_{\bar{c}}$ учитывает влияние на сопротивление от трения относительной толщины профиля \bar{c} и положения точки перехода (рис. 12).

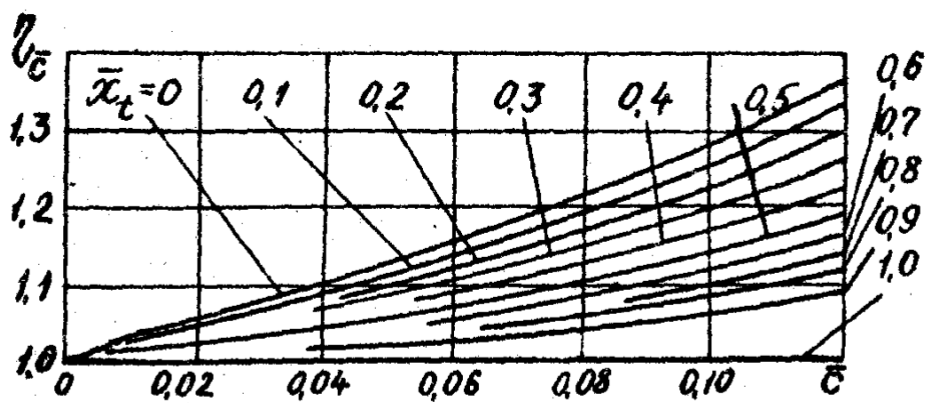


Рис. 12

Для тонких профилей ($\bar{c} < 0,12$) с ламинарным пограничным слоем можно принять $\eta_{\bar{c}} = 1$, а при полностью турбулентном пограничном слое зависимость $\eta_{\bar{c}}$ от \bar{c} близка к линейной и хорошо аппроксимируется формулой

$$\eta_{\bar{c}} = 1 + 2,77\bar{c}. \quad (21)$$

2.3. Типовые графики аэродинамических характеристик (АДХ) профиля

Зная аэродинамические коэффициенты в связанной системе координат, можно определить соответствующие их значения в поточной системе координат

$$c_{ya} = c_y \cos \alpha - c_x \sin \alpha, \quad (22)$$

$$c_{xa} = c_y \sin \alpha + c_x \cos \alpha. \quad (23)$$

Коэффициент центра давления подсчитывается по формуле

$$c_d = \frac{x_{ц.д.}}{b} = -\frac{m_z}{c_y}, \quad (24)$$

а коэффициент качества (аэродинамическое качество) – по формуле

$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{c_{ya}}{c_{xa}}. \quad (25)$$

Поскольку АДХ ЛА исследуются, в первую очередь, при различных

углах атаки, то и результаты приводятся в виде зависимостей $c_{xa} = f(\alpha)$, $c_{ya} = f(\alpha)$, $m_z = f(\alpha)$, $c_d = f(\alpha)$, $K = f(\alpha)$. Важной характеристикой летных свойств ЛА является также поляра I рода (поляра Лилиенталя) $c_{ya} = f(c_{xa})$. Для симметричного профиля в несжимаемом потоке качественный вид этих зависимостей приведен на рис. 13.

