

УДК 532. 526.011.6:533.694.71/72

## ТАНГЕНЦИАЛЬНЫЙ ВДУВ ГАЗА В ЗАПЫЛЕННЫЙ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЙ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ПОТОК

© 2011 г.

Э.Б. Василевский, Л.В. Яковлева

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, г. Жуковский

vasilevskiiedb@rambler.ru

Поступила в редакцию 24.08.2011

Способам тепловой защиты лобовой поверхности тел, обтекаемых высокотемпературным потоком газа, посвящено огромное число работ. Значительная часть их посвящена исследованию тепловой защиты путем вдува газа в пограничный слой. Показано, что наиболее эффективен непрерывно распределенный вдув, например, через микропоры. Однако этот способ не надежен из-за непредсказуемости и неустойчивости гидравлических характеристик пористого материала. Вдув через перфорационные отверстия существенно менее эффективен по сравнению с пористым вдувом. Рассмотрен альтернативный способ теплозащиты – путем вдува газа через тангенциальную щель.

*Ключевые слова:* тангенциальный вдув газа, запыленный поток, высокотемпературный поток, высокоскоростной поток, тепловой, сферическое затупление.

### Введение

В [1] показано, что путем тангенциального вдува может быть защищена лобовая цилиндрическая поверхность. В [2] проведено аналогичное экспериментальное исследование эффективности тангенциального вдува на лобовой сферической поверхности. В настоящей работе впервые исследована возможность использования тангенциального вдува для тепловой защиты лобовой поверхности от воздействия высокотемпературного запыленного потока газа.

Модель представляла собою продольно обтекаемый цилиндр со сферическим носком (рис. 1).

ходном сечении канала охладителя (вдуваемого газа) с диаметром  $d = 12.15$  мм. В этом месте реализуется минимальная высота щели  $h_c$ . Высота щели  $h_c$  может регулироваться. Более подробное описание модели дано в [1, 2].

При тепловых испытаниях вдув охладителя начинался до разрыва диафрагмы с опережением  $\tau = 0.1-0.5$  с и прекращался после завершения тепловых измерений. Полное давление вдуваемого газа составляло  $P_j = 2-32$  бар. При этом расход вдуваемого газа составлял  $G_j = 1-4$  г/с, что соответствует безразмерному коэффициенту расхода  $G^* = G_j / \rho_{\infty} u_{\infty} R_w^2 = 0-0.12$ .

### Экспериментальное оборудование

Исследования осуществлялись в ударной аэродинамической трубе (АДТ) УТ-1 ЦАГИ, работавшей по схеме Людвига [3]. В опытах использовались частицы  $Fe_2O_3$  ( $d_m = 0.37$  мкм) и частицы  $Si_3N_4$  ( $d_m = 0.12$  мкм), обладающие умеренной инерционностью. Температура торможения вдуваемого воздуха составляла 290 К.

### Результаты экспериментов

На рис. 2 показано распределение теплового потока по лобовой сферической поверхности модели в различных условиях: в чистом потоке и при наличии твердых частиц  $Fe_2O_3$  ( $Re_{\infty, R_w} = 0.38 \cdot 10^6$ ,  $n$  – массовая концентрация частиц). Расход охлаждающего воздуха варьировался от 0 (при этом

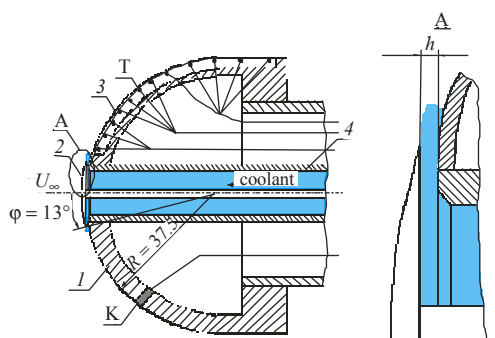


Рис. 1

Вдуваемый газ (охладитель) подается по центральной трубке. Тангенциальная осесимметричная щель создается между плоской поверхностью «грибка»  $C$  и поверхностью сферы. Минимальное проходное сечение щели реализуется в вы-

щель была герметизирована) до максимального значения. Видно, что в потоке «чистого» газа тепловой поток существенно меньше, чем в потоке запыленного газа. Даже при небольшом относительном расходе вдуваемого газа  $G^* = G_{inj}/\pi r_{\infty} \mu_{\infty} R^2$  тепловой поток  $q$  вблизи щели существенно уменьшается. Более того, тепловой поток непосредственно у выхода из щели направлен от стенки к газу, т.е. имеет отрицательное значение.

