

используют уносимые теплозащитные материалы, поглощающие в процессе разрушения и уноса большое количество тепла. При исследовании теплозащитных материалов на стендах обычно задаётся тепловой поток к поверхности и измеряется скорость разрушения поверхности образца. Для регистрации перемещения поверхности образца теплозащитного материала обычно используется киносъёмка, а в некоторых случаях — датчики, устанавливаемые в его толще.

Визуализация течения применяется для выяснения особенностей характера обтекания рассматриваемого тела, течения в следе за телом (рис. 10), течения на его поверхности и др.

При сверхзвуковых скоростях и относительно простых течениях (плоское или осесимметричное) картина распределения плотности газа в области, возмущён-

ставляет собой кол-во кг полётной массы, приходящих на единицу силы тяги. При установившемся горизонтальном полёте приблизительно можно считать, что тяга P уравнивает силу лобового сопротивления X_a летат. аппарата, а подъёмная сила Y_a — полётную массу летат. аппарата. Поэтому соблюдается чис-

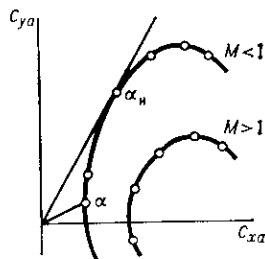


Рис. 1. Типичные поляры самолёта при дозвуковых ($M < 1$) и сверхзвуковых ($M > 1$) скоростях полёта.

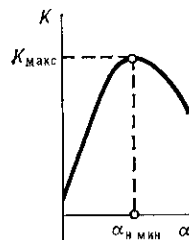


Рис. 2. Зависимость аэродинамического качества K от угла атаки α .



Рис. 10. Визуализация вихревой дорожки (для $Re=73$) с помощью частиц дыма.

ной обтекаемым телом, достаточно полно характеризует особенности течения. Для получения поля плотности широко используются оптич. методы, описанные выше (рис. 7 и 8).

При исследовании теплообмена на поверхности тел сложной формы часто визуализируют пристеночные течения, используя наносимые на поверхность «точки» легкоплавкого и вязкого вещества (рис. 11, а) или термокраски (рис. 11, б). Для получения областей concentra-

ционного равенства $m/P = Y_a/X_a$. Величина $K = Y_a/X_a = C_{ya}/C_{xa}$ наз. А. к. летат. аппарата (C_{ya} — коэф. аэродинамич. подъёмной силы, C_{xa} — коэф. лобового сопротивления; см. *Аэродинамические коэффициенты*). При отсутствии боковых составляющих аэродинамич. силы А. к. равно тангенсу угла наклона результирующей аэродинамич. силы к направлению скорости полёта. График зависимости $C_{ya} = f(C_{xa})$ наз. полярью, она позволяет определить А. к. (рис. 1). Максимальному А. к. соответствует точка касания поляры с прямой, проведённой из начала координат.

А. к. оценивает, в частности, дальность планирования $L_{пл}$ летат. аппарата с выключенным двигателем с высоты H : $L_{пл} = KH$, к-рая будет максимальной при угле атаки α_n , соответствующем K_{max} (рис. 2).

А. к. определяется гл. обр. формой тела, а также условиями полёта (скорость, высота и т. п.) и меняется от 0 (сфера) до неск. десятков (крыло). Для наиб. совершенных аэродинамич. форм (планёр) А. к. при малых дозвуковых скоростях может превышать 40, у дозвуковых самолётов — 15—20. Для тела заданной формы вид зависимости $C_{ya} = f(C_{xa})$ меняется с изменением чисел Маха M и Рейнольдса Re , соответствующим условиям полёта. При сверхзвуковых скоростях полёта (рис. 1) А. к. тела значительно меньше, чем при дозвуковых и для лучших несущих поверхностей ~ 6 .

Ю. А. Рыжов, С. Л. Вишневский.

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ (лобовое сопротивление) — составляющая аэродинамич. силы R_d , с к-рой газ (воздух) действует на движущееся в нём тело (см. *Аэродинамические сила и момент*). Возникает вследствие необратимого перехода кинетич. энергии тела в тепловую. А. с. — одна из важнейших аэродинамич. характеристик летат. аппарата, определяющих его лётно-техн. данные, в частности требуемую тягу двигат. установки. Оно зависит от формы и размеров тела, его ориентации к направлению движения (или к скорости набегающего потока), от скорости движения, а также от свойств и состояния среды, в которой движется тело.

Характеризуется А. с. безразмерным коэф. C_{xa} (см. *Аэродинамические коэффициенты*). А. с. является суммой проекций на ось Ox_a распределённых по поверхности тела нагрузок, направленных по нормали (давление) и касательной (вязкое трение) к этой поверхности. Рассеяние кинетич. энергии и превращение её в тепловую происходит посредством образования вихрей, ударных волн, *аэродинамического нагрева* поверхности.

В идеальной, несжимаемой жидкости вихреобразование и образование ударных волн невозможно, а поэтому, теоретически, не возникает и А. с. (см. *Д'Алам-*

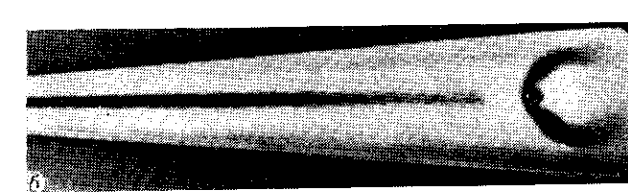
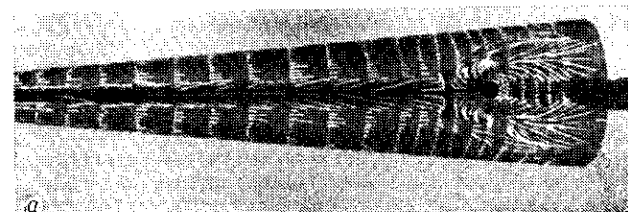


Рис. 11. Визуализация течения на подветренной стороне конуса при истечении струи, нормальной к его поверхности из отверстия в нём: а — предельные линии тока, полученные «точками» легкоплавкого материала; б — зоны повышенного уровня теплового потока (с помощью термокраски).

ции тепловых потоков применяют тепловизоры, регистрирующие ИК-излучение элементов поверхности тела.

Лит.: Седов Л. И., Методы подобия и размерности в механике, 9 изд., М., 1981; Абрамович Г. П., Прикладная газовая динамика, 4 изд., М., 1976; Панкхёрст Р., Холдер Д., Техника эксперимента в аэродинамических трубах, пер. с англ., М., 1955; Техника гиперзвуковых исследований, пер. с англ., М., 1964; Чжан Ш., Отрывные течения, пер. с англ., т. 1—3, М., 1973; Баллистические установки и их применение в экспериментальных исследованиях, М., 1974.

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ КАЧЕСТВО — безразмерная величина, являющаяся мерой транспортной эффективности летат. аппарата, движущегося в атмосфере. Она характеризует энергетич. затраты на перемещение груза на заданное расстояние. Отношение массы m летат. аппарата в полёте к силе тяги P двигат. установки пред-