

УДК 536.25

© 2007 г. ЗДИТОВЕЦ А.Г., ТИТОВ А.А.

ВЛИЯНИЕ ФОРМЫ ПОВЕРХНОСТИ ТЕПЛОИЗОЛИРОВАННОГО СТЕРЖНЯ, ОМЫВАЕМОГО СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ, НА КОЭФФИЦИЕНТ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ*

Приведены результаты экспериментальных исследований, в которых показано, что коэффициент восстановления температуры и равновесная (адиабатная) температура стенки зависят от рельефа поверхности обтекаемого тела.

Введение. Для расчета аэродинамического нагрева поверхностей, обтекаемых сверхзвуковым потоком газа, и перспективных устройств, использующих эффект газодинамической температурной стратификации [1], необходимо знать равновесную температуру стенки, так как именно она, а не температура торможения потока, является величиной, определяющей теплообмен с поверхностью в высокоскоростном газовом потоке. Равновесная температура стенки существенно зависит от коэффициента восстановления температуры, который определяется выражением

$$r = (T_{ac}^* - T_0)/(T_0^* - T_0), \quad (1)$$

где T_{ac}^* – равновесная температура стенки; T_0^* – температура торможения потока; T_0 – термодинамическая температура потока. Уменьшение коэффициента восстановления температуры и, следовательно, равновесной температуры при прочих равных условиях позволяет существенно сократить удельные тепловые потоки к поверхности и увеличить эффект газодинамической температурной стратификации, т.е. необходимы надежные экспериментальные данные по влиянию параметров потока и геометрических характеристик обтекаемого тела на равновесную температуру стенки.

Известно, что коэффициент восстановления температуры зависит от многих параметров, таких как: критерии Рейнольдса, Маха, Прандтля, турбулентного числа Прандтля, параметров вдува и отсоса, градиента давления, формы обтекаемой поверхности. Экспериментальные исследования [2–4] показали, что коэффициент восстановления температуры на гладкой пластине и на телах вращения (конус, конус–цилиндр) с осью, параллельной направлению потока, практически не зависит от критериев Рейнольдса и Маха. В случае ламинарного пограничного слоя коэффициент восстановления определяется выражением

$$r = Pr^{0,5}, \quad (2)$$

при развитом турбулентном пограничном слое:

$$r = Pr^{1/3}. \quad (3)$$

Следует отметить, что данные выражения подтверждены экспериментально только для воздуха.

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ. Грант 05-08-01385.

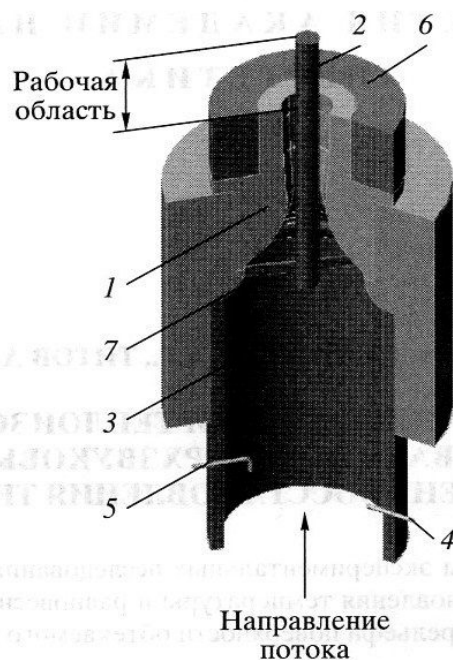


Рис. 1. Схема рабочей части экспериментального стенда

Исследования влияния формы поверхности и вихреобразующего рельефа (сегментарные лунки, выступы и др.) на величину коэффициента восстановления температуры весьма перспективны, а известные результаты [5–8] позволяют говорить о большом потенциале данного направления, но вопрос об оптимизации формы, расположения и размеров вихреобразующего рельефа ждет своего решения.

