

мится уменьшить  $\Delta\alpha$ ; следовательно, при  $(\partial m_z/\partial\alpha)_{m_z=0} < 0$  движение будет устойчивым. Величина  $(\partial m_z/\partial\alpha)_{m_z=0}$  характеризует при этом так называемый запас устойчивости. Если же  $(\partial m_z/\partial\alpha)_{m_z=0} > 0$ , то при изменении угла атаки на малую величину  $\Delta\alpha$  возникает аэродинамический момент, коэффициент которого  $\Delta m_z$  имеет знак такой же, как и знак  $\Delta\alpha$ . Этот момент будет увеличивать отклонение  $\Delta\alpha$  и, следовательно, движение при  $(\partial m_z/\partial\alpha)_{m_z=0} > 0$  будет неустойчивым.

Аэродинамический момент, действующий на летательный аппарат, может равняться нулю не только при одном каком-либо угле атаки, как это показано на рис. 3.69. Таких углов атаки, при которых  $m_z = 0$ , для каждого самолета при данных значениях  $M$  и  $R$  существует множество. Переход от одного

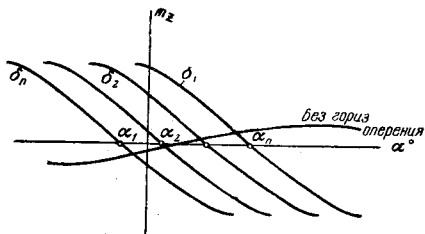


Рис. 3.70. Зависимость коэффициента аэродинамического момента  $m_z$  от угла атаки  $\alpha$  при разных углах отклонения рулей высоты  $\delta$ .

равновесного угла атаки к другому может быть осуществлен, например, путем изменения угла отклонения  $\delta$  рулей высоты или угла установки стабилизатора  $\varphi$ . Каждому углу отклонения  $\delta$  рулей высоты соответствует своя кривая моментов (т. е. зависимость  $m_z$  от  $\alpha$ ) и свой равновесный угол атаки. Семейство таких кривых, построенных по параметру  $\delta$ , представлено на рис. 3.70. Если угол отклонения рулей высоты может изменяться в промежутке  $(\delta_1, \delta_n)$ , то соответствующие равновесные углы атаки  $(\alpha_1, \alpha_n)$  являются пределами аэродинамической балансировки самолета с помощью рулей высоты.

## § 17. Аэродинамический фокус и центр давления потока на тело

В аэродинамическом расчете летательного аппарата часто пользуются вместо зависимости  $m_z$  от  $\alpha$  зависимостью  $m_z$  от  $c_y$ . Исключая  $\alpha$  из формулы (3.31) и равенства

$$c_y = a\alpha,$$

получим:

$$m_z = m_{z0} + \frac{c}{a} c_y,$$

или, если обозначить  $c/a$  через  $-n$ , то будем иметь:

$$m_z = m_{z0} - nc_y. \quad (3.32)$$

Перейдем в последнем равенстве от безразмерных коэффициентов к аэродинамическим силам и моментам. Умножив с этой целью последнее равенство почленно на  $\frac{\rho_{\infty} V_{\infty}^2}{2} \cdot SL$ , причем  $S$  есть площадь

крыльев, а  $L$  — характерный размер, и обозначив  $nL$  через  $x_F$ , где  $x$  есть абсцисса в скоростной системе координат, получим:

$$M_z = M_{z_0} - Yx_F;$$

здесь  $M_{z_0}$  и  $x_F$  являются для данного тела и данных условий его движения постоянными величинами при всех (малых) углах атаки. Таким образом, мы приходим к следующему положению: аэродинамический момент, действующий на тело, можно рассматривать как сумму постоянного при всех углах атаки момента пары сил  $M_{z_0}$  и момента от подъемной силы  $Y$ , приложенной на постоянном при всех углах атаки плече  $x_F$ . Для частного случая крыла бесконечно большого

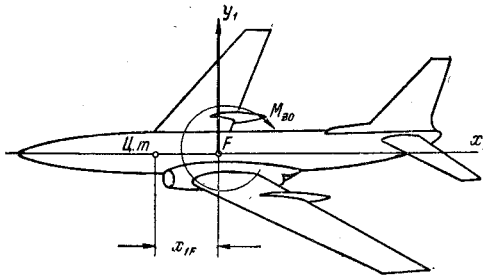


Рис. 3.71. Аэродинамический фокус тела  $F$ . Момент вокруг оси  $z$ , проходящей через фокус, равен  $M_{z_0}$ .

