

сированных значениях критериев аэродинамич. подобия и установившемся (стационарном) движении зависят от его ориентации к потоку (от углов атаки α , скольжения β и крена γ , рис. 1, 2). При неустановившемся движении А. к. зависят также от величин, характеризующих ускорение тела и угловую скорость его вращения. Поскольку момент m_{za} измеряется относительно принятого центра масс летат. аппарата, по виду зависимости $m_{za} = f(\alpha)$ (рис. 3), напр., можно судить о продольной статич. устойчивости аппарата. Зависимость 1 соответствует статически устойчивому аппарату, т. к. при отклонении от т. н. балансировочного угла атаки α , к-рому соответствует $m_{za} = 0$, возникает момент, возвращающий аппарат в прежнее положение, а кривая 2 — статически неустойчивому, поскольку действует момент, увеличивающий возникшее отклонение от балансировочного угла атаки. А. к. зависят также от чисел M и Re . Начало возрастания и максимум зависимости C_{ya} (M) (рис. 4) связаны с переходом скорости полёта через скорость звука ($M=1$) или с т. н. волновым кризисом. Немонотонность в ср. части зависимости C_{xa} от Re (рис. 5) связана с переходом от ламинарного режима обтекания к турбулентному.

Значения А. к. необходимы для определения основных лётных характеристик объекта — его сопротивления и подъёмной силы, а также для расчёта его устой-

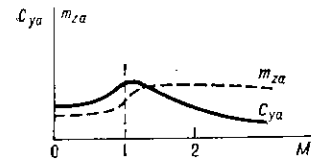


Рис. 4. Зависимость C_{ya} и m_{za} от числа M .

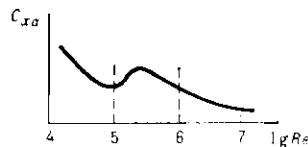


Рис. 5. Зависимость C_{xa} от числа Re .

чивости и управляемости. Осн. метод определения А. к. сложных по форме тел — эксперименты на моделях и натуральных объектах, хотя расчётно-теоретич. методы с использованием ЭВМ получают всё большее развитие и позволяют решать всё более сложные задачи аэродинамики.

Лит.: Фабрикант Н. Я., Аэродинамика, М., 1964; Аржаников Н. С., Мальцев В. Н., Аэродинамика, М., 1952; Аржаников Н. С., Садекова Г. С., Аэродинамика больших скоростей, М., 1965. Ю. А. Рыжов. **АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИЛА И МОМЕНТ** — величины, характеризующие силовое воздействие жидкой или газообразной среды на движущееся в ней тело. А. с. и м. зависят от формы и размеров тела, его ориентации по отношению к направлению движения, от его скорости, свойств и состояния среды (жидкости, газа, плазмы), а также от угловых скоростей и ускорения движения. Определение А. с. и м., действующих на тела разл. формы при заданных условиях полёта, является одной из осн. задач аэродинамики.

Силовое воздействие среды на тело сводится к силам давления и трения, распределённым по поверхности тела. Такая простейшая система сил может быть приведена к равнодействующей этих сил — аэродинамич. силе R_A и к паре сил с моментом M , наз. аэродинамич. моментом. А. с. и м. определяются ф-лами

$$R_A = \int_{\Sigma} (p_n \cdot \tau_n) d\sigma,$$

$$M = \int_{\Sigma} [r (p_n + \tau_n)] d\sigma,$$

где интегралы берутся по всей внеш. поверхности тела Σ ; p_n и τ_n — векторы проекций давления и напряжения трения на нормаль к элементу поверхности $d\sigma$; r — радиус-вектор элемента поверхности, проведённый из точки, относительно к-рой вычисляется момент. В аэродинамике обычно пользуются проек-

циями А. с. и м. на осн т. н. скоростной и связанной ортогональных правых систем координат.

В скоростной системе координат (рис. 1), к-рой удобно пользоваться при пост. скорости полёта, X_a — сила лобового или аэродинамического сопротивления есть проекция R_A на ось x_a и направлена противополо-

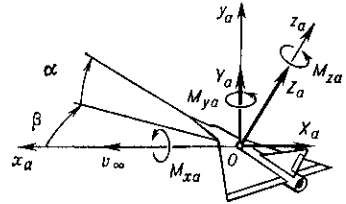


Рис. 1. Проекция аэродинамической силы и момента в скоростной системе координат; α — угол атаки, β — угол скольжения.

ложно вектору скорости полёта v_{∞} , Y_a — аэродинамич. подъёмная сила и Z_a — аэродинамич. боковая сила — проекции R_A на оси y_a и z_a соответственно. Составляющие аэродинамич. момента M по тем же осям скоростной системы координат будут: M_{xa} — аэродинамич. момент крена, M_{ya} — аэродинамич. момент рыскания и M_{za} — аэродинамич. момент тангажа. Составляющие момента положительны при совпадении с направлением соответствующей оси.

В связанной с летящим телом системе (рис. 2) координат ось x совпадает с продольной осью летат.

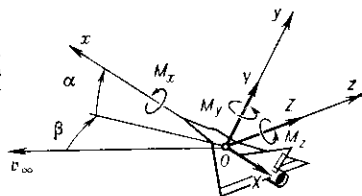


Рис. 2. Проекция аэродинамической силы и момента в связанной системе координат; обозначения, как на рис. 1.

аппарата и направлена вперёд по его движению. Разложение M в связанной системе аналогично скоростной, а составляющие R_A по осям этой системы наз. X — аэродинамич. продольной силой, Y — аэродинамич. нормальной силой и Z — аэродинамической поперечной силой.

Лит.: Фабрикант Н. Я., Аэродинамика, М., 1964; Аржаников Н. С., Мальцев В. Н., Аэродинамика, М., 1952; Аржаников Н. С., Садекова Г. С., Аэродинамика больших скоростей, М., 1965. Ю. А. Рыжов.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ МОМЕНТ — см. Аэродинамические сила и момент.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ НАГРЕВ — нагрев тел, движущихся с большой скоростью в воздухе или др. газе. А. п. неразрывно связан с аэродинамическим сопротивлением, к-рое испытывают тела при полёте в атмосфере. Энергия, затрачиваемая на преодоление сопротивления, частично передаётся телу в виде А. н. Рассмотрение физ. процессов, обуславливающих А. н., удобно провести с точки зрения наблюдателя, находящегося на движущемся теле. В этом случае можно заметить, что набегающей на тело газ тормозится вблизи поверхности тела. Сначала торможение происходит в ударной волне, образующейся перед телом, если полёт происходит со сверхзвуковой скоростью. Дальнейшее торможение газа происходит, как и при дозвуковых скоростях полёта, непосредственно у самой поверхности тела, где оно вызывается силами вязкости, заставляющими молекулы «прилипать» к поверхности с образованием пограничного слоя. При торможении потока газа его кинетич. энергия уменьшается, что в соответствии с законом сохранения энергии приводит к увеличению внутр. энергии газа и его темп-ры. Макс. теплосодержание (энтальпия) газа при его торможении у поверхности тела близко к энтальпии торможения: $\mathcal{H}_0 = \mathcal{H}_n + v^2/2$, где \mathcal{H}_n — энтальпия набегающего потока, а v — скорость полёта. Если скорость полёта не слишком высока ($v \leq 1000$ м/с), то уд. теплоёмкость при пост. давлении c_p может счи-