Экспериментальное оборудование. Цель данной работы – исследование влияния формы поверхности теплоизолированного тела, омываемого сверхзвуковым потоком воздуха, на равновесную температуру тела и, соответственно, на коэффициент восстановления температуры. Для исследования в Институте механики МГУ был создан экспериментальный стенд (рис. 1), который состоял из форкамеры 3, используемой для выравнивания поля скоростей потока, профилированного осесимметричного сверхзвукового сопла 1 (диаметр критического сечения – 12,5 мм, расчетное число Маха на срезе сопла – $M = 1,85$, материал сопла – латунь), внешняя стенка которого теплоизолирована асбестовым шнуром 6. В сопло коаксиально вставлялись цилиндрические стержни 2, выполненные из материала с низким коэффициентом теплопроводности (текстолит $\lambda \approx 0,3$ Вт/(м · К)). Стержни жестко крепились к форкамере двумя металлическими пластинами 7 толщиной 0,5 мм. Форкамера подсоединялась к магистрали со сжатым воздухом при помощи дюритового шланга. Давление воздуха в форкамере регулировалось вентилем. Измерение давления торможения в форкамере осуществлялось трубкой Пито–Прандтля 5, соединенной с датчиком ИКД (измерительный комплекс давления). Температура торможения в форкамере фиксировалась хромель-копелевой термопарой, вмонтированной в специальный насадок 4. На срезе сверхзвукового сопла располагался приемник статического давления, которое измерялось также датчиком ИКД и вакуумметром. Все используемые датчики давления ИКД были предварительно протарированы при помощи автоматического задатчика давления (АЗД). Температурное поле поверхности стержней регистрировалось тепловизионной системой TermaCAMTMSC3000, что позволяло не вносить возмущение в сверхзвуковой поток и фиксировать изображение с хорошим пространственным разрешением. Данная система работает в инфракрасной области электромагнитного спектра на длинах волн от 8 до 9 мкм с возможностью фиксировать температурные поля объектов в интервале температур -20°C – 1500°C с чувствительностью $0,02^{\circ}\text{C}$. Калибровка системы

