

Теоретич. А. базируется на общих ур-ниях гидроаэромеханики. При этом для изучения сравнительно простых вопросов движения жидкости или газа вокруг тел и давления потока на них в А. довольствуются в первом приближении ур-ниями движения несжимаемой жидкости, т. е. ур-ниями гидродинамики (случай малых скоростей, точнее *Маха числа* $M \ll 1$), и сжимаемой идеальной жидкости (случай больших скоростей, точнее чисел $M \gg 1$). При рассмотрении более сложных вопросов — *аэродинамического сопротивления* и теплоотдачи тел, а также для изучения деталей движения вблизи поверхности тел и в «следе» за ними, в частности вопросов нарушения обтекания тел, в А. применяют ур-ния движения вязких жидкости и газа (*Навье — Стокса уравнения*).

Наличие в реальных жидкостях и газах внутр. трения (вязкости) вносит поправки в А. идеальной жидкости. Возникает отсутствующее в идеальной жидкости сопротивление (см. *Д'Аламбера — Эйлера парадокс*); распределение давлений по поверхности обтекаемого тела, а следовательно, и подъёмная сила искажаются *пограничным слоем*, возникающим на поверхности тела из-за вязкости. При турбулентном режиме течения используются разл. ур-ния переноса импульса, энергии и напряжения, трактуемые в теории *турбулентности*. Наиб. трудности вызывает изучение и расчёт вихревых и *отрывных течений*.

Осн. значение среди разделов А. имеют теории крыла самолёта, винта гребного, самолёта и ротора (вертолёта), базирующиеся на общем учении о подъёмной силе крыла бесконечного размаха в плоско-параллельном потоке и крыла конечного размаха в пространственном потоке, а также на изучении явления интерференции (взаимодействия) частей самолёта: крыла и фюзеляжа, крыла и мотогондол, фюзеляжа и оперения и т. п. Особое значение в А. самолёта имеют проблемы *нестационарного течения*, вибраций крыла и оперения (см. *Аэроупругость*). Большие скорости полёта приводят к значит. усложнению всех этих явлений и требуют углубления теоретич. методов и значит. развития эксперим. техники. Развитие ЭВМ и ряда разделов выселят математики позволило решить мн. задачи теоретич. и прикладной А. численными методами.

Для определения численных значений коэфф. сил и моментов, действующих на тело со стороны воздушного потока, проводят *аэродинамический эксперимент*, для чего используются *аэродинамические трубы*, в к-рых подвергаются обдувке модели частей самолётов и др. летат. аппаратов.

Лит.: Фабрикант Н. Я., *Аэродинамика*, М., 1964; Краснов Н. Ф., *Аэродинамика*, ч. 1—2, 3 изд., М., 1980; Гинзбург И. П., *Аэроаэродинамика*. (Краткий курс), М., 1966; Горлин С. М., *Экспериментальная аэромеханика*, М., 1970. *Л. Г. Лойциский.*

АЭРОДИНАМИКА РАЗРЕЖЕННЫХ ГАЗОВ — см. *Динамика разреженных газов*.

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ СИЛА — см. *Аэродинамическая сила и момент*.

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА — установка, создающая поток газа (в большинстве случаев воздуха) с целью изучения воздействия его на обтекаемый объект — самолёт, ракету, автомобиль, корабль, сжимаемый космич. аппарат, мост, здание и др., а также эксперим. изучения аэродинамич. явлений. А. т. — осн. оборудование аэродинамич. центров и лабораторий. Принцип обратимости движения, согласно к-рому перемещение тела в неподвижном воздухе может быть заменено движением воздуха относительно неподвижного тела, при соблюдении условий *подобия теории* позволяет получать значение силовых и тепловых нагрузок, действующих на летат. аппарат, испытываемая модель в А. т. Геометрически подобная натурному изделию модель устанавливается в рабочую часть А. т. Для того чтобы безразмерные значения *аэродинамических сил и моментов* — *аэродинамические коэффициенты*, полученные в А. т., были равны аналогичным

величинам для натурального объекта в полёте, необходимо: исключить или максимально ослабить влияние ограниченности потока — стенок А. т. или граничной свободной струи; обеспечить в рабочей части А. т. перед моделью равномерный, однородный поток и те же значен. критериев подобия — *Маха числа* $M = v/a$, *Рейнольдса числа* $Re = v\rho/\mu$, а для полёта на больших высотах и *Кнудсена числа* $Kn = \lambda/l$, что и для натурального объекта (здесь l — характерный размер модели, v — скорость движения газа, a — скорость звука, ρ — плотность, μ — коэфф. динамич. вязкости, λ — длина свободного пробега молекул газа перед моделью).

Существующие А. т. можно разделить на группы по числу M перед моделью: дозвуковые с числами $M < 1$, сверхзвуковые с числами $M > 1$ и трансзвуковые с числами $0.8 < M < 1.2$. Кроме того, иногда в особую группу выделяют ударные, импульсные и электродуговые А. т., обеспечивающие большие значения числа M при высоких темп-рах торможения рабочего газа, а также А. т., в к-рых моделируется обтекание тел на больших высотах.

Дозвуковые аэродинамич. трубы. Дозвуковая А. т. постоянного действия (рис. 1) состоит из рабочей части 1, обычно имеющей вид цилиндра с поперечным сечением в форме круга или прямоугольника (иногда

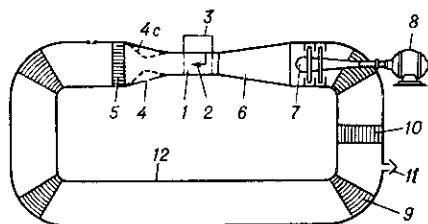


Рис. 1. Дозвуковая аэродинамическая труба.

эллипса или многоугольника). Исследуемая модель 2 крепится спец. державками к стенке рабочей части А. т. или к аэродинамическим весам 3. Перед рабочей частью расположено сопло 4, обеспечивающее поток газа с заданными и постоянными по сечению величинами скорости, плотности и темп-ры. Для выравнивания потока перед соплом, гашения вращат. скоростей и уменьшения турбулентности служит выравнивающая решётка

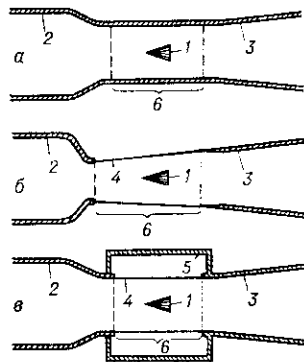


Рис. 2. Схема рабочей части аэродинамической трубы (а — закрытая, б — открытая, в — открытая рабочая часть с камерой Эйфеля): 1 — модель; 2 — сопло; 3 — диффузор; 4 — струя газа, выходящего из сопла; 5 — камера Эйфеля; 6 — диаметр рабочей части.

(хонейкомб) 5. Диффузор 6 уменьшает скорость и повышает давление потока, выходящего из рабочей части. Компрессор (вентилятор) 7, приводимый в действие силовой установкой 8, компенсирует потери энергии, направляющие лопатки 9 уменьшают потери; 12 — обратный канал. Радиатор 10 обеспечивает постоянные темп-ры газа в рабочей части. Если в к-л. сечении канала А. т. статич. давление должно равняться атмосферному, в нём устанавливается клапан 11.

В зависимости от конструктивного оформления различают А. т. с закрытой или открытой рабочей частью (рис. 2, а и б). Если необходимо создать А. т. с открытой рабочей частью, статич. давление в к-рой не равно ат-