

Aerodynamic Cooling of the Wall in the Trace of a Supersonic Flow behind a Backward-Facing Ledge

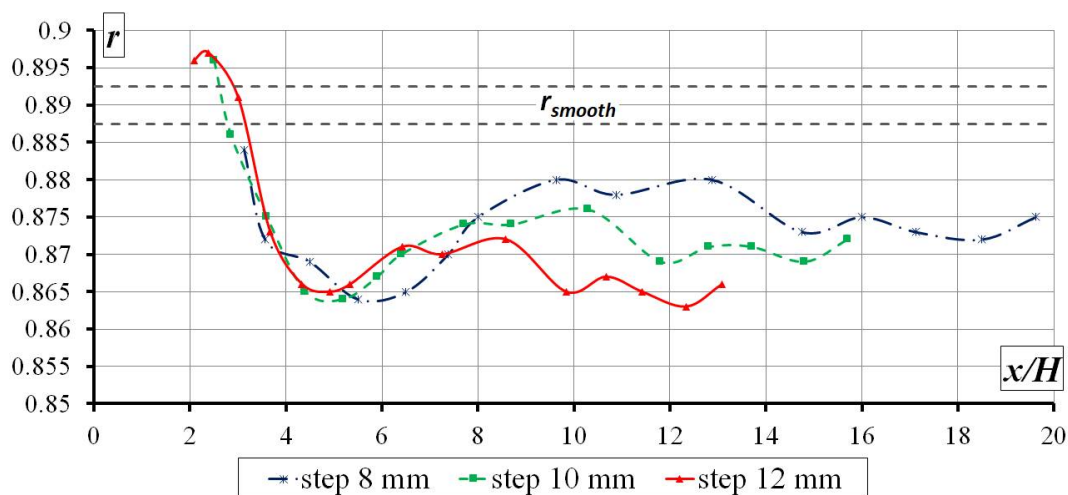
Sergey S. Popovich

Lomonosov Moscow State University Institute of Mechanics, Moscow, 119192, Russia
pss@imec.msu.ru

Abstract

The results of an experimental study of the effect of reducing the adiabatic wall temperature (aerodynamic cooling) for a case of separated supersonic flow behind a backward-facing ledge are presented. The study was conducted on unsteady-state regime during the launching a wind tunnel before reaching the equilibrium thermal state. The parameters of thermal gas dynamics were compared with the results obtained for the case of continuous flow around the smooth wall. The free-stream Mach number was 2.2, the Reynolds number along the length of the dynamic boundary layer was at least 20 million at the nozzle exit section. The height of the step ranged from 8 to 12 mm. The graphs of the wall temperature, stagnation flow temperature, adiabatic wall temperature, the total and static pressure, the heat flux, the distribution of the temperature recovery coefficient and the relative Stanton number along the length of the model are presented. The studies were carried out in the joint inter-university laboratory of MSU-BMSTU "Thermal Gas Dynamics" on the experimental base of the Research Institute of Mechanics of Lomonosov Moscow State University.

Keywords: aerodynamic cooling, adiabatic wall temperature, temperature recovery coefficient, heat transfer coefficient, supersonic flow, temperature stratification.



Temperature recovery factor r change along the dimensionless length of the model x/H for supersonic wake flow behind a backward-facing step of varied height H

УДК 533.6.011.6

Аэродинамическое охлаждение стенки в следе сверхзвукового потока за уступом

С.С. Попович

*НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова,
Россия, Москва, 119192, Мичуринский проспект, д. 1
pss@imec.msu.ru*

Аннотация

Представлены результаты экспериментального исследования эффекта снижения адиабатной температуры стенки (аэродинамического охлаждения) при отрывном течении сверхзвукового потока в следе за уступом. Исследование проводилось на нестационарном режиме в процессе запуска аэродинамической установки до выхода на равновесный тепловой режим. Параметры термогазодинамики сравнивались с результатами, полученными при безотрывном обтекании гладкой стенки. Число Маха набегающего потока составило 2.2, число Рейнольдса, рассчитанное по длине динамического пограничного слоя – не менее 2×10^7 на срезе сопла. Высота уступа варьировалась от 8 до 12 мм. Представлены графики изменения в процессе эксперимента температуры стенки и потока, полного и статического давления, теплового потока, а также распределения по длине модели коэффициента восстановления температуры и относительного числа Стантона. Исследования выполнены в совместной межвузовской лаборатории МГУ-МГТУ «Термогазодинамика» на экспериментальной базе НИИ механики МГУ.

Ключевые слова: аэродинамическое охлаждение, адиабатная температура стенки, коэффициент восстановления температуры, коэффициент теплоотдачи, сверхзвуковой поток, температурная стратификация.

1. Введение

Вследствие вязкой диссипации в пограничном слое сверхзвукового потока сжимаемого газа с числом Прандтля меньшим единицы (характерно для большинства газов) происходит перераспределение температуры торможения. В результате температура во внутренней части пограничного слоя оказывается ниже, а во внешней части – выше, чем температура торможения в основном потоке [1, 2]. Если тепловой поток через стенку отсутствует, то температура торможения пристенного слоя газа принимает значение так называемой адиабатной температуры стенки T_{aw}^* (adiabatic wall temperature). На рис. 1 показаны профили статической (термодинамической) температуры и температуры торможения в пограничном слое при обтекании плоской стенки сверхзвуковым потоком.

