

Краткие сообщения

03 О температуре теплоизолированной поверхности, обтекаемой потоком газа

© А.Ф. Гуцол

Институт химии и технологии редких элементов и минерального сырья Кольского научного центра РАН, 184200 Апатиты, Мурманская область, Россия

(Поступило в Редакцию 8 апреля 1997 г.)

Выведена формула для определения температуры теплоизолированной поверхности, обтекаемой потоками газа. Выведенная формула не содержит эмпирических коэффициентов. Вывод формулы базируется на учете работы, совершаемой заторможенной у поверхности струей над окружающими слоями потока. Рассмотрено применение формулы в случае дозвуковых и сверхзвуковых потоков.

Определение температуры теплоизолированной поверхности, обтекаемой высокоскоростным потоком газа, является важной задачей, возникающей почти во всех случаях исследования поведения тел, движущихся с высокой скоростью относительно окружающего газа.

Вычисление температуры поверхности тела T_s в высокоскоростном газовом потоке основывается на определении температуры торможения потока T^*

$$T^* = T_0 + 0.5v_0^2/c_p. \quad (1)$$

Здесь T_0 — температура газа, c_p — его теплоемкость при постоянном давлении, v_0 — скорость потока. С целью увеличения точности получаемых результатов иногда вводят поправочный коэффициент f [1], с учетом которого температура поверхности

$$T_s = T_0 + 0.5fv_0^2/c_p. \quad (2)$$

Коэффициент f определяют преимущественно опытным путем (для дозвуковых скоростей воздуха его значение около 0.8 [1]) или теоретически с учетом свойств пограничного слоя [2]. Такой теоретический подход представляется далеко не простым, поэтому в большинстве случаев при расчетах даже в фундаментальной монографии [2] полагается $f = 1$ и

$$T_s = T^* = T_0[1 + 0.5(k-1)M^2]. \quad (3)$$

Здесь M — число Маха набегающего потока, $k = c_p/c_v$ — константа адиабатического процесса. Заметим, что уравнение (3) есть просто иная запись уравнения [1], которое в свою очередь есть частный случай уравнения Бернулли. Для вывода уравнения Бернулли используется модель струйки жидкости с медленно меняющейся площадью поперечного сечения (см., например, [1]). Однако при соприкосновении с поверхностью набегающая струя резко тормозится, что неизбежно вызывает ее резкое расширение. Расширение заторможенной струи будет вызывать

сжатие и ускорение примыкающих незаторможенных слоев, т.е. газ заторможенной струи совершает работу. Эта работа должна учитываться при применении уравнения Бернулли к струе газа, тормозящейся при взаимодействии с поверхностью. Учет этой работы, совершаемой при постоянном давлении, равном давлению P в набегающем потоке, позволит записать уравнение Бернулли для одного моля идеального газа в виде

$$P/\rho_2 - P/\rho_1 + I_2 - I_1 + 0.5(v_2^2 - v_1^2) = 0. \quad (4)$$

Здесь ρ — плотность газа, $I = c_p T$ — энтальпия, коэффициенты 1 и 2 относятся к начальному и конечному состоянию соответственно. Если теперь учесть уравнение состояния газа

$$P/\rho = R_0 T, \quad (5)$$

полное торможение набегающей на поверхность струи (условие "прилипания" газа к поверхности), а также равенство температуры теплоизолированной поверхности температуре пограничного слоя, формирующегося из набегающего газа, то можно получить

$$\begin{aligned} T_s &= T_0 + 0.5v_0^2/(c_p + R_0) \\ &= T_0[1 + 0.5M^2k(k-1)/(2k-1)]. \end{aligned} \quad (6)$$

В этом случае для воздуха ($k = 1.4$) величина поправочного коэффициента $f = c_p/(c_p + R_0) = k/(2k-1) = 7/9$ оказывается весьма близка к экспериментальному значению [1].

В случае сверхзвукового потока газа у передней кромки тела происходит частичное торможение потока в скачке уплотнений и только после этого газ окончательно тормозится о поверхность тела. Учитывая, что в прямом скачке уплотнения имеет место падение скорости от v_0 до v_1 и рост температуры от T_0 до T_1 , плотности от ρ_0 до ρ_1 и давления от P_0 до P_1 , причем [1]

$$\rho_0/\rho_1 = v_1/v_0 = (k-1)/(k+1) + 2M^{-2}/(k+1), \quad (7)$$

$$P_1/P_0 = 2kM^2/(k+1) - (k-1)/(k+1), \quad (8)$$

можно найти температуру потока после скачка

$$T_1 = T_0 [2kM^2/(k+1) - (k-1)/(k+1)] \\ \times [(k-1)/(k+1) + 2M^{-2}/(k+1)] \quad (9)$$

и, используя формулу (6), температуру поверхности T_{ss} у передней кромки обтекаемого сверхзвуковым потоком тела. Выражение для T_{ss} здесь не приводится из-за его громоздкости. Отметим, только, что поправочный коэффициент f в формуле (2) будет расти с ростом числа Маха $M > 1$ и, в частности, для воздуха составит около 0.95 при $M^2 = 5$ и 0.97 при $M^2 = 10$. При достаточно большой длине обтекаемого тела температура поверхности будет снижаться в направлении задней кромки до T_s , поскольку во взаимодействие с поверхностью будут вступать части потока, прошедшие через косые скачки уплотнения и волны Маха, т.е. не испытавшие столь сильного предварительного торможения.

Таким образом, предложенный метод позволяет достаточно просто расчетным путем определить температуру теплоизолированной поверхности, обтекаемой высокоскоростным потоком газа.

Список литературы

- [1] *Абрамович Г.Н.* Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1976. 888 с.
- [2] *Лойцянский Л.Г.* Механика жидкости и газа. М.: Наука, 1987. 840 с.