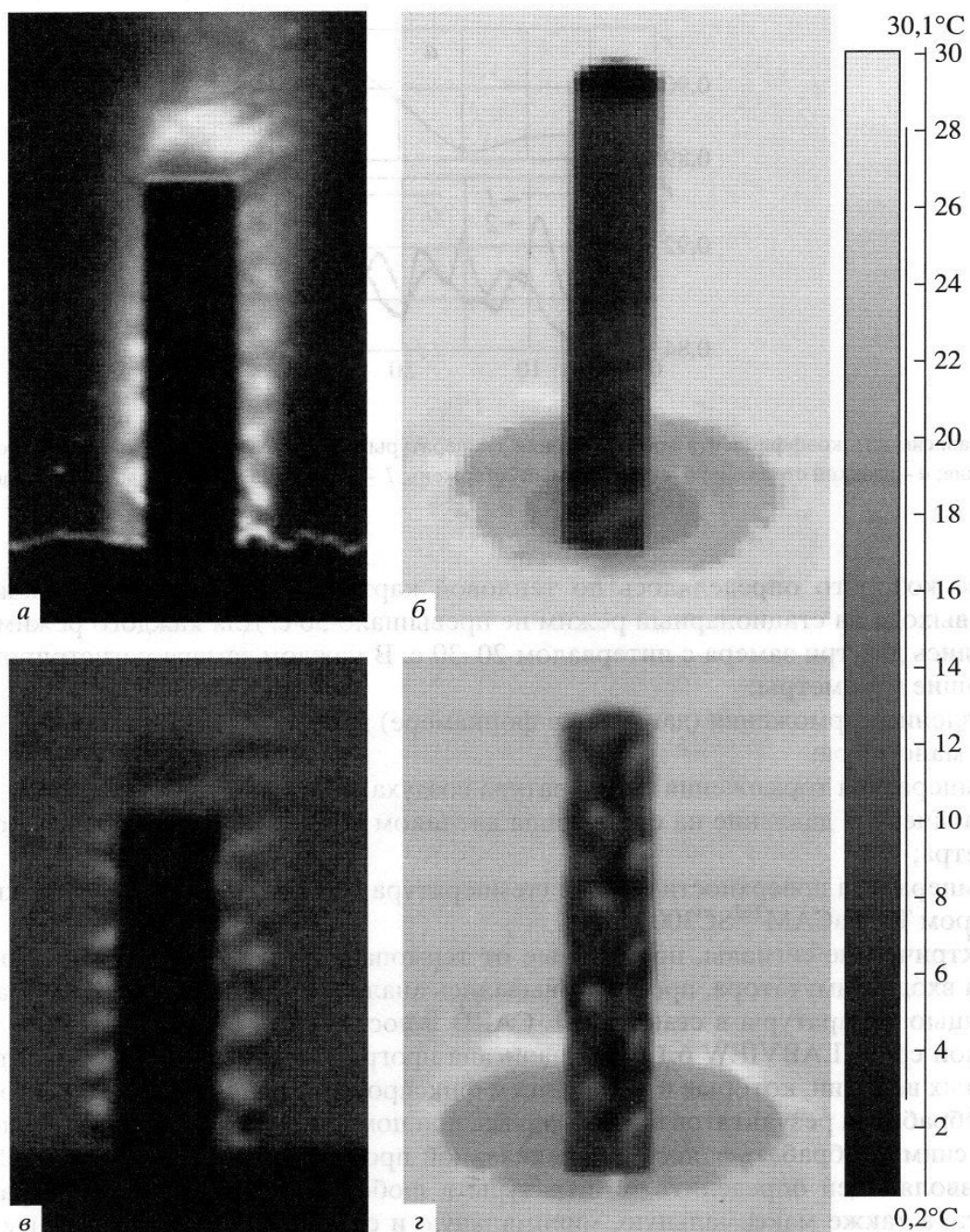


Рис. 2. Теневые (а, в) и тепловые (б, з) фотографии гладкого (а, б) и “облуненного” стержней (в, з), омываемых сверхзвуковым потоком воздуха $M_0 = 1,85$, $T_0^* = 293$ К

происходит с помощью встроенных моделей абсолютно черных тел. Для измерения температуры на реальных объектах в тепловизоре предусмотрена возможность установки значения излучательной способности объекта. Визуализация газодинамической картины течения осуществлялась с помощью подвижного теневого прибора ИАБ-451, к которому была приспособлена цифровая видеокамера (компания PULNiX, США) для передачи и фиксации изображения на жестком диске компьютера с использованием программы National Instruments IMAQ Vision Builder 6.1.

Методика проведения эксперимента. Перед экспериментом термopара и датчики давления тарировались. После подачи сжатого воздуха на экспериментальную установку процесс фиксировался тепловизионной камерой с частотой 1 кадр/с. После установления стационарного режима производилась регистрация измеряемых параметров,

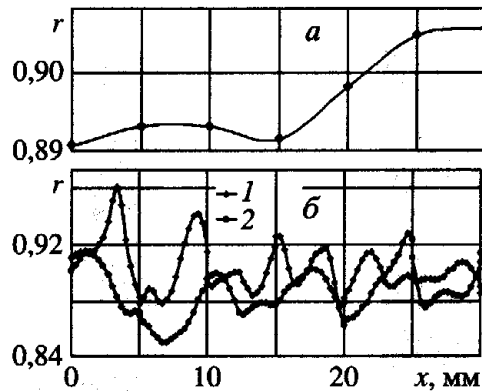


Рис. 3. Зависимость коэффициента восстановления температуры на поверхности стержня от расстояния от среза сопла; *a* – гладкий стержень; *б* – “облуненный” стержень; 1 – вдоль ряда лунок; 2 – между рядами лунок

наличие которого определялось по тепловой картине, наблюдаемой на мониторе. Время выхода на стационарный режим не превышало 50 с. Для каждого режима производились два-три замера с интервалом 20–30 с. В каждом замере регистрировались следующие параметры:

- давление торможения (давление в форкамере) датчиком ИКД и по шкале образцового манометра;
- температура торможения (температура воздуха в форкамере);
- статическое давление на срезе сопла датчиком ИКД и по шкале образцового вакуумметра;
- температура поверхности модели (температура теплоизолированной стенки) тепловизором *TermaCAM™SC3000*.

Электрические сигналы, получаемые от термопары и датчиков давления, подавались на вход коммутатора, преобразовывались аналого-цифровым преобразователем с помощью аппаратуры в стандарте L-CARD и поступали в ПЭВМ. В ПЭВМ в программной среде LABVIEW 6.1 была написана программа для опроса и обработки измеряемых величин, которые в дальнейшем фиксировались на жестком диске компьютера. Обработка результатов производилась при помощи программы Excel. Тепловизионные снимки обрабатывались по специальной программе *TermaCAM Researcher Pro 2.7*, позволяющей определить температуры в любой точке теплового изображения объекта, а также максимальную, минимальную и среднюю температуры в выделенной оператором области на тепловом изображении объекта. Используемые в эксперименте стержни были покрыты черной матовой аэрозольной краской с излучательной способностью, близкой к единице, для исключения влияния неоднородности оптических характеристик и фоновых потоков инфракрасного излучения. Коэффициент восстановления температуры рассчитывался по формуле:

$$r = 1 - \frac{T_0^* - T_{ac}^*}{T_0^*} \left(\frac{2}{(k-1)M_0^2} + 1 \right), \quad (4)$$

где M_0 – число Маха на срезе сопла; k – показатель адиабаты.