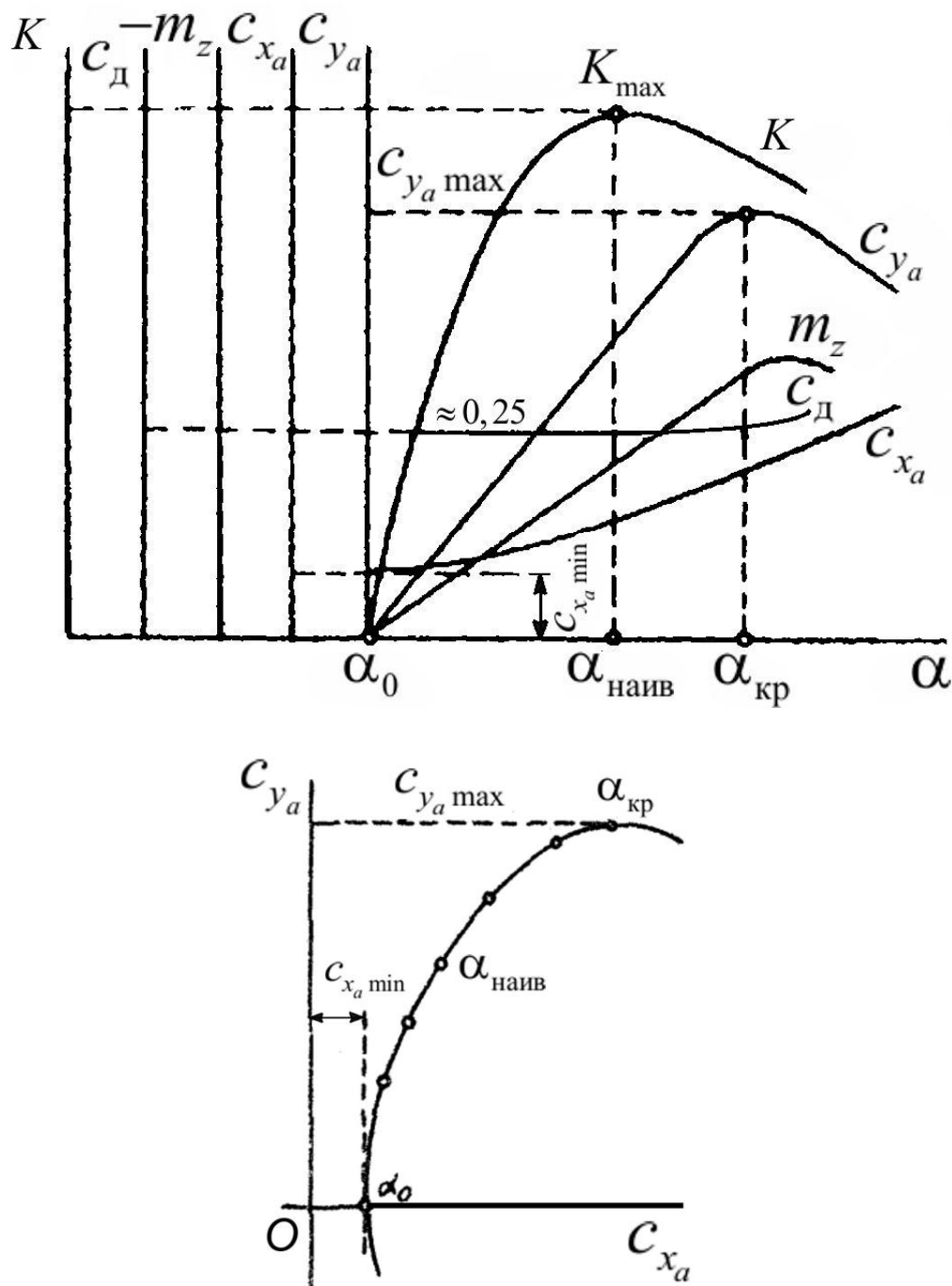


Рис. 13. Типичные графики АДХ симметричного дозвукового профиля

3. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ЧАСТЬ РАБОТЫ

3.1. Модель профиля крыла

При экспериментальных исследованиях вместо профиля (не имеющего толщины) рассматривают элементарный участок прямоугольного крыла условно бесконечного размаха. В данной работе используется модель с удлинением $\lambda = l/b = 3,8$ (рис. 14). При таком удлинении крыла его профиль, находящийся в центральном сечении, не испытывает влияния боковых кромок и может рассматриваться как принадлежащий крылу бесконечного размаха.

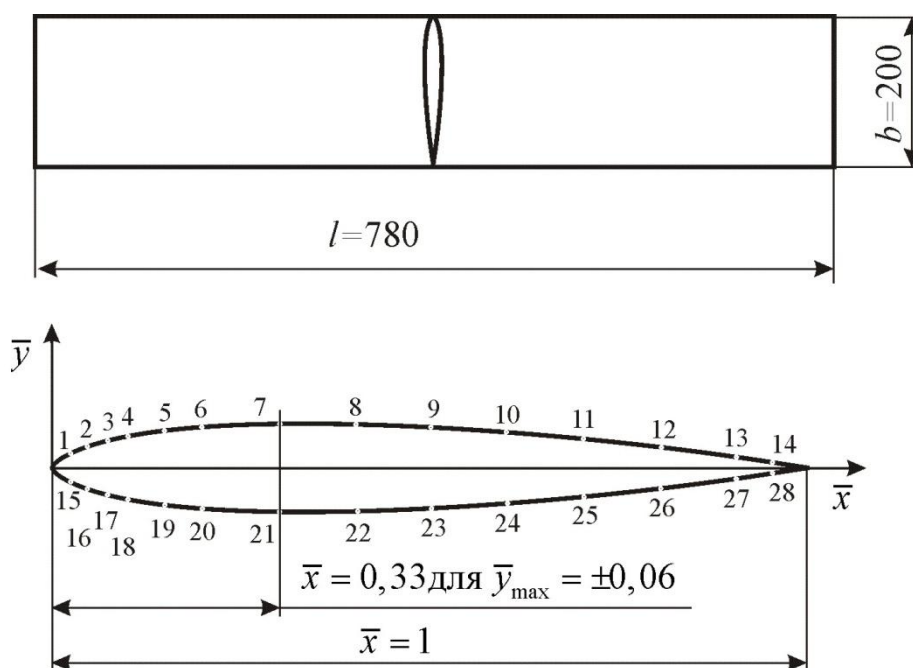


Рис. 14. Расположение дренажных отверстий на модели профиля

В центральном сечении модели выполнены дренажные отверстия диаметром порядка 0,5 мм, воспринимающие давления, которые измеряются манометром. Точки передней (А) и задней (В) кромок не дренированы.

Координаты дренажных отверстий представлены в Таблице 1.

Таблица 1 – Профиль ЦАГИ «В симм 12%». Координаты дренажных точек

Номера дренажных точек	Координата \tilde{x}	Координата \tilde{y}	Показания манометра Δh , мм	Коэфф. давления \bar{p}	Длина вектора l , мм
Верхняя (подветренная) поверхность					
1	0,025	0,021			
2	0,050	0,031			
3	0,075	0,037			
4	0,10	0,042			
5	0,15	0,050			
6	0,20	0,055			
7	0,30	0,060			
8	0,40	0,059			
9	0,50	0,055			
10	0,60	0,048			
11	0,70	0,039			
12	0,80	0,028			
13	0,90	0,016			
14	0,95	0,010			
Нижняя (наветренная) поверхность					
15	0,025	-0,021			
16	0,050	-0,031			
17	0,075	-0,037			
18	0,10	-0,042			
19	0,15	-0,050			
20	0,20	-0,055			
21	0,30	-0,060			
22	0,40	-0,059			
23	0,50	-0,055			
24	0,60	-0,048			
25	0,70	-0,039			
26	0,80	-0,028			
27	0,90	-0,016			
28	0,95	-0,010			
Угол атаки	$\alpha =$	град	$\Delta h' =$	мм	

Контур профиля построен по координатам профиля ЦАГИ «В симм. 12%», имеет относительную толщину $\bar{c} = c/b = 0,12$ и одинаков по всему размаху крыла.

3.2. Методика проведения эксперимента

Модель крыла устанавливается в рабочей части малоскоростной дозвуковой аэродинамической трубы. На рис. 15 показана схема установки для проведения дренажных испытаний модели крыла в дозвуковом потоке: 1 - сопло аэродинамической трубы; 2 - аэродинамический стол; 3 - стойка; 4 - механизм изменения углов атаки; 5 - механизм изменения углов скольжения; 6 - дренажные отверстия; 7 - модель крыла; 8 - дренажные трубки; 9 - диффузор; 10 - батарейный микроманометр; 11 - трубка Пито.

