

таться постоянной и соответствующая темп-ра торможения газа может быть определена из выражения

$$T_0 = T_n + v^2/2c_p.$$

При полёте со скоростью звука повышение темп-ры воздуха у тела составляет до 50 К; при входе в атмосферу Земли с первой космич. скоростью (7,9 км/с) T_0 составляет уже ок. 8000 К, а со второй (11,2 км/с) — ок. 11000 К. Передача тепла из области с повышенной темп-рой и приводит к А. н. движущегося тела. Существуют две формы А. н. — конвективный нагрев и радиационный.

Конвективный нагрев происходит вследствие передачи теплоты теплопроводностью из «горячей» части пограничного слоя к поверхности тела. Количество конвективный тепловой поток q_k описывается соотношением, представляющим собой модифицир. закон Ньютона для теплообмена

$$q_k = \alpha (T_e - T_w),$$

где T_e — равновесная темп-ра (предельная темп-ра, до к-рой могла бы нагреться поверхность тела, если бы не было отвода энергии), α — коэф. конвективного теплообмена, индексом w отмечаются параметры на поверхности. T_e близка к темп-ре торможения и может быть определена из выражения

$$T_e = T_1 \left(1 + r \frac{k-1}{2} M_1^2 \right),$$

где r — коэфф. восстановления темп-ры (для ламинарного пограничного слоя $r \approx \sqrt{Pr}$, для турбулентного — $r \approx \sqrt[3]{Pr}$), T_1 и M_1 — темп-ра и Маха число на внеш. границе пограничного слоя, $k = c_p/c_v$ — отношение уд. теплоёмкостей газа при пост. давлении и объёме, Pr — число Прандтля.

Величина α зависит от скорости и высоты полёта, формы и размеров тела, а также от нек-рых др. факторов. Подобия теория позволяет представить законы теплообмена в виде соотношений между основными безразмерными критериями — Нуссельта числом $Nu = \alpha L/\lambda$, Рейнольдса числом $Re = \rho v L/\mu$, Прандтля числом $Pr = \mu c_p/\lambda$ и температурным фактором $T'_w = T_w/T_e$, учитывающим перемещённость теплофиз. свойств газа поперёк пограничного слоя. Здесь ρ и v — плотность и скорость газа, μ и λ — коэфф. вязкости и теплопроводности, L — характерный размер тела. Наиб. влияние на конвективный А. н. оказывает число Рейнольдса. В простейшем случае продольного обтекания плоской пластины закон конвективного теплообмена для ламинарного пограничного слоя имеет вид

$$Nu_w = 0,332 Re_w^{0,5} Pr^{1/3} (\rho^* \mu^* / \rho_w \mu_w)^{0,5},$$

где ρ^* и μ^* вычисляются при темп-ре

$$T^* = 0,5 (T_1 + T_w) + 0,11 (k-1) M_1^2,$$

а для турбулентного пограничного слоя

$$Nu_w = 0,0296 Re_w^{0,8} Pr^{0,43} (T_w/T_e)^{0,4} \left(1 + r \frac{k-1}{2} M_1^2 \right)^{0,11}.$$

На носовой части тела с затуплением сферич. формы ламинарный теплообмен описывается соотношением:

$$Nu_w = 0,763 Re_w^{0,5} Pr^{0,4} (\rho_e \mu_e / \rho_w \mu_w)^{0,4},$$

где ρ_e и μ_e вычисляются при темп-ре T_e . Эти ф-лы могут быть обобщены и на случай расчёта теплообмена при безотрывном обтекании тел более сложной формы с произвольным распределением давления. При турбулентном течении в пограничном слое происходит интенсификация конвективного А. н., связанная с тем, что, помимо молекулярной теплопроводности, существ. роль в переносе энергии нагретого газа к поверхности тела начинают играть турбулентные пульсации.

При теоретич. расчёте А. н. аппарата, летящего в плотных слоях атмосферы, течение около тела можно

разбить на две области — невязкую и вязкую (пограничный слой). Из расчёта течения невязкого газа во внеш. области определяется распределение давления по поверхности тела. Течение в вязкой области при известном распределении давления вдоль тела может быть найдено путём численного интегрирования урн. пограничного слоя или для расчёта А. н. могут быть использованы разл. приближённые методы.

А. н. играет существ. роль и при сверхзвуковом течении газа в каналах, в первую очередь в соплах ракетных двигателей. В пограничном слое на стенках сопла темп-ра газа может быть близкой к темп-ре в камере сгорания ракетного двигателя (до 4000 К). При этом действуют те же механизмы переноса энергии к стенке, что и в пограничном слое на летящем теле, в результате чего и возникает А. н. стенок сопла ракетных двигателей.

Для получения данных по А. н., особенно для тел сложной формы, в т. ч. тел, обтекаемых с образованием отрывных областей, проводят эксперим. исследования на маломасштабных, геометрически подобных моделях в аэродинамических трубах с воспроизведенным определяющих безразмерных параметров (чисел M , Re и температурного фактора).

С повышением скорости полёта темп-ра газа за ударной волной и в пограничном слое возрастает, в результате чего происходит диссоциация и ионизация молекул набегающего газа. Образующиеся при этом атомы, ионы и электроны диффундируют в более холодную область — к поверхности тела. Там происходит обратная хим. реакция — рекомбинация, идущая с выделением тепла. Это даёт дополнит. вклад в конвективный А. н. В случае диссоциации и ионизации удобно перейти от темп-р к энтальпиям:

$$q_k = \frac{\alpha}{c_{pw}} (\mathcal{H}_e - \mathcal{H}_w),$$

где $\mathcal{H}_e = \mathcal{H}_1 + r v_1^2/2$ — равновесная энтальпия, \mathcal{H}_1 и v_1 — энтальпия и скорость газа на внеш. границе пограничного слоя, а \mathcal{H}_w — энтальпия набегающего газа при темп-ре поверхности. В этом случае для определения α могут быть использованы те же критич. соотношения, что и при относительно невысоких скоростях полёта.

При полёте на больших высотах на конвективный нагрев может оказать влияние неравновесность физико-хим. превращений. Это явление становится существенным, когда характерные времена диссоциации, ионизации и др. хим. реакций становятся равными (по порядку величины) времени пребывания частиц газа в области с повышенной темп-рой вблизи тела. Влияние физико-хим. неравновесности на А. н. проявляется в том, что продукты диссоциации и ионизации, образовавшиеся за ударной волной и в высокотемпературной части пограничного слоя, не успевают рекомбинировать в пристеночной, относительно холодной части пограничного слоя, теплота реакции рекомбинации не выделяется и А. н. уменьшается. В этом случае важную роль приобретают каталитич. свойства материала поверхности тела. Применяя материалы или покрытия с низкой каталитич. активностью по отношению к реакциям рекомбинации (напр., двуокись кремния), можно заметно снизить величину конвективного А. н.

Если через проницаемую поверхность тела происходит подача («вдув») газообразного охладителя внутрь пограничного слоя, то интенсивность конвективного А. н. снижается. Это происходит гл. обр. в результате дополнит. затрат тепла на нагрев вдуваемых в пограничный слой газов. Эффект снижения конвективного теплового потока при вдуве инородных газов тем сильнее, чем меньше их молекулярный вес, поскольку при этом возрастает уд. теплоёмкость вдуваемого газа. При ламинарном режиме течения в пограничном слое эффект вдува проявляется сильнее, чем при турбулентном. При умеренных уд. расходах вдуваемого газа снижение кон-