

Высотные аэродинамич. трубы (рис. 10) предназначены для исследования обтекания моделей разреженным газом, что соответствует полетам на больших высотах, когда числа $Kn \gg 10^{-2} - 10^2$. Подготовка установки к запуску начинается с откачки камеры форвакуумными диффузионными насосами и захлаживания панелей криогенного насоса.

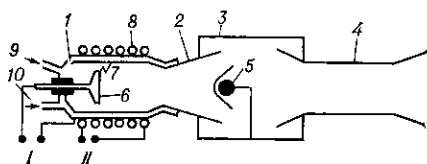


Рис. 9. Схема электродуговой аэродинамической трубы: 1 — форкамера сопла; 2 — сопло; 3 — рабочая часть с высокой камерой; 4 — диффузор; 5 — модель; 6 — грибовидный электрод; 7 — разряд; 8 — индукционная катушка; 9 — рабочий газ (воздух); 10 — охлаждающая вода; I — ток дугового разряда; II — ток индукционной катушки.

Рабочий газ поступает из баллонов высокого давления в ресивер 5, где установлен подогреватель 7. Расширяясь в сопле 6 до заданного значения числа M , газ обтекает исследуемую модель 9 и конденсируется на панелях криогенного насоса 3 и 4. Внеш. панели 3 охлаждаются жидким азотом, а

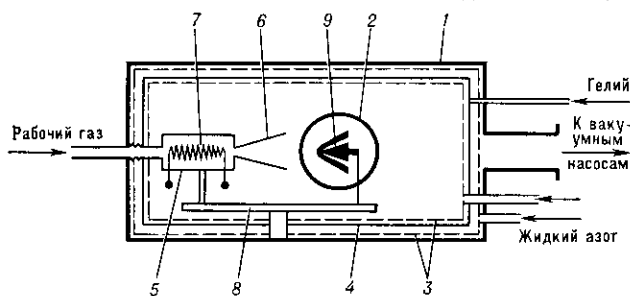


Рис. 10. Схема высотной аэродинамической трубы: 1 — корпус высокой камеры; 2 — люк в стенке камеры, закрытый стеклом; 3 и 4 — панели криогенного насоса; 5 — ресивер сопла; 6 — сопло; 7 — подогреватель рабочего газа; 8 — координатник; 9 — модель.

внутренняя 4 — гелием, охлажденным до $T \approx 20$ К. Установки рассматриваемого типа обеспечивают давление в рабочей части $p \sim 10^{-3}$ Па и значит. длительность эксперимента $\tau \sim 10^3$ с.

Аэроакустические аэродинамич. трубы предназначены для исследования влияния акустич. полей на прочность отсеков и т. п. В большинстве случаев рассматривается воздействие акустич. поля, возникающего при работе двигателей и обтекании поверхностей летат. аппарата. Аэроакустич. А. т. отличается от обычных тем, что их конструкция предусматривает спец. мероприятия, препятствующие проникновению в рабочую часть акустич. полей, связанных с работой силовой установки и вентиляторов А. т. Стенки рабочей части покрывают звукопоглощающим материалом, чтобы они не отражали звуковые волны, возникающие при обтекании модели и работе установленных на ней двигателей.

Аэроакустич. А. т. — один из видов А. т. спец. назначения, предназначенных для решения конкретных аэродинамич. задач. К такого рода А. т. относятся также штопорные, малотурбулентные А. т., установки для испытания воздушно-реактивных двигателей, воздухозаборников, сопел и др.

В гидродинамике для исследования характеристик водных гребных винтов, подводных лодок, подводных частей судов и др. применяют гидродинамич. и кавитационные трубы, устройство и принцип действия которых во многом схожи с А. т., но рабочим телом в них является вода.