Обсуждение результатов. Для тестирования методики измерения использовался гладкий стержень, так как в данном случае величина коэффициента восстановления известна из многочисленных экспериментальных данных и составляет для развитого турбулентного пограничного слоя $0,89 \pm 0,01$. Температура боковой поверхности стержня практически постоянна (рис. 2, б), коэффициент восстановления, рассчитанный по средней температуре стержня, составил 0,9 (рис. 3, а), что говорит о верной методике измере-

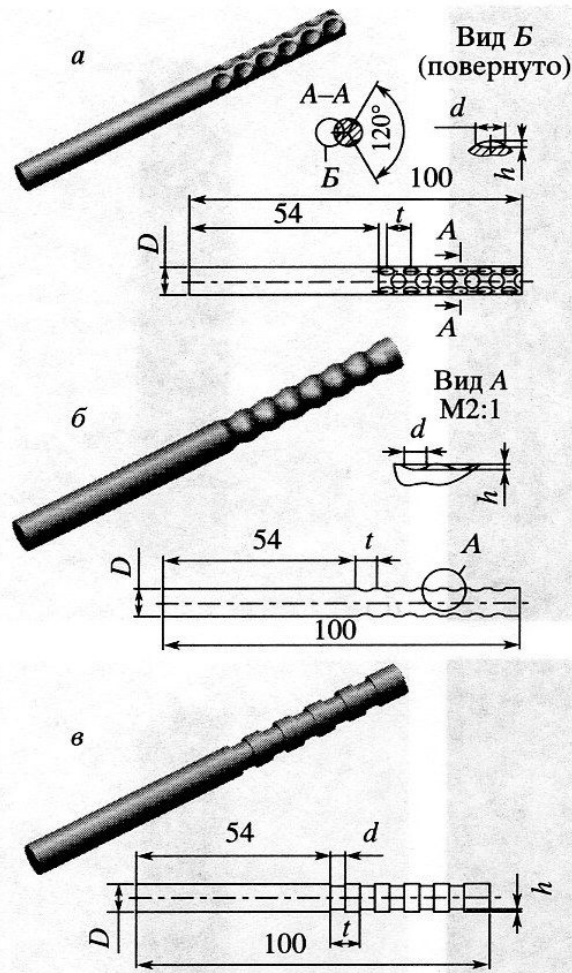


Рис. 4. Эскизы моделей $h/d \approx 0,2$; $t/D \approx 0,75$

ния. При проведении эксперимента с гладким стержнем наблюдалось заметное уменьшение температуры торца (рис. 2, б). Визуализация газодинамической картины течения (рис. 2, а) теньвым прибором ИАБ-451 показала, что на некотором расстоянии от торца стержня видна ярко выраженная оптическая неоднородность. Можно предположить, что в этом месте происходит интенсификация обмена теплом между омывающим потоком и потоком, заторможенным в пограничном слое, за счет образования вихревых структур. Как показано в экспериментах [9], равновесная температура стенки теплоизолированного цилиндра, расположенного нормально к направлению потока, в задней лобовой точке может быть даже ниже термодинамической температуры потока. Авторы [9] связали это с периодическим срывом вихрей. Известно, что специфические вихревые течения могут генерироваться при помощи создания на поверхности модели различного рода неровностей [6–8]. В данной работе сравнивались три вида вихреобразующего рельефа (рис. 4): полусферические лунки, расположенные в шахматном порядке, кольцевые проточки со сглаженными краями, кольцевые проточки с прямоугольными краями, причем отношение ширины углубления к его глубине и шаг между ними выдерживались одинаковыми. Число Маха на срезе сопла имело значение $M_0 = 1,85$. Изначально стержни находились при комнатной температуре $T \approx 297$ К. Во всех случаях на поверхности исследуемых стержней наблюдалось характерное чередование минимумов и максимумов температуры (рис. 2, г; рис. 5, б, г). В случае “облуненного” стержня более холодные области располагались за лунками, более горячие в лунках (рис. 2, г). Похожая картина распределения температуры реализуется и на остальных моделях, только при использовании стержня с кольцевыми проточками со скруглен-