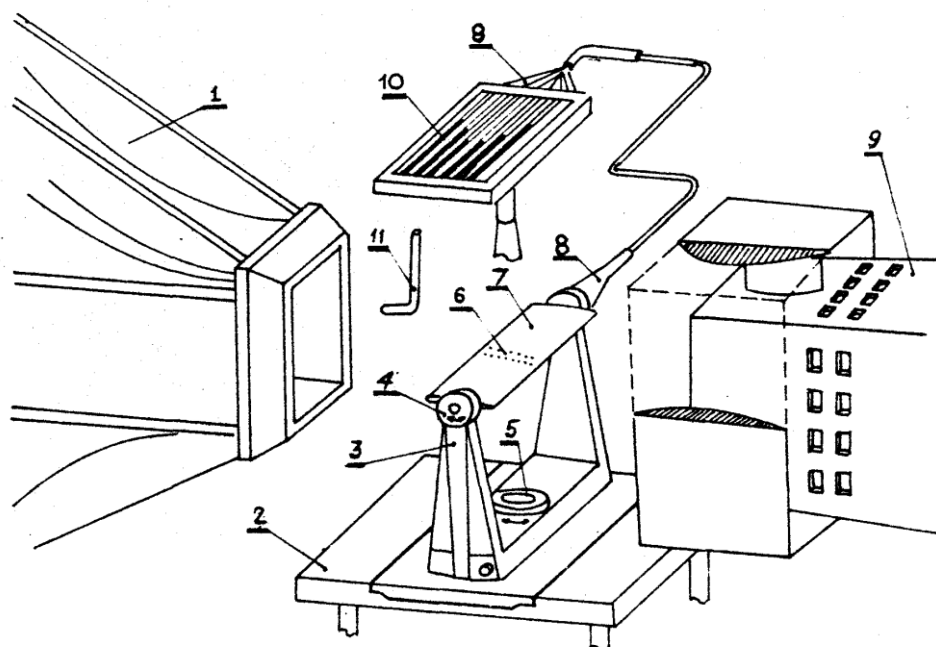


Рис. 15. Схема экспериментального оборудования

Воздействие воздушного потока на обтекаемую им модель приводит к возникновению на профиле определенного характера распределения давлений. Эти давления, воспринимаемые дренажными отверстиями,

изменяют положение уровней жидкости в отсчетных коленах батарейного микроманометра (рис. 16).

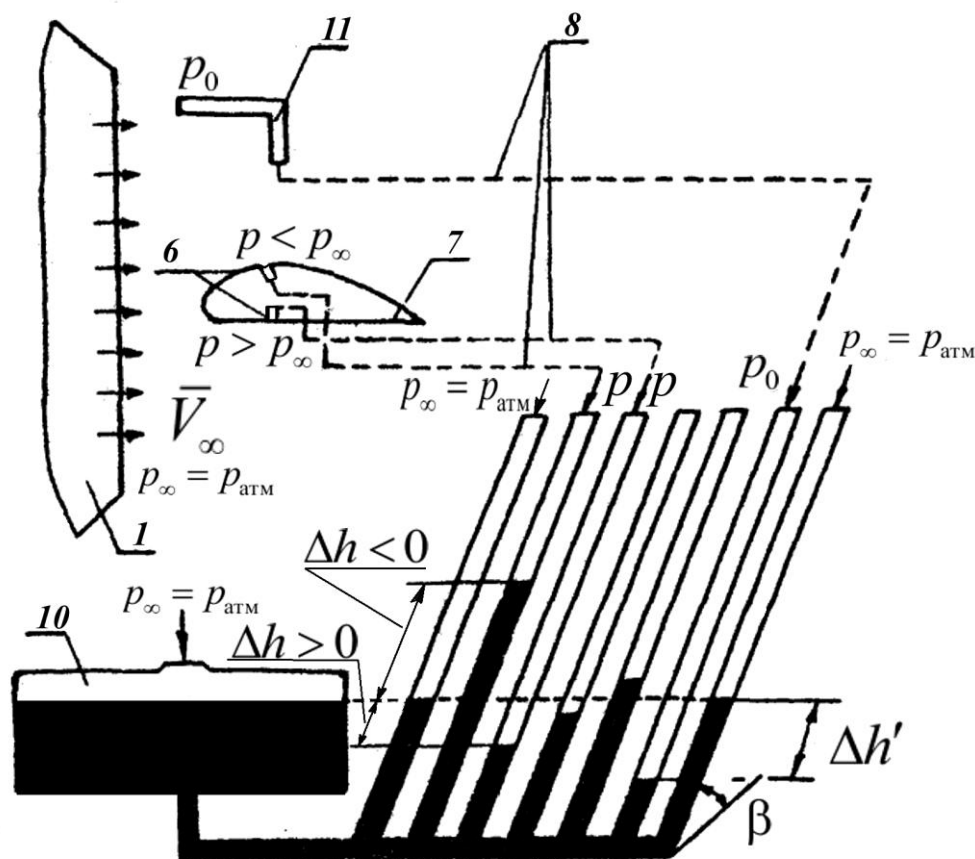


Рис. 16. Схема измерения давления в дренажных отверстиях и скоростного напора потока в рабочей части трубы

Разность уровней манометрической жидкости в резервуаре и в отсчетном колене в миллиметрах соответствует избыточному давлению $p_i - p_\infty$, равному разности давлений в соответствующем i -м дренажном отверстии и в рабочей части трубы. При этом в открытой рабочей части малоскоростной дозвуковой аэродинамической трубы статическое давление равно атмосферному $p_\infty = p_{\text{атм}}$.

Избыточное давление $p_i - p_\infty$ может быть положительным или отрицательным, или равным нулю. Подсчитывается оно по формуле

$$p_i - p_\infty = k_T \Delta h_i \rho g \sin \beta, \quad (26)$$

где k_t – тарировочный коэффициент манометра; Δh_i – изменение уровня жидкости в отсчете колена; ρg – удельный вес манометрической жидкости; β – угол наклона плоскости манометрических трубок. В соответствии со схемой измерения давлений, приведенной на рис. 16, при подъеме манометрической жидкости в отсчетных коленах $\Delta h_i < 0$, а при опускании $\Delta h_i > 0$.

