

и поэтому он применяется чаще, чем другие методы. Его недостаток заключается в том, что стержни (державки), стальные ленты или проволоки, на которых обычно крепится модель, не только создают дополнительное сопротивление, которое передается на динамометры, но в той или иной мере искажают поток и, следовательно, изменяют аэродинамические силы и моменты, действующие на модель. Влияние поддерживающей системы на модель всегда необходимо учитывать с помощью дополнительных опытов, во время которых отдельные элементы поддерживающей системы устраняются или, наоборот, вносятся новые элементы.

Третий метод может быть назван *методом импульсов*. В этом методе непосредственно измеряются лишь скорости и давления в окружающей тело среде, а силы и моменты, действующие на тело, вычисляются затем по теореме импульсов или теореме о моменте импульса. Этот метод может быть применен и в лабораторной практике и в летных испытаниях, где, например, предыдущий метод неприменим.

Четвертый метод называется *баллистическим*. Он состоит в том, что испытываемая модель выстреливается обычно с помощью ракеты в атмосферу, и затем ее движение фиксируется на кинолентке. Киноаппараты, снабженные теодолитами, фотографируют модель с двух или трех точек и, таким образом, появляется запись траектории модели. Знание траектории позволяет вычислить скорости и ускорения модели, а по ускорениям — определить действующие на модель аэродинамические силы. В последнее время применяют телеуправляемые модели, на которых отклонения органов управления производятся передачей команд по радио. Фиксация движения модели в воздухе позволяет судить о том, как реагирует модель на отклонения рулей, элеронов и пр. Баллистический метод особенно удобен для изучения аэродинамических сил и моментов при движении с переменной линейной и угловой скоростью, в частности при криволинейном движении. Он пригоден также для изучения устойчивости и управляемости модели.

Таковы основные методы, применяемые для экспериментального определения аэродинамических сил и моментов.

§ 19. Определение аэродинамических сил и моментов по распределению напряжений

Аэродинамическая сила и аэродинамический момент, по определению, представляют собой главный вектор и главный момент для аэродинамических нагрузок, распределенных по поверхности тела. Поэтому, если из опыта или на основании расчета известно распределение напряжений по поверхности, то могут быть найдены аэродинамическая сила и момент. Сила и момент обычно вычисляются приближенным интегрированием. Мы рассмотрим некоторые, наиболее часто

встречающиеся в практике случаи вычисления аэродинамических сил и моментов по распределению напряжений.

Допустим, что нам известно распределение давлений по контуру профиля крыла и необходимо найти коэффициент подъемной силы этого профиля. Выделим на поверхности крыла элементарную площадку, размеры которой обозначим через ds — вдоль дуги контура профиля и dz_1 — перпендикулярно к плоскости профиля. Приложенная к площадке по нормали к ней нагрузка от избыточного давления равна $(p - p_\infty) ds dz_1$, а ее проекция на ось y_1 связанной системы координат запишется в виде $(p - p_\infty) ds dz_1 \cos(n, y_1)$. Так как $ds \cos(n, y_1) = ds \cos(s, x_1) = dx_1$, то проекция элементарной нагрузки, приложенной к площадке, на ось y_1 равна $(p - p_\infty) ds dx_1$. Результирующая сила dY_1 , действующая перпендикулярно к хорде на часть крыла, которая выделена двумя плоскостями, перпендикулярными к размаху и отстоящими друг от друга на dz_1 , выразится в виде

$$dY_1 = \oint_{(L)} (p - p_\infty) dx_1 dz_1,$$

причем контур профиля (L) обходится против часовой стрелки. Введем сюда безразмерные коэффициенты силы и давления по формулам

$$dY_1 = c_{y1} \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} b dz_1, \quad p - p_\infty = \bar{p} \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2};$$

тогда получим:

$$c_{y1} = \oint_{(L)} \bar{p} d\bar{x}_1, \quad (3.36)$$

где $\bar{x}_1 = x_1/b$, а b есть хорда профиля. При малых углах атаки $c_{y1} \approx c_y$, и последняя формула позволяет определить коэффициент подъемной силы профиля в данном сечении крыла. Если в результате опытов или расчетов построена координатная диаграмма распределения давления $\bar{p} = f(\bar{x}_1)$, то, как показывает равенство (3.36), коэффициент c_{y1} геометрически будет представлять собой площадь, ограниченную замкнутой кривой этой диаграммы (рис. 3.75). Величину этой площади обычно определяют с помощью планиметра.

Рассмотрим теперь вычисление аэродинамического момента по распределению давлений. Если ось z_1 проходит через носовую точку профиля, то момент относительно этой оси от элементарной нагрузки будет равен $-(p - p_\infty) dx_1 dz_1 x_1 + (p - p_\infty) dy_1 dz_1 y_1$. Результирующий аэродинамический момент dM_{z1} для части крыла с размером вдоль размаха,

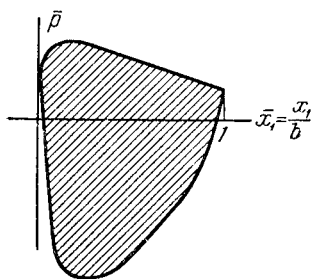


Рис. 3.75. Коэффициент нормальной силы геометрически представляется собой площадь, ограниченную замкнутой кривой $\bar{p} = f(\bar{x}_1)$.