Лит.: Пэннхёрст Р., Холдер Д., Техника эксперимента в аэродинамических трубах, пер. с англ., М., 1955; Горлин С. М., Слезингер И. И., Аэромеханические измерения. Методы и приборы, М., 1964; Поуп А., Гойн К., Аэродинамические трубы больших скоростей, пер. с англ., М., 1968; Горлин С. М., Экспериментальная аэромеханика, М., 1970; Экспериментальные методы в динамике разреженных газов, Новосиб., 1974. М. Я. Юделевич.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ КОЭФФИЦИЕНТЫ — безразмерные величины, характеризующие аэродинамические силы и момент, действующие на тело, движущееся в жидкой или газообразной среде. В аэродинамике цель моделирования — определение А. к. при испытании в аэродинамических трубах и др. эксперим. установках моделей, геометрически подобных натурным объектам. Если в модельных и натурных условиях критерии аэродинамич. подобия (*Маха число* Ma , *Рейнольдса число* Re , *Струхалея число* Sh и др.) одинаковы, а также соблюдается кинематич. подобие, то значения А. к. модели и натуре будут равны. А. к. и их проекции на оси координат, не зависят от размерных физ. свойств среды и размеров тела, а зависят лишь от его формы, ориентации и безразмерных критериев аэродинамич. подобия, отношения уд. теплотемпостей среды $k = c_p/c_v$ и др. Это позволяет определять нагрузки, действующие на натуральный объект, по результатам модельных исследований. А. к. C_{RA} аэродинамич. силы R_A и m аэродинамич. момента M соответственно равны:

$$C_{RA} = R_A / \left(\frac{\rho v_\infty^2}{2} S \right), \quad m = M / \left(\frac{\rho v_\infty^2}{2} S l \right),$$

где $\rho v_\infty^2 / 2$ — q — скоростной напор или динамич. давление, ρ — плотность среды, в к-рой происходит движение; v_∞ — скорость движения тела (или скорость невозмущённого набегающего потока в аэродинамич. трубе); S, l — характерные площадь и линейный размер обтекаемого тела. Проекции аэродинамич. силы и момента на оси скоростной и связанной систем координат соответственно (см. рис. 1, 2 к ст. *Аэродинамические силы и момент*), отнесённые к скоростному напору и геом. параметрам S и l , определяют значения А. к. лобового сопротивления $C_{xa} = X_a/qS$, аэродинамич. подъёмной силы $C_{ya} = Y_a/qS$, аэродинамич. боковой силы $C_{za} = Z_a/qS$, коэф. аэродинамич. моментов крена $m_{xa} = M_{xa}/qSl$, рыскания $m_{ya} = M_{ya}/qSl$ и тангажа $m_{za} = M_{za}/qSl$ (все в скоростной системе координат). В связанной системе аналогично определяются А. к. продольной $C_x = X/qS$, нормальной $C_y = Y/qS$, поперечной $C_z = Z/qS$ сил и соответствующих моментов m_x, m_y и m_z . Величины C_{xa} и C_x считаются положительными, когда направлены противоположно оси Ox_a (Ox), остальные составляющие А. к. силы и моменты положительны, когда их вектор направлен по соответствующей оси.

Выбор характерных геом. параметров (S, l), к к-рым принято относить силы и моменты, производится для

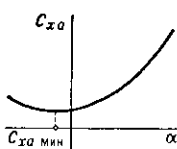


Рис. 1. Зависимость C_{xa} от угла атаки α .

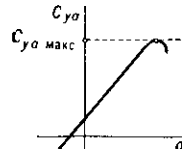


Рис. 2. Зависимость C_{ya} от угла атаки α .

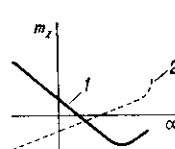


Рис. 3. Зависимость m_{za} от угла атаки α .

разных летат. аппаратов разл. способами. Для самолёта S — площадь крыла в плане, включая подфюзеляжную часть. Для снарядов баллистич. ракет и слабооперенных летат. аппаратов — это площадь миделевого сечения, т. е. площадь наибольшего поперечного сечения корпуса (фюзеляжа). При определении m_{xa} и m_{ya} (m_x и m_y) самолёта в качестве l принимается размах крыла, а для m_{za} (m_z) — его ср. аэродинамич. хорда. В ракетостроении в качестве l используется длина ракеты. А. к. тела заданной конфигурации при фик-