Как было показано выше, для построения векторных диаграмм и расчета аэродинамических коэффициентов используются значения коэффициента давления на поверхности модели профиля (см. формулу 3). Для их расчета нужно измерить скоростной напор q_∞ потока в рабочей части трубы. Для этого в поток вводится трубка Пито (поз. 11 на рис. 16) – трубка полного напора, соединенная с одним из колен манометра. Тогда в соответствии с уравнением Бернулли с учетом показания $\Delta h'$ этого колена манометра

$$q_\infty = \rho_\infty V_\infty^2 / 2 = p_0 - p_\infty = k_t \xi_t \Delta h' \rho g \sin \beta,$$

где ξ_t – тарировочный коэффициент трубки Пито. Если $\xi_t = 1$, то формула расчета скоростного напора упрощается

$$q_\infty = k_t \Delta h' \rho g \sin \beta. \quad (27)$$

По формулам (26 и 27) находим коэффициент давления в некоторой дренажной точке профиля

$$\bar{p}_i = \frac{p_i - p_\infty}{q_\infty} = \frac{\Delta h_i}{\Delta h'}. \quad (28)$$

При проведении эксперимента значения уровней жидкости в отсчетных коленах микроманометра Δh_i и $\Delta h'$ заносятся в соответствующие строки таблицы экспериментальных данных (см. таблицу 1). Внизу также указывается угол атаки α , при котором проводилась продувка модели. Измерения повторяют для заданных углов атаки, заполняя для каждого отдельную таблицу. Эти данные

представляются собой первичные результаты эксперимента.

3.3. Обработка первичных результатов

В процессе обработки первичных результатов эксперимента продувки модели крыла при некотором угле атаки α строится векторная диаграмма распределения коэффициента давления по профилю. При этом решаются следующие основные задачи:

- определяется примерное положение передней критической точки (точки полного торможения) для ее учета при интегрировании;
- определяются величины коэффициентов давления в дополнительных точках для замыкания интегрирования по контуру профиля;
- выявляются и корректируются грубые погрешности измерения статического давления, которые могут быть вызваны различными причинами (ошибка экспериментатора, засорение дренажных отверстий или трубок манометра и т.п.).

Ниже приводится последовательность действий для обработки измерений на одном угле атаки.

1. По формуле (28) рассчитываются коэффициенты давления в каждой i -ой дренажной точке. Значения заносятся в таблицу 1 с учетом знака «плюс» или «минус» с точностью не более двух знаков после запятой (см. пример на рис. 17).

2. Для построения векторной диаграммы значения каждого коэффициента давления умножается на масштабный множитель η и также записывается в таблицу 1 (с точностью не более 0,5 мм). Рекомендуемая величина $\eta=50$ мм.

Номера дренажных точек	Координата \bar{x}	Координата \bar{y}	Показания манометра Δh , мм	Коэфф-т давления \bar{p}	Длина ветога l , мм
Верхняя (подветренная) поверхность					
1	0,025	0,021	-286	-1,616	-81
2	0,050	0,031	-276	-1,559	-78
3	0,075	0,037	-238	-1,345	-67
4	0,10	0,042	-170	-0,96	-48
5	0,15	0,050	-154	-0,87	-43,5
6	0,20	0,055	-124	-0,701	-35
7	0,30	0,060	-96	-0,542	-27
8	0,40	0,059	-75	-0,424	-21
9	0,50	0,055	-55	-0,311	-15,5
10	0,60	0,048	-37	-0,209	-10,5
11	0,70	0,039	-25	-0,141	-7
12	0,80	0,028	-11	-0,062	-3
13	0,90	0,016	-4	-0,023	-1
14	0,95	0,010	8	0,045	2
Нижняя (наветренная) поверхность					
15	0,025	-0,021	57	0,322	16,1
16	0,050	-0,031	109	0,616	31
17	0,075	-0,037	85	0,48	24
18	0,10	-0,042	67	0,379	19
19	0,15	-0,050	48	0,271	13,5
20	0,20	-0,055	29	0,164	8
21	0,30	-0,060	6	0,034	2
22	0,40	-0,059	4	0,023	1
23	0,50	-0,055	6	0,034	2
24	0,60	-0,048	6	0,034	2
25	0,70	-0,039	7	0,04	2
26	0,80	-0,028	7	0,04	2
27	0,90	-0,016	22	0,124	6
28	0,95	-0,010	25	0,141	7
Угол атаки	$\alpha=12$	град	$\Delta h' = 177$	мм	

Рис. 17 – Пример таблицы с обработанными результатами эксперимента для одного угла атаки

3. С помощью специального шаблона на листе формата А4 рисуется контур профиля и наносятся нормали к его поверхности, соответствующие 28 дренажным отверстиям.

4. На нормальных откладываются вектора, изображающие в выбранном масштабе коэффициенты давления (рис. 18). Если коэффициент давления положительный, то вектор направлен к поверхности профиля (положительное избыточное давление «вдавливает» обшивку крыла внутрь) и наоборот при отрицательном коэффициенте (отрицательное избыточное давление «отрывает» обшивку от крыла).