равным dz_1 , выразится в виде

$$dM_{z_1} = - \oint_L (p - p_\infty) dz_1 (x_1 dx_1 + y_1 dy_1).$$

Заменяя здесь давления и моменты их выражениями через безразмерные коэффициенты, получим, что коэффициент момента профиля равен

$$m_{z_1} = - \oint_{(L)} \bar{p} (\bar{x}_1 d\bar{x}_1 + \bar{y}_1 d\bar{y}_1) = - \oint_{(L)} \bar{p} \bar{r} d\bar{r}, \quad (3.37)$$

где $\bar{r} = r/b$, а r представляет собою расстояние от начала координат до данной точки на контуре профиля. Если профиль тонок и

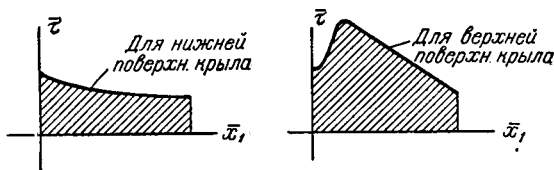


Рис. 3.76. Коэффициент продольной силы от трения воздуха геометрически представляет собой сумму площадей, ограниченных кривыми $\bar{\tau} = f(\bar{x}_1)$ для нижней и верхней частей поверхности крыла и крайними ординатами.

мало изогнут, то величиной $\bar{y}_1 d\bar{y}_1$ можно пренебречь по сравнению с $\bar{x}_1 d\bar{x}_1$, и тогда формула для m_{z_1} приобретает упрощенный вид:

$$m_{z_1} = - \oint_{(L)} \bar{p} \bar{x}_1 d\bar{x}_1. \quad (3.38)$$

Так как \bar{p} обычно бывает задано в виде графика, то вычисление и этих интегралов выполняется путем графического интегрирования. С этой целью по диаграмме $\bar{p} = f(\bar{x}_1)$ строят диаграмму $\bar{p}\bar{x}_1 = F(\bar{x}_1)$ и полученную таким образом замкнутую кривую планиметрируют.

Допустим, что нам известно распределение касательных напряжений по контуру профиля крыла и необходимо найти величину лобового сопротивления, происходящего от этих напряжений. Выделяя на поверхности крыла элементарную площадку $ds dz_1$, находим, что проекция на ось x_1 аэродинамической нагрузки от касательных напряжений τ , приложенных к этой площадке, равна $\tau ds dz_1 \cos(\tau, x_1)$. Продольная сила dQ_1 , действующая на элементарный отсек крыла с размером вдоль размаха, равным dz_1 , выразится в виде

$$dQ_1 = \oint_{(L)} \tau dz_1 \cos(\tau, x_1) ds.$$

Отсюда следует, что коэффициент продольной силы, происходящей от трения $c_{x_1 \text{ тр}}$, для данного сечения крыла равен

$$c_{x_1 \text{ тр}} = \oint_{(L)} \bar{\tau} \cos(\tau, x_1) d\left(\frac{s}{b}\right). \quad (3.39)$$

Если $\bar{\tau} = f(\bar{x}_1)$ задано в виде графика (рис. 3.76), то и этот интеграл удобно вычислять графически как сумму площадей, ограниченных кривыми $\bar{\tau} = f(\bar{x}_1)$ для верхней и нижней частей контура профиля и крайними ординатами. При малых углах атаки $c_{x_1} \approx c_x$, и по формуле (3.39) можно определять также коэффициент лобового сопротивления, происходящего от трения.

§ 20. Динамометрический метод определения аэродинамических сил и моментов. Аэродинамические весы¹⁾

Динамометрический метод определения аэродинамических сил и моментов состоит, как известно из предыдущего, в их измерении с помощью системы динамометров, на которых крепится испытываемая модель. Эта система динамометров вместе с креплением модели называется аэродинамическими весами. Аэродинамические весы являются основным измерительным устройством аэродинамической трубы.

Аэродинамические весы различаются по числу измеряемых компонентов. В зависимости от характера решаемой задачи это число может изменяться от одного до шести. При изучении обтекания симметричных относительно вертикальной плоскости моделей применяют однокомпонентные, двухкомпонентные и трехкомпонентные весы для измерения подъемной силы Y , лобового сопротивления Q и момента тангажа M_z . В этом случае аэродинамические весы снабжают механизмом, позволяющим изменять угол атаки α модели в потоке. При необходимости изучения вопросов, связанных с поперечным управлением самолета, используются четырехкомпонентные весы, позволяющие, помимо Q , Y и M_z , измерять также момент крена M_x . При исследовании пространственного обтекания моделей, когда необходимо знать три проекции аэродинамической силы (Q , Y и Z) и три проекции аэродинамического момента (M_x , M_y и M_z), применяют шестикомпонентные весы. В этом случае весы должны иметь механизмы, позволяющие изменять как угол атаки α , так и угол скольжения β .

Аэродинамические весы измеряют компоненты аэродинамической силы и аэродинамического момента в заранее выбранной системе координатных осей, зависящей от конструкции весов. В большинстве случаев координатные оси весов совпадают с поточными осями (т. е. осями, связанными со скоростью набегающего потока). Но некоторые

¹⁾ Этот параграф написан И. И. Слезингером.