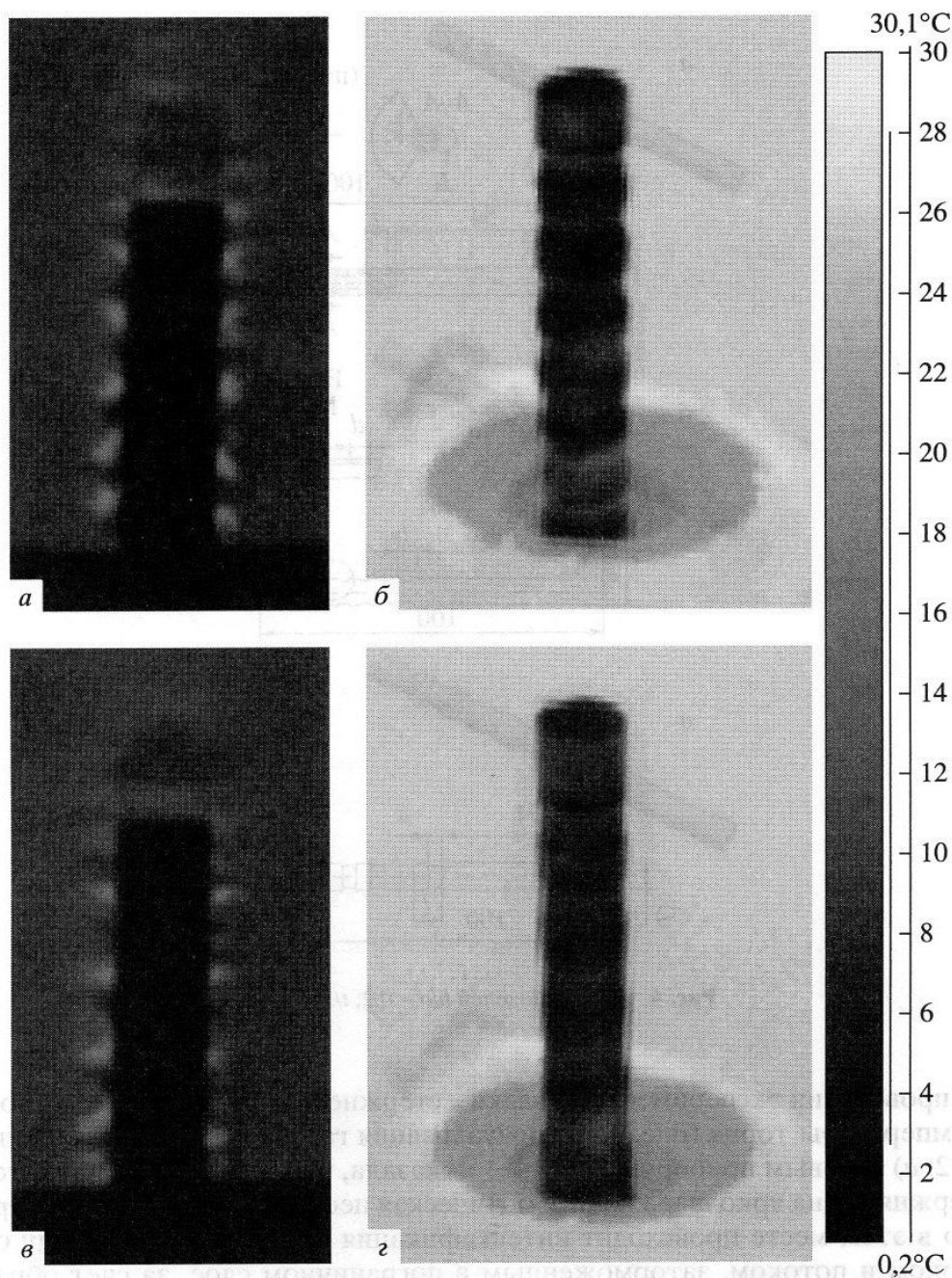


Рис. 5. Теневые (*а, в*) и тепловые (*б, г*) фотографии стержня с кольцевыми проточками со сглаженными краями (*а, б*) и стержня с прямоугольными кольцевыми проточками, омываемых сверхзвуковым потоком воздуха $M_0 = 1,85$, $T_0^* = 297$ К