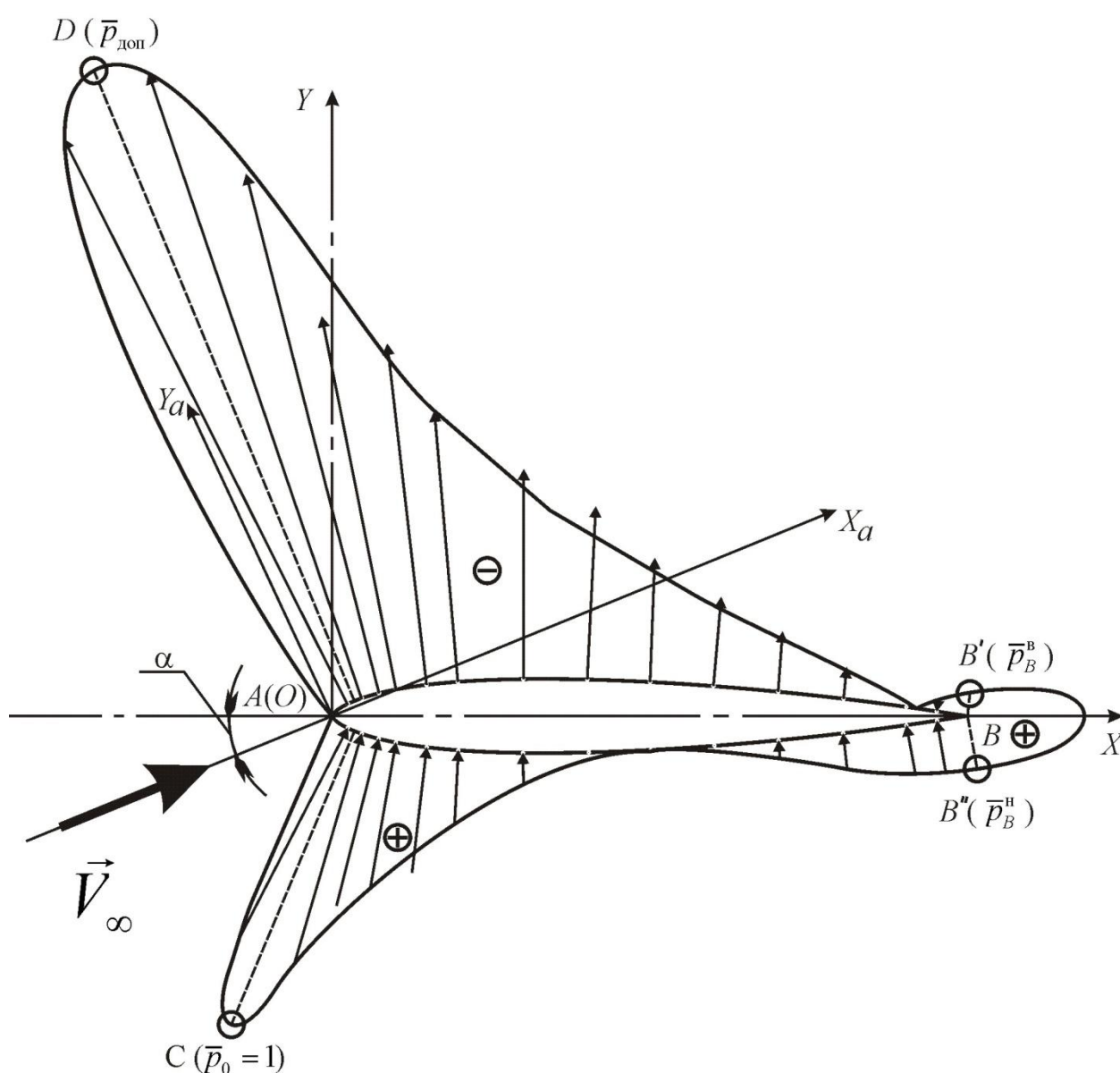


Рис. 18 – Образец построения векторной диаграммы

5. На наветренной стороне профиля определяется место положения точки полного торможения $\bar{p}_0 = 1$ (т. C на рис. 18). При рекомендуемом

масштабе вектор, соответствующий точке полного торможения, будет иметь длину 50 мм. При малых углах атаки ($\alpha < 5^\circ$) точка полного торможения лежит перед дренажной точкой №15. При больших ($\alpha > 10^\circ$) – между точками №15 и №16. После определения положения точки C необходимо рассчитать ее относительные координаты и включить эту точку в формулу для интегрирования по наветренной стороне профиля. Включение дополнительной точки учитывается также изменением соответствующих шагов интегрирования (см. подраздел 3.4).

6. Коэффициент давления в носовой точке A принимается (с достаточной для лабораторной работы точностью) равным нулю $\bar{p}^A = 0$ при любом ненулевом угле атаки α . Это значение соответствует координате $\tilde{x} = 0$ и используется при интегрировании как по нижней, так и по верхней стороне профиля.

7. Проводится графическая сглаживающая аппроксимация полученных первичных данных плавной кривой. Там где коэффициент давления равен нулю (например, в т. A), или там, где происходит смена знака коэффициента, кривая пересекается с контуром профиля. Не следует стремиться провести кривую точно через все вершины (или начала) векторов, так как экспериментальные данные могут содержать как случайные, так и грубые погрешности. Грубые погрешности могут быть скорректированы по значениям в соседних точках (при принятии такого решения необходимо проконсультироваться с преподавателем). В случае же незначительных (случайных) отклонений в формулы для интегрирования подставляют значения коэффициентов давлений из таблицы 1.

8. Острая хвостовая точка B профиля, как было отмечено выше, является особой точкой и не имеет дренажного отверстия. Однако данные в ней необходимы для замыкания процесса интегрирования при $\tilde{x} = 1$. Эти

данные могут быть получены графическим способом после проведения аппроксимирующей кривой (см. рис. 18). Здесь следует различать два диапазона углов атаки: докритический $\alpha < \alpha_{кр}$ и закритический $\alpha > \alpha_{кр}$ (см. рис. 13).