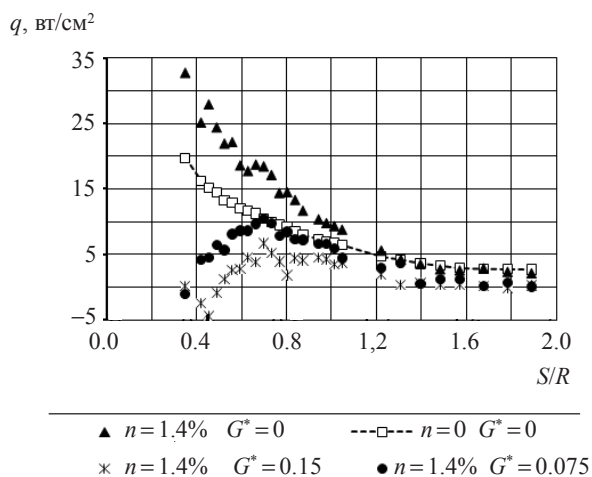


Рис. 2

Это объясняется тем, что в этой зоне статическая температура вдуваемого газа ниже, чем температура поверхности модели, уровень газа  $G^*$  приводит к дополнительному снижению теплового потока. При минимальном расходе заметно понижается также уровень максимального теплового потока. Увеличение расхода вдуваемого газа  $G^*$  приводит к дополнительному снижению теплового потока.

График изменения величины отношения теплового потока при вдуве к тепловому потоку без вдува в той же точке в зависимости от расстояния до критической точки представлен на рис. 3. Представлены результаты опытов с частицами  $Fe_2O_3$ . Систематические исследования показали, что для снижения вдвое максимального теплового потока к поверхности сферического затупления необ-

ходим расход охладителя  $G^* = 0.03$  ( $Re_{\infty, RW} = 0.38 \cdot 10^6$ ,  $q_o$  – тепловой поток при  $G^* = 0$ ,  $n = 1.4\%$ ).

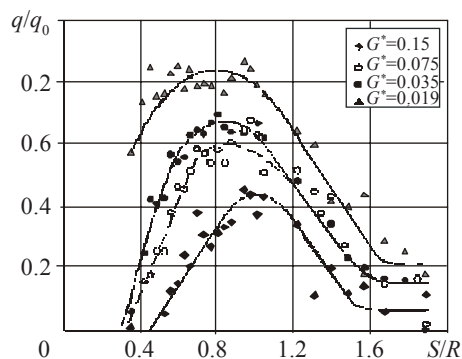


Рис. 3

На основе полученных экспериментальных результатов можно сделать вывод, что при обтекании тела запыленным сверхзвуковым высокотемпературным потоком газа тепловой поток к его лобовой поверхности может быть существенно снижен путем вдува охлаждающего газа через тангенциальную щель, расположенную в окрестности критической точки тела.

*Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант №10-01-00745-а, 10-01-91332-ННИО).*

#### Список литературы

1. Borovoy V.Ya. / Ed. B. Vasilevsky, I.V. Struminskaya, L.V. Yakovleva. Gas flow and heat protection by strong injection in the shock wave interference region near the blunt body front surface // Proceedings of the 3<sup>rd</sup> European symposium aerothermo-dynamics for Space vehicles. ESA SP-426. 1998. P. 501–507.
2. Василевский Э.Б., Степанов Э.А., Струминская И.В. Тангенциальный вдув газа в сверхзвуковой поток газа на лобовой поверхности затупленных тел // Труды 3 Российской национальной конференции по теплообмену. М.: Изд-во МЭИ, 2002. Т. 8. С. 87–90.
3. Василевский Э.Б., Осипцов А.Н., Чиряхин А.В., Яковлева Л.В.. Теплообмен на лобовой поверхности затупленного тела в высокоскоростном потоке, содержащем малоинерционные частицы // ИФЖ. 2001. Т. 74, №6. С. 34–42.

## THE TANGENTIAL GAS BLOWING INTO A HIGH-TEMPERATURE HIGH-SPEED DUSTED FLOW

*E.B. Vasilevskiy, L.V. Yakovleva*

Methods of thermal protection of the front surface of bodies flown round by a high-temperature gas stream have been tackled in a great number of works, mostly devoted to the research of thermal protection using gas blowing into the boundary layer. It is shown, that continuously distributed blowing, for example through a micro-pores, is most effective. However this way is not reliable because of unpredictability and instability of the hydraulic characteristics of a porous material. Blowing through punched holes is considerably less effective in comparison with the porous blowing. The present paper considers an alternative way of a heat- blowing – by gas injection through a tangential slot.

*Keywords:* tangential gas blowing, dusted flow, high-temperature flow, high-speed flow, heat, spherical dulling.