ными краями (рис. 5, *б*) площадь более холодных областей была значительно больше и температуры в них несколько ниже, чем в остальных случаях. Визуализация газодинамической картины течения (рис. 2, *в*; рис. 5, *а, в*) показала наличие над углублениями ярко выраженных оптических неоднородностей. Предположительно, это вихревые структуры, интенсифицирующие теплообмен между заторможенным и основным потоками. Величина коэффициента восстановления температуры, рассчитанная по средней температуре поверхности, имела наименьшее значение 0,86 в случае модели (рис. 4, *б*), а наименьшее локальное значение получено на той же модели и составило 0,838.

Зависимости распределения коэффициента восстановления температуры от длины стержня приведены на рис. 6.

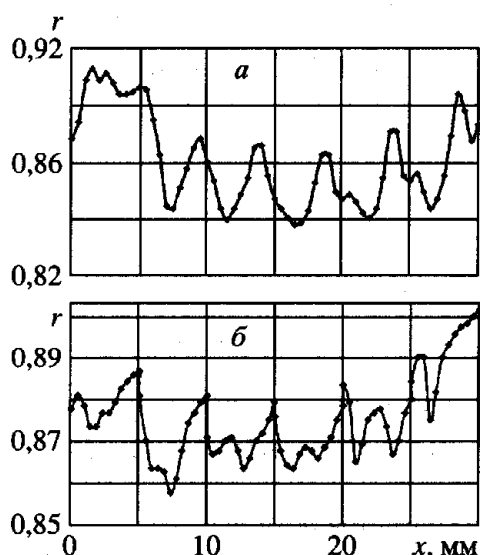


Рис. 6. Зависимость коэффициента восстановления температуры на поверхности стержня от расстояния от среза сопла; *a* – стержень с кольцевыми проточками со сглаженными краями; *б* – стержень с прямоугольными кольцевыми проточками

Выводы. В результате проведения экспериментального исследования показано, что коэффициент восстановления температуры существенно зависит от формы обтекаемой поверхности. Несмотря на небольшое отличие в значениях коэффициента восстановления в проведенных экспериментах (для гладкой поверхности 0,9 и рельефной 0,86), при больших числах Маха равновесные температуры стенок этих поверхностей будут отличаться на сотни градусов. Наличие вихреобразующего рельефа в виде кольцевых проточек со сглаженными краями позволяет уменьшить его среднюю величину на $\approx 5\%$ по сравнению с гладкой поверхностью.

ЛИТЕРАТУРА

1. Леонтьев А.И. Газодинамический метод энергоразделения газовых потоков // ТВТ. 1997. Т. 35. № 1. С. 157–159.
2. Johnson H., Rubesin M.W. Aerodynamic heating and convective heat transfer-summary of literature survey // Trans. ASME. 1949. V. 75. № 5. P. 447–452.
3. Pappas C.C. Measurement of heat transfer in the turbulent boundary layer on a flat plate in supersonic flow and comparison with skin friction results // NACA TN 3222. 1954
4. Shoulberg R.H., Hill J.F., Rivas M.A. An experimental determination of flat plate recovery factors for Mach numbers between 1.9 and 3.14 // J. Aero. Sci. 1954. V. 21. № 11. P. 763–771.
5. Brinich P.F. Recovery temperatures and heat transfer near two-dimensional roughness elements at Mach 3.1 // NACA TN4213. 1958.
6. Афанасьев В.Н., Леонтьев А.И., Чудновский Я.П. Теплообмен и трение на поверхности с регулярным рельефом сферических вогнутостей // ИТФ. 1991. Т. 63. № 1. С. 23–27
7. Боровой В.Я., Яковлев Л.В. Теплообмен при сверхзвуковом обтекании одиночной лунки // МЖГ. 1991. № 5. С. 46–52
8. Leontiev A.I., Vinogradov Yu.A., Bednov S.M. et al. Effect of vortex flows at surface with hollow-type relief on heat transfer coefficient and equilibrium temperature in supersonic flow // Experimental Thermal and Fluid Science. 2002. № 26. P. 487–497.
9. Eckert E., Weise W. Measurement of temperature distribution on the surface of unheated bodies in high velocity flow // Forschung auf dem Gebiete des Ingenieurwesens. 1942. V. 13. S. 246–254.

Москва

Поступила в редакцию
5.IV.2006