а. $\alpha < \alpha_{кр}$. Срыв потока с подветренной части профиля не наступил. Для хвостовой точки B на верхней (подветренной) поверхности проводим нормаль BB' до пересечения с аппроксимирующей кривой; измеряем ее длину и делим на масштабный множитель:

$$\bar{p}_B^B = |BB'| / \eta. \quad (29)$$

Аналогично – для наветренной поверхности:

$$\bar{p}_H^B = |BB''| / \eta. \quad (29)$$

б. $\alpha > \alpha_{кр}$ На наветренной стороне профиля произошел срыв потока. Распределение коэффициента давления имеет вид, показанный на рис. 19. При этом коэффициенты давления в хвостовой точке принимаются равными нулю:

$$\bar{p}_B^B = \bar{p}_H^B = 0. \quad (30)$$

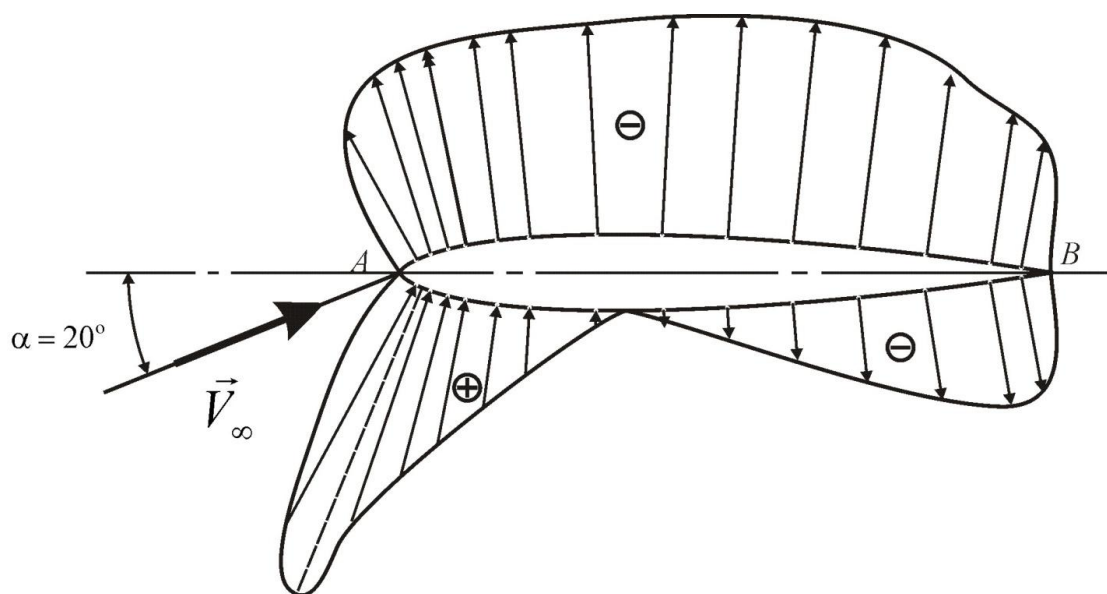


Рис. 19 – Отрывное обтекание профиля на закритическом угле атаки

9. Удобно, чтобы формулы численного интегрирования были одинаковыми (симметричными) для наветренной и подветренной сторон профиля (см. выражения 31-33). Для этого в формулу интегрирования по подветренной поверхности необходимо добавить точку, симметричную точке полного торможения (точка D на рис. 18). Значение коэффициента давления в этой точке снимается с векторной диаграммы аналогично значениям в точках B' и B'' . Также при добавлении точки D необходимо изменить соответствующие шаги интегрирования.

3.4. Пример расчета АДХ профиля и построения графических зависимостей

Расчет и построение графиков выполнены в программе Excel. Поскольку количество расчетных точек одинаково для верхней и нижней сторон профиля, то интегрирование ведется по симметричным формулам:

$$c_y = \sum_{i=1}^{N-1} 0,5(\bar{p}_{ni} + \bar{p}_{n(i+1)} - \bar{p}_{bi} - \bar{p}_{b(i+1)})(\bar{x}_{i+1} - \bar{x}_i) \quad (31)$$

$$c_{xp} = \sum_{i=1}^{N-1} -0,5(\bar{p}_{ni} + \bar{p}_{n(i+1)})(\bar{y}_{n(i+1)} - \bar{y}_{ni}) + 0,5(\bar{p}_{bi} + \bar{p}_{b(i+1)})(\bar{y}_{b(i+1)} - \bar{y}_{bi}) \quad (32)$$

$$m_z = \sum_{i=1}^{N-1} 0,25(\bar{p}_{bi} + \bar{p}_{b(i+1)} - \bar{p}_{ni} - \bar{p}_{n(i+1)})(\bar{x}_{i+1}^2 - \bar{x}_i^2) \quad (33)$$

Формулы (31-33) являются численной реализацией интегралов (15-17) методом трапеций для тонкого профиля (двумя последними слагаемыми в формуле 17 пренебрегаем в силу их малости относительно остальных).

Если расположение расчетных точек на верхней и нижней сторонах профиля не совпадает, то формулы численного интегрирования принимают вид:

$$c_y = \sum_{i=1}^{N-1} 0,5(\bar{p}_{ni} + \bar{p}_{n(i+1)})(\bar{x}_{n(i+1)} - \bar{x}_{ni}) - \sum_{i=1}^{M-1} 0,5(\bar{p}_{bi} + \bar{p}_{b(i+1)})(\bar{x}_{b(i+1)} - \bar{x}_{bi}), \quad (34)$$

$$c_{xp} = \sum_{i=1}^{N-1} -0,5(\bar{p}_{hi} + \bar{p}_{h(i+1)})(\bar{y}_{h(i+1)} - \bar{y}_{hi}) + \sum_{i=1}^{M-1} 0,5(\bar{p}_{bi} + \bar{p}_{b(i+1)})(\bar{y}_{b(i+1)} - \bar{y}_{bi}), \quad (35)$$

$$m_z = \sum_{i=1}^{N-1} -0,25(\bar{p}_{hi} + \bar{p}_{h(i+1)})(x_{h(i+1)}^2 - x_{hi}^2) + \sum_{i=1}^{M-1} 0,25(\bar{p}_{bi} + \bar{p}_{b(i+1)})(x_{b(i+1)}^2 - x_{bi}^2), \quad (36)$$

где N - число расчетных точек, начиная с носовой т.А и заканчивая кормовой т.В, на нижней стороне профиля, M - на верхней.

Графики полученных в результате расчетов аэродинамических характеристик симметричного профиля представлены на рис. 20-23. Графики экстраполированы до нулевого угла атаки с соблюдением физики обтекания симметричного профиля.