расстояние  $x_{1F}$ , отсчитываемое вдоль продольной оси тела, также будет постоянной величиной при всех малых углах атаки, как и расстояние  $x_F$ , отсчитываемое вдоль направления скорости потока. Таким образом, переходя к связанной с телом системе координат, можем написать:

$$M_z = M_{z_0} - Y_1 x_{1F}.$$

Из этой формулы видно, что если начало координат поместить в точке  $F$ , абсцисса которой равна  $x_{1F}$ , то аэродинамический момент относительно оси  $z$ , проходящей через эту точку, будет равен при всех (малых) углах атаки постоянной величине  $M_{z_0}$ . Точка  $F$ , момент относительно которой одинаков при всех (малых) углах атаки, называется аэродинамическим фокусом или просто фокусом данного тела. Из этого определения следует, что, вычисляя аэродинамический момент, можно считать, что линия действия нормальной силы или (что все равно при малых углах атаки) подъемной силы проходит через постоянную точку (аэродинамический фокус) (рис. 3.71), причем момент вокруг оси  $z$ , проходящей через эту точку, равен постоянной величине  $M_{z_0}$ . Следует отметить, что изображение  $M_z$  в виде суммы  $M_{z_0}$  и момента от силы  $Y$ , проходящей через постоян-

размаха, движущегося в несжимаемой идеальной среде, это положение было теоретически доказано С. А. Чаплыгиным (теорема Чаплыгина об аэродинамическом моменте).

При малых углах атаки подъемную силу  $Y$  можно приближенно заменить нормальной силой  $Y_1$ , а произведение  $Yx_F$  — равным ему произведением  $Y_1 x_{1F}$ , причем

ную точку, является лишь способом представления аэродинамического момента; в действительности подъемная сила несимметричного тела при разных углах атаки не проходит через постоянную точку, как это будет показано далее.

Местоположение фокуса на данном теле зависит от числа  $M$ . У тонких прямых мало изогнутых крыльев бесконечно большого размаха фокус находится при малых скоростях движения (или в нежимаемой среде) на расстоянии от носка, равном 0,25 хорды, при больших сверхзвуковых скоростях движения — на расстоянии от носка, равном 0,5 хорды.

Расположение фокуса по отношению к центру тяжести тела определяет устойчивость или неустойчивость движения тела в среде. В самом деле, критерием устойчивости является, как было доказано в предыдущем параграфе, знак производной  $(\partial m_z / \partial \alpha)_{m_z = 0}$ . Но по формуле (3.32)

$$\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} = \frac{\partial m_z}{\partial c_y} a = -an;$$

следовательно, если  $n = x_F/L$  есть величина положительная по знаку, т. е. если фокус расположен

сзади центра тяжести, то  $\partial m_z / \partial \alpha < 0$  и горизонтальный полет будет устойчивым. Если  $n$  есть величина отрицательная по знаку, т. е. если фокус расположен перед центром тяжести, то  $\partial m_z / \partial \alpha > 0$  и горизонтальный полет будет неустойчивым. При совпадении фокуса с центром тяжести равновесие в полете будет безразличным.

Перемещение фокуса к хвосту тела при переходе от дозвуковых скоростей к сверхзвуковым влечет за собой увеличение момента, который стремится повернуть тело на пикирование, и поэтому оно может сильно нарушить балансировку (т. е. равновесие моментов) в полете. Перемещение фокуса, кроме того, изменяет запас устойчивости тела и может изменить и знак устойчивости. Вследствие всех этих причин перемещение фокуса является нежелательным. Для тонких прямых крыльев бесконечно большого размаха оно составляет, как уже указывалось, 0,25 хорды; можно значительно уменьшить перемещение фокуса, применяя стреловидные и треугольные крылья, для которых величина этого перемещения может быть доведена до 0,12—0,15 средней хорды (рис. 3.72).

Зная аэродинамический момент, можно определить и фактическое местоположение линии действия аэродинамической силы. Так как направление равнодействующей аэродинамических сил при разных углах атаки известно, если дана полярная диаграмма, то для определения линии действия аэродинамической силы достаточно указать лишь одну точку, через которую она проходит. За такую точку

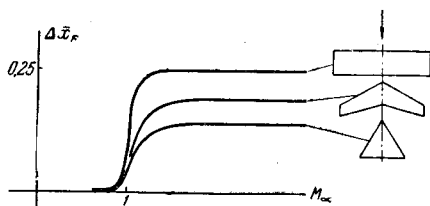


Рис. 3.72. Перемещение фокуса в долях средней хорды при изменении числа  $M$  в случае прямого, стреловидного и треугольного крыльев.

принимают место пересечения линии действия аэродинамической силы с хордой крыла (или, в случае тела вращения — с его осью); эту точку называют *центром давления* потока на тело. Не следует связывать с этим определением представление о том, будто в действительности воздействие среды на тело состоит в сосредоточенной силе, проходящей через центр давления. Воздействие среды, как уже известно из предыдущего, распределено по всей поверхности тела, и центр давления представляет собою не более чем условную точку, через которую проходит равнодействующая аэродинамических сил, распределенных по поверхности.

