§ 16. Моментные кривые летательного аппарата. Понятия об устойчивом и неустойчивом аппарате

Знание аэродинамического момента, действующего на летательный аппарат при его движении в среде, необходимо для балансировки (т. е. уравновешивания) аппарата, а также для суждения об устойчивости или неустойчивости его движения.

Мы рассмотрим частный случай, когда летательный аппарат имеет плоскость симметрии и движется параллельно этой плоскости. Вектор аэродинамического момента будет направлен в этом случае вдоль оси z (рис. 3.68) и может быть охарактеризован коэффициентом m_z; величина m_z считается при этом положительной по знаку, если момент стремится увеличить угол атаки.

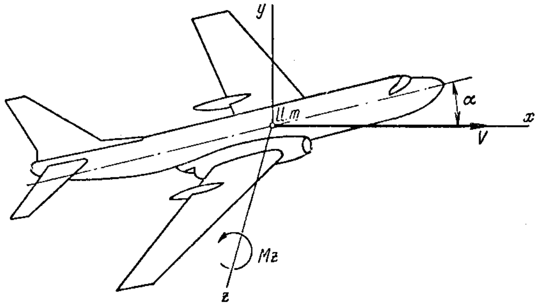

Рис. 3.68. При движении летательного аппарата параллельно его плоскости симметрии на него действует аэродинамический момент относительно оси z.

Аэродинамический момент M_z, так же как и подъемная сила, происходит в основном от давлений, распределенных по поверхности летательного аппарата. Поэтому закономерности, которые определяют изменения m_z по углу атаки, числам R и M, аналогичны соответствующим закономерностям для коэффициента подъемной силы.

Величина аэродинамического момента тела данной формы при данных условиях его движения зависит от местоположения оси z, относительно которой определяется M_z. Поэтому всегда при использовании в расчете величин аэродинамического момента необходимо обращать внимание на то, где расположена ось z, относительно которой он взят. Наиболее удобно, как уже указывалось ранее, располагать начало координат в центре тяжести летательного аппарата, потому что при этом момент силы веса равен нулю.

При малых углах атаки зависимость между m_z и α можно приближенно считать линейной:

$$m_z = m_{z0} + c\alpha_a, \tag{3.31}$$

где α_a есть аэродинамический угол атаки, m_{z0} — значение m_z в условиях отвесного пикирования, т. е. при $\alpha_a = 0$, c — коэффициент пропорциональности, равный $\partial m_z/\partial\alpha$. Тангенс угла наклона этой прямой линии $\partial m_z/\partial\alpha$ может быть как положительным по знаку, так и отрицательным (рис. 3.69). Наиболее важной точкой на кривой моментов является точка, в которой $m_z = 0$ и, следовательно, $\alpha_a = -m_{z0}/c$. При полете с этим углом атаки результирующий момент всех сил, действующих на летательный аппарат, равен нулю (если пренебречь моментом силы тяги относительно оси z). Таким образом, при полете с этим углом атаки выполняется условие равновесия для моментов, и поэтому возможен горизонтальный установившийся полет. Однако прочность этого равновесия, т. е. его устойчивость, различна в зависимости от того, является ли $(\partial m_z/\partial\alpha)_{m_z=0}$ величиной положительной по знаку или отрицательной.

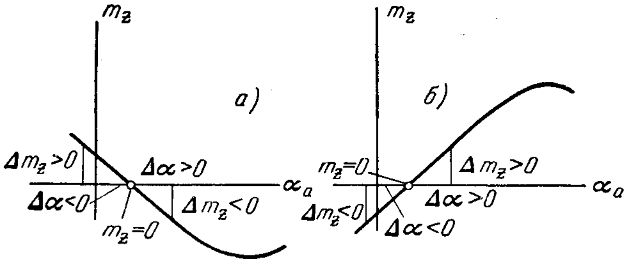

Рис. 3.69. Возможные зависимости m_z от α_a:
а) случай, когда $(\partial m_z/\partial\alpha)_{m_z=0} < 0$; *б*) случай, когда $(\partial m_z/\partial\alpha)_{m_z=0} > 0$.

Мы рассмотрим здесь устойчивость в узком смысле этого слова. Пусть тело движется с постоянной скоростью V; представим себе, что в некоторый момент времени на тело подействовала внезапно приложенная возмущающая сила или пара сил, или то и другое вместе, которые изменили направление движения тела на малый угол (величина же скорости осталась неизменной), и затем тело было предоставлено самому себе. Назовем движение устойчивым, если аэродинамические силы и моменты, возникшие после случайного, малого возмущения, таковы, что стремятся вернуть направление движения тела к исходному направлению (до возмущения). Если же силы и моменты, возникшие после отклонения, таковы, что стремятся увеличить отклонение, то движение тела будем называть неустойчивым. Определенная таким образом устойчивость называется статической устойчивостью в отличие от устойчивости динамической, при исследовании которой рассматривается изменение не только направления движения тела, но одновременно и всех остальных параметров, определяющих движение.

Если $(\partial m_z/\partial\alpha)_{m_z=0} < 0$ (рис. 3.69, *а*), то при изменении угла атаки на малую величину $\Delta\alpha$ возникает аэродинамический момент, коэффициент которого Δm_z имеет знак, противоположный знаку $\Delta\alpha$. Это означает, в соответствии с условием о знаках моментов, что момент стремится 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 Δm_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.

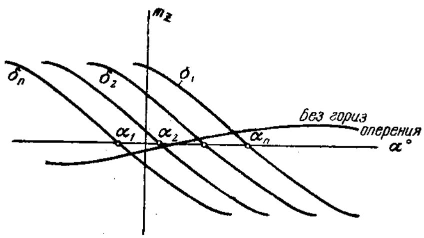

Рис. 3.70. Зависимость коэффициента аэродинамического момента m_z от угла атаки α при разных углах отклонения рулей высоты δ.

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 равновесного угла атаки к другому может быть осуществлен, например, путем изменения угла отклонения δ рулей высоты или угла установки стабилизатора φ. Каждому углу отклонения δ рулей высоты соответствует своя кривая моментов (т. е. зависимость m_z от α) и свой равновесный угол атаки. Семейство таких кривых, построенных по параметру δ, представлено на рис. 3.70. Если угол отклонения рулей высоты может изменяться в промежутке (δ_1, δ_n), то соответствующие равновесные углы атаки (α_1, α_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 α_a зависимостью m_z от c_y. Исключая α_a из формулы (3.31) и равенства

$$c_y = a\alpha_a,$$

получим:

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

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

$$m_z = m_{z0} - n c_y. \tag{3.32}$$

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