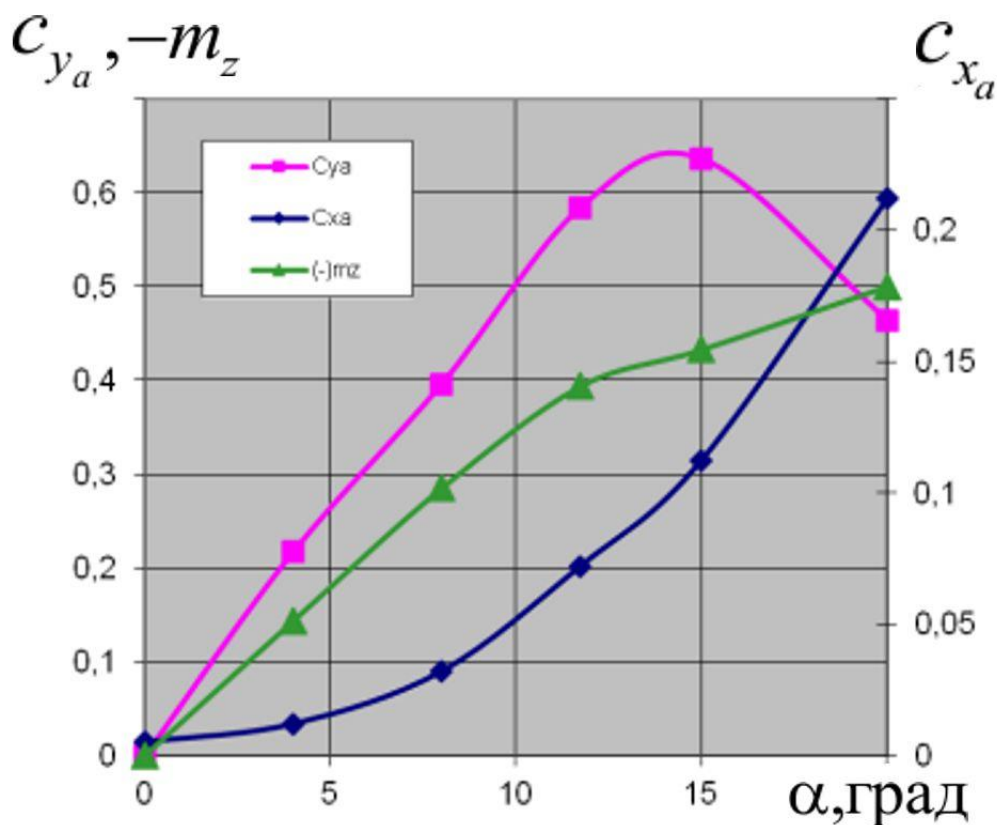


Рис. 20 – Зависимости коэффициентов подъемной силы, силы лобового сопротивления и момента тангажа (взят с противоположным знаком)

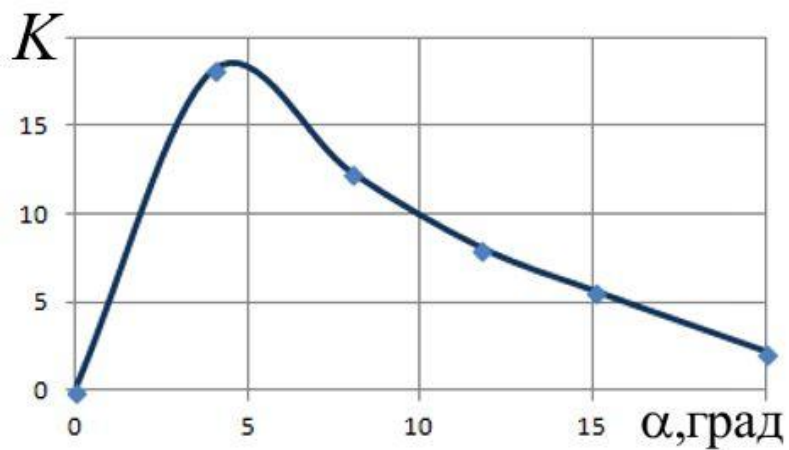


Рис. 21 – Зависимость аэродинамического качества симметричного профиля от угла атаки