Для того чтобы найти координату  $x_1$  центра давления (сокращенно  $x_{1ц.д.}$ ), выразим аэродинамический момент  $M_z$  через нормальную силу  $Y_1$ :

$$M_z = -Y_1 x_{1ц.д.} \quad (3.33)$$

Подставляя сюда  $M_z = m_z \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} SL$ ,  $Y_1 = c_{y1} \frac{\rho_\infty V_\infty^2}{2} S$ , получим, что безразмерный коэффициент центра давления  $\bar{x}_{1ц.д.}$ , который мы определим как отношение  $x_{1ц.д.}/L$ , равен

$$\bar{x}_{1ц.д.} = -\frac{m_z}{c_{y1}} \quad (3.34)$$

При малых углах атаки, когда  $c_{y1} \approx c_y$ , эта формула может быть заменена приближенной:

$$\bar{x}_{1ц.д.} = -\frac{m_z}{c_y}$$

Если воспользоваться выражением  $m_z$  через  $c_y$  (3.34) и выражением  $c_y$  через аэродинамический угол атаки, то будем иметь:

$$\bar{x}_{1ц.д.} = n - \frac{m_{z0}}{a\alpha} \quad (3.35)$$

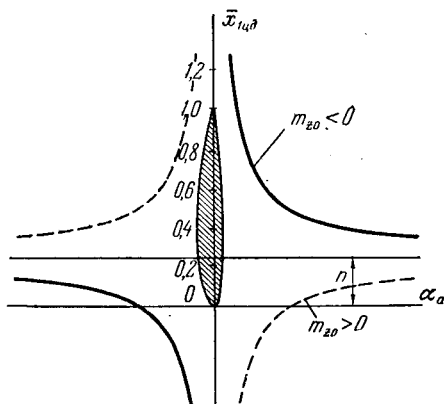


Рис. 3.73. Зависимость коэффициента центра давления от аэродинамического угла атаки.

Из этой формулы видно, что если  $m_{z0} = 0$  (что имеет место в случае тела, симметричного относительно оси или плоскости), то центр давления при всех малых углах атаки есть неподвижная постоянная точка, совпадающая с фокусом. Если же тело несимметрично, т. е. если  $m_{z0} \neq 0$ , то центр давления будет перемещаться с изменением угла атаки. Графически зависимость  $\bar{x}_{1ц.д.}$  от  $\alpha$  изобразится, как показывает формула (3.35), равнобочной гиперболой, причем для случая, когда  $m_{z0} < 0$ , эта гиперболой расположена, как изображено на рис. 3.73, сплошной линией, а для случая  $m_{z0} > 0$  — пунктирной. В первом случае центр давления с возрастанием угла атаки перемещается к носу тела, во втором случае — к хвосту. Следует иметь в виду, что, как

показывает и формула и график, центр давления может находиться не только в промежутке между носком и хвостом тела, но и вне тела, на продолжении его хорды. В частности, при  $\alpha_a = 0$  центр давления находится на бесконечности; это означает, что аэродинамическое воздействие в данном случае приводится к паре сил.

Опыты и расчеты показывают, что у прямых в плане крыльев с профилем, который на всем протяжении хорды изогнут в одну сторону,  $m_{z0} < 0$ , поэтому при возрастании угла атаки центр давления перемещается к носку профиля.

Если же у такого крыла хвостик слегка отогнут кверху, то, как видно из рис. 3.74, возникнет  $\Delta m_{z0} > 0$ , и при достаточной величине отгиба можно получить  $m_{z0} > 0$ ; в этом случае центр давления будет перемещаться при возрастании угла атаки к хвосту профиля. Такие профили называются S-образными профилями, так как их средняя линия (т. е. линия, которая делит пополам все местные толщины профиля) напоминает букву S, горизонтально расположенную. Отогнутый кверху хвостик может при балансировке самолета отчасти заменить рули высоты на горизонтальной оперении. Поэтому крылья с S-образным профилем применяются для бесхвостых самолетов.



Рис. 3.74. Схема S-образного профиля. При возрастании угла атаки центр давления такого профиля перемещается в направлении к хвосту.

## § 18. Методы экспериментального определения аэродинамических сил и моментов

В настоящее время применяется ряд методов экспериментального определения аэродинамических сил и моментов. Мы дадим здесь общую характеристику этих методов, а в дальнейших параграфах рассмотрим их более подробно.

В предыдущем (§ 8) были изложены методы экспериментального определения нормальных и касательных напряжений на поверхности тела, движущегося в жидкой или газообразной среде. Если распределение давлений и касательных напряжений известно, то аэродинамические силы и моменты могут быть найдены, в соответствии с их определением (§ 11), как *главный вектор и главный момент нормальных и касательных усилий*, распределенных по поверхности тела.

Другой метод может быть назван *динамометрическим*. Он состоит в том, что испытываемую модель присоединяют к динамометрам (аэродинамическим весам) и приводят в движение в воздушной среде или помещают в поток среды, например, в аэродинамической трубе. Вкратце этот метод уже был изложен в § 6 при описании способов испытания моделей. Этот метод позволяет непосредственно и наиболее быстро определить аэродинамические силы и моменты,