

вективного теплового потока можно определить по формуле

$$q_k = q_{k0} - \gamma G (H_e - H_w),$$

где q_{k0} — конвективный тепловой поток к эквивалентной непроницаемой поверхности, G — уд. массовый расход вдуваемого газа через поверхность, а γ — коэф. вдува, зависящий от режима течения в пограничном слое, а также свойств набегающего и вдуваемого газов.

Радиационный нагрев происходит вследствие переноса лучистой энергии из областей с повышенной температурой к поверхности тела. При этом наибольшую роль играет излучение в УФ- и видимой областях спектра. Для теоретич. расчёта радиац. нагрева необходимо решать систему интегродифференциальных уравнений радиац. газовой динамики, учитывающих собств. излучение газа, поглощение излучения средой и перенос лучистой энергии по всем направлениям в окружающей тело высокотемпературной области течения. Интегральный по спектру радиац. поток q_{p0} к поверхности тела может быть рассчитан с помощью *Стефана—Больцмана закона излучения*:

$$q_{p0} = \varepsilon \sigma T_2^4,$$

где T_2 — темп-ра газа между ударной волной и телом, $\sigma = 5,67 \cdot 10^{-8}$ Вт/(м²·К⁴) — постоянная Стефана, ε — эфф. степень черноты излучающего объёма газа, к-рый в первом приближении может рассматриваться как плоский изотермич. слой. Величина ε определяется совокупностью элементарных процессов, вызывающих излучение газов при высоких темп-рах. Она зависит от скорости и высоты полёта, а также от расстояния между ударной волной и телом.

Если относит. величина радиац. А. н. велика, то существ. роль начинает играть радиац. охлаждение газа за ударной волной, связанное с выносом энергии из излучающего объёма в окружающую среду и понижением его темп-ры. В этом случае при расчёте радиац. А. н. должна быть введена поправка, величина к-рой определяется параметром высвечивания:

$$\Gamma = q_{p0} / (5 \rho_n v^3),$$

где v — скорость полёта, ρ_n — плотность атмосферы. При полёте в атмосфере Земли со скоростями ниже первой космической радиац. А. н. мал по сравнению с конвективным. При второй космич. скорости они сравниваются по порядку величины, а при скоростях полёта 13—15 км/с, соответствующих возвращению на Землю после полёта к др. планетам, осн. вклад даёт радиационный А. н.

Частный случай А. н. — нагрев тел, движущихся в свобод. слоях атмосферы, где режим обтекания является свободномолекулярным, т. е. длина свободного пробега молекул газа соизмерима или даже превышает размеры тела. В этом случае образования ударной волны не происходит и при больших скоростях полёта (порядка первой космической) для расчёта А. н. может быть использована простая ф-ла

$$q_k = 0,5 \alpha \rho_n v^3 \cos \beta,$$

где β — угол между нормалью к поверхности тела и вектором скорости набегающего потока, α — коэф. accommodations, к-рый зависит от свойств набегающего газа и материала поверхности и, как правило, близок к единице.

С А. н. связана проблема «теплового барьера», возникающая при создании сверхзвуковых самолётов и ракет-носителей. Важную роль А. н. играет при возвращении космич. аппаратов в атмосферу Земли, а также при входе в атмосферу планет со скоростями порядка второй космической и выше. Для борьбы с А. н. применяются спец. системы *теплозащиты*.

Лит.: Радиационные свойства газов при высоких температурах, М., 1971; Основы теории полета космических аппаратов, М., 1972; Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике, М., 1975. *И. А. Анфилов.*

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ФОКУС — точка летат. аппарата или его частей (напр., органов управления), к-рая характеризуется тем, что является точкой приложения одной из аэродинамич. сил (напр., *подъёмной силы*), вызывающих вращение летат. аппарата относительно к.-л. оси. А. ф. по углу атаки определяется для движения летат. аппарата только в плоскости угла атаки. Он расположен на линии пересечения плоскости OXZ связанной системы координат (рис. 2 к ст. *Аэродинамические сила и момент*) с плоскостью симметрии летат. аппарата. Аэродинамич. момент тангажа относительно фокуса остаётся постоянным при малых углах атаки, т. е. $dm_z/d\alpha = 0$, где m_z — коэф. аэродинамич. момента тангажа, α — угол атаки. А. ф. для движения летат. аппарата только в плоскости угла скольжения β наз. фокусом по углу скольжения и определяется условиями $dm_y/d\beta = 0$ и $dm_x/d\beta = 0$, где m_y , m_x — коэф. аэродинамич. моментов рысканья и крена (см. *Аэродинамические коэффициенты*).

Взаимное расположение А. ф. и центра масс летат. аппарата позволяет судить о его статич. устойчивости при его движении в рассматриваемой плоскости (напр., в плоскости угла атаки), т. к. расстояние x_F от центра масс до А. ф. является плечом соотв. аэродинамич. силы. Если А. ф. лежит позади центра масс, то аппарат статически устойчив при движении его в рассматриваемой плоскости. Положение А. ф. зависит от формы тела и критериев аэродинамич. подобия.

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЙ ЭКСПЕРИМЕНТ — научно поставленный опыт, задача к-рого — исследование течения газа, а также силового, теплового и др. форм воздействия газа на поверхность движущегося в нём тела. Большинство задач, к-рые ставят перед аэро- и газодинамикой авиация, ракетная техника, турбостроение, пром. произ-во и строительство, требуют для решения эксперим. исследований. Конечная цель этих исследований — определение сил, действующих на обтекаемое тело, с целью расчёта траектории его движения, требуемой мощности двигателей и прочности элементов конструкции, тепловых потоков к элементам поверхности тела для выбора методов теплозащиты, параметров газа в областях течения, возмущённых движущимся телом, что необходимо для расчёта воздействия потока газа на др. тела.

А. э. проводится на спец. установках — *аэродинамических трубах* или стендах, где моделируется рассматриваемое движение (напр., движение снаряда, самолёта или космич. спускаемого аппарата в атмосфере заданного состава). Если моделирование процесса обеспечивает соблюдение равенства безразмерных критериев подобия в соответствии с требованиями *подобия теории*, то безразмерные значения сил, моментов сил, тепловых потоков к поверхности и течения в области возмущения при моделировании и в реальном течении будут совпадать.

Осн. критериями динамич. подобия для установившегося обтекания тела газом являются: *Маха число* $M = v/a$, *Рейнольдса число* $Re = vl/\nu$ и $k = c_p/c_v$, где v и a — скорости потока и звука в газе перед моделью, l — характерный линейный размер модели, ν — коэф. кинематич. вязкости газа, c_p и c_v — коэф. теплоёмкости при пост. давлении и объёме. Равенство этих чисел для модели и натуры обеспечивает равенство *аэродинамических коэффициентов*. Обеспечить полное подобие по числам M и Re затруднительно, а во мн. случаях и невозможно, поэтому часто ограничиваются приближённым подобием. Напр., для течений с малой скоростью, когда сжимаемостью среды можно пренебречь, ограничиваются подобием по числу Re , а для течений с большой скоростью, когда сжимаемость газа становится существенной, обтекание модели исследуется при числе M , равном ожидаемому числу M для натурного объекта. Если при этом числа Re модели и натуры неодинаковы, то влияние его на величину аэро-