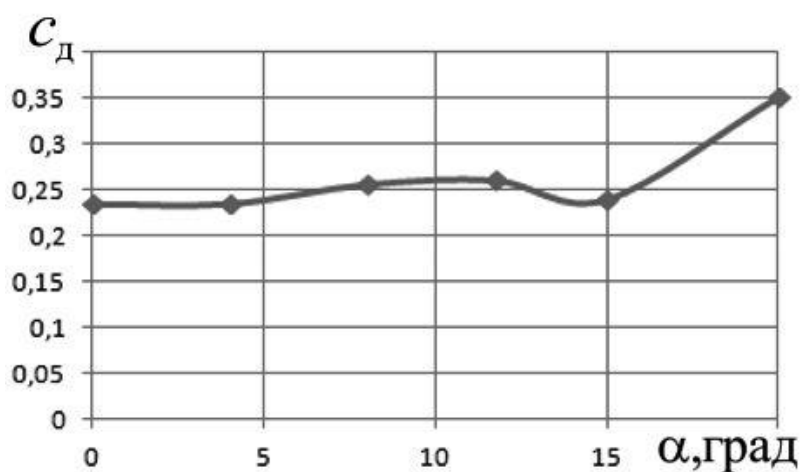


Рис. 22 – Смещение центра давления при отрывном обтекании

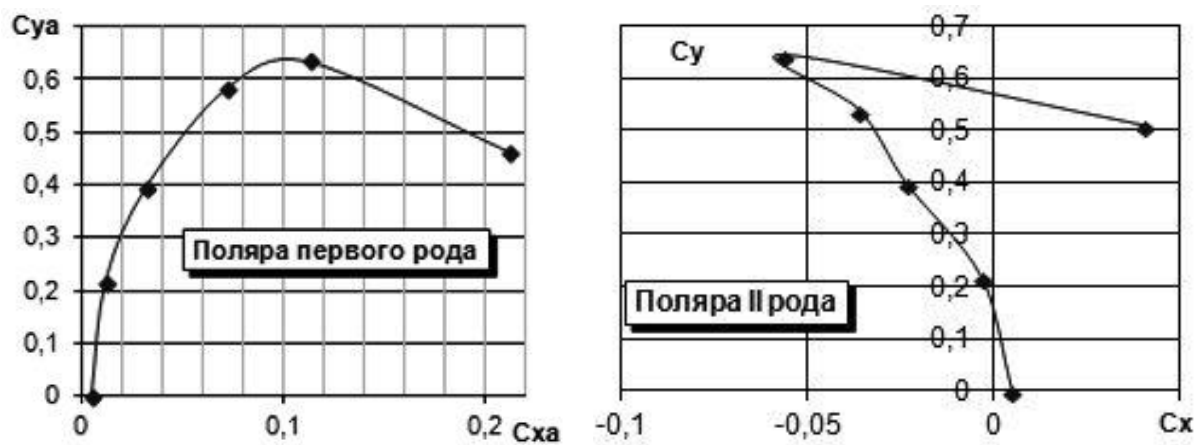


Рис. 23 – Поляры симметричного профиля

ФОРМА ОТЧЕТА ПО ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЕ

1. Титульный лист.
2. Краткая теоретическая часть (см. разделы 1.3 и 2 методички).
3. Схема проведения эксперимента (рис. 15).
4. Первичные результаты эксперимента (см. пример на рис. 17).
5. Аккуратно оформленная векторная диаграмма коэффициента давления (см. пример на рис. 18) с нанесенными на нее:
 - масштабом построения;
 - системами координат;
 - дополнительными точками;
 - углом атаки набегающего потока и др.
6. Формулы и результаты расчета АДХ профиля для одного (представленного в таблице экспериментальных данных) угла атаки:
 - коэффициент продольной силы;
 - коэффициент нормальной силы;
 - коэффициент момента тангажа;
 - коэффициенты силы лобового сопротивления и подъемной силы (пересчетом по формулам 22 и 23);
 - коэффициент центра давления;
 - аэродинамическое качество профиля.
7. АДХ профиля для всех углов атаки в сводной таблице.
8. Графики зависимости АДХ профиля от угла атаки в диапазоне от нуля до максимального экспериментального угла атаки (рис. 20...23).

СПИСОК ВОПРОСОВ ПО ЛАБОРАТОРНОЙ РАБОТЕ

1. Какими двумя основными способами можно определить силы и моменты, действующие на модель ЛА.
2. Что такое дренажный эксперимент. Какие данные о воздействии потока на модель могут быть получены в таком эксперименте, а какие нет.
3. К каким двум составляющим в данной точке поверхности можно свести воздействие потока на движущееся в нем тело.
4. Каким манометром измерялось распределение давления по поверхности модели в данном эксперименте. Принцип работы манометра.
5. Каков порядок ошибки (отчего он зависит), допускаемой при неучете влияния трения на АДХ ЛА.
6. Что такое коэффициент аэродинамической силы или момента (формула).
7. Как можно определить аэродинамические коэффициенты по результатам дренажного эксперимента (какую величину и как надо проинтегрировать).
8. Каким методом и как (вручную, пакет стандартных программ, собственная программа) вы проводили интегрирование при вычислении АДХ. Объяснить приведенную в отчете формулу интегрирования.
9. Какой характерный размер и какую характерную площадь вы использовали в расчетах.
10. Модель какого элемента ЛА вы изучали в данной работе. Как он называется и почему.
11. Векторная диаграмма какой физической величины приведена в отчете, масштаб диаграммы.
12. Что такое коэффициент давления.
13. Как вы рассчитывали коэффициент давления точке поверхности профиля в данной работе. Объяснить, как получена данная формула.

14. Почему одни области на векторной диаграмме имеют знак «-», а другие «+». Физика возникновения подъемной силы на дозвуковом профиле.
15. Что такое «точка полного торможения», где она на профиле в данном случае и почему.
16. Чему равно значение коэффициента давления на диаграмме в точке полного торможения и почему.
17. Системы координат, использованные в работе.
18. Покажите положение центра давления профиля, полученное для данного угла атаки.
19. Интеграл уравнения движения (интеграл Бернулли) для несжимаемой жидкости
20. Уравнение неразрывности в форме уравнения расхода для несжимаемой жидкости.
21. Почему при ускорении дозвукового потока его статическое давление падает.
22. Что такое статическое давление, скоростной напор и давление торможения в данной точке движущейся сплошной среды. Какой зависимостью они связаны для условий данного эксперимента.
23. Как в эксперименте измерялось давление торможения потока в рабочей части.
24. Что такое аэродинамическое качество ЛА.
25. Что такое поляра первого рода ЛА.
26. Что такое критический угол атаки и какое значение он имеет для данного профиля
27. Графики каких аэродинамических коэффициентов приведены в отчете. Пояснить вид графика коэффициента подъемной силы.
28. Какой знак получен у коэффициента момента тангажа и что это значит с точки зрения статической устойчивости профиля.
29. Объяснить отрицательный знак коэффициента продольной силы для

докритических углов атаки.

30.Прокомментировать значения графиков при нулевом угле атаки (как получены и почему имеют такие значения).

31.Оценить прижимную силу, вызываемую автомобильным антикрылом, имеющим такую же форму, как и профиль в эксперименте: угол атаки относительно местного потока 5 градусов, хорда – 0,2м, размах – 1м, скорость автомобиля – 180км/ч.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Аэродинамика летательных аппаратов / Под ред. Г.А. Колесникова. М.: Машиностроение, 1993. 544 с.
2. Козлов В.В. Физика структуры потоков. Отрыв потока // Соросовский образовательный журнал. 1998. №4. С.86-94.
3. Аэродинамика : учеб. пособие / под ред. В.Т. Калугина. – М. : Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 687с.