Определение адиабатной температуры стенки необходимо для представления данных по теплообмену в высокоскоростном потоке в виде коэффициента теплоотдачи (1), равного отношению местной плотности теплового потока к температурному напору между адиабатной температурой стенки и локальной температурой обтекаемой стенки [3, 4]

$$\alpha = \frac{q}{T_{aw}^* - T_w}, \quad (1)$$

где α – коэффициент теплоотдачи, Вт/(м²·К); q – плотность теплового потока, Вт/м²; T_{aw}^* – адиабатная температура стенки, К; T_w – локальная температура обтекаемой стенки, К

В практике инженерных и научных расчётов адиабатная температура стенки T_{aw}^* определяется через коэффициент восстановления температуры r

$$T_{aw}^* = T_0^* \cdot \frac{1 + r \frac{k-1}{2} M^2}{1 + \frac{k-1}{2} M^2}, \quad (2)$$

$$r = \frac{T_{aw}^* - T_\infty}{T_0^* - T_\infty}, \quad (3)$$

где T_0^* – температура торможения в потоке, К; r – коэффициент восстановления температуры; M – число Маха; k – показатель адиабаты газа; T_∞ – статическая температура во внешнем потоке, К.

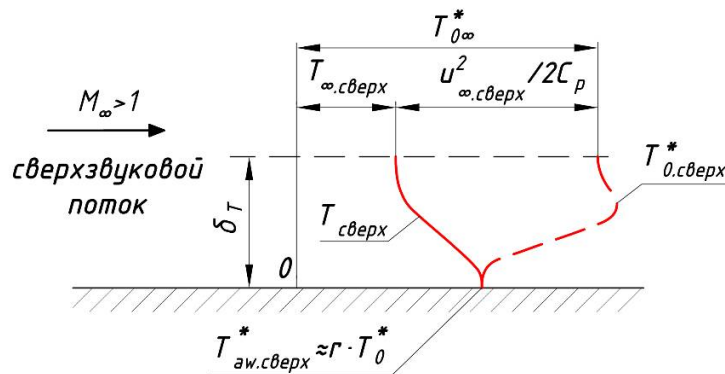


Рис. 1. Профиль температуры в тепловом пограничном слое при обтекании плоской стенки сверхзвуковым потоком сжимаемого газа

M_∞ – число Маха набегающего потока; δ_T – толщина теплового пограничного слоя, мм; $T_{сверх}$ ($T_{\infty,сверх}$) – статическая температура в сверхзвуковом потоке (во внешнем потоке), К; $T_{0,сверх}^*$ (T_0^*) – температура торможения в сверхзвуковом потоке (во внешнем потоке), К; $T_{aw,сверх}^*$ – адиабатная температура стенки в сверхзвуковом потоке, К; $u_{\infty,сверх}$ – скорость течения сверхзвукового потока, м/с; C_p – удельная теплоемкость газа при постоянном давлении, Дж/(кг·К)

Коэффициент восстановления температуры r показывает долю энергии потока, переходящей в тепло на стенке. Он находится в наибольшей зависимости от рода газа – числа Прандтля рабочего тела

$$r \approx Pr^n, \quad (4)$$

где $n=1/2$ (ламинарный режим течения), $n=1/3$ (турбулентный режим – чаще всего реализуется на практике).

Для воздуха ($Pr=0.7$) коэффициент восстановления температуры r при турбулентном безотрывном обтекании пластины и тел вращения с гладкими образующими (цилиндр, конус), в согласии с многочисленными экспериментальными данными [3, 4], составляет 0.89 ± 0.01 . Внешние воздействия (градиент давления, проницаемость стенки, изменение числа Прандтля рабочего тела, формы и рельефа поверхности, скачки уплотнения и отрывные течения) могут приводить как к повышению аэродинамического нагрева в локализованной области [7, 8], так и к охлаждению стенки – снижению коэффициента восстановления температуры. В результате перечисленных воздействий значение коэффициента восстановления температуры может значительно отклоняться от теоретической величины (4) для пластины и тел вращения.

Например, известен эффект «аэродинамического охлаждения» стенки, проявляющийся в уменьшении адиабатной температуры стенки до значений даже ниже статической температуры (коэффициент восстановления температуры становится меньше нуля) при поперечном обтекании дозвуковым потоком цилиндра в области задней критической точки (эффект Эккерта–Вайзе) [9–13]. В работе [13] было продемонстрировано, что эффект температурной стратификации распространяется ниже по потоку в следе за цилиндром. Полного объяснения данного эффекта в литературе нет. Было выдвинуто предположение, что вихревая дорожка, образующаяся за любым плохо обтекаемым телом, является причиной данного эффекта.

В исследованиях сверхзвуковых потоков уменьшение адиабатной температуры стенки фиксируется при продольном обтекании цилиндра за кольцевым ребром, на плоской стенке за ребром и ступенькой, на конической поверхности за различными обтекателями в форме сферы, цилиндра, конуса и диска [14–18]. Неравномерное распределение полной температуры в потоке с холодными областями в центральной области и горячими на периферии следа также наблюдается при течении трансзвукового потока в канале за срезом турбинной лопатки [19].

Данное исследование является продолжением экспериментального изучения ранее зафиксированного [20–23] эффекта «аэродинамического охлаждения» стенки (снижения коэффициента восстановления температуры) в следе за обтекаемым телом в сверхзвуковом потоке. Целью данной работы является исследование тепловых параметров при течении сверхзвукового потока на плоской модели в следе за уступом.

2. Модели и условия проведения экспериментов

Исследования проводились на сверхзвуковом аэродинамическом стенде AP-2 при числе Маха набегающего потока 2.2 и температуре торможения 294 К (рис. 2). Задача исследования состояла в определении величины адиабатной температуры стенки и коэффициента теплоотдачи при обтекании сверхзвуковым потоком гладкой стенки и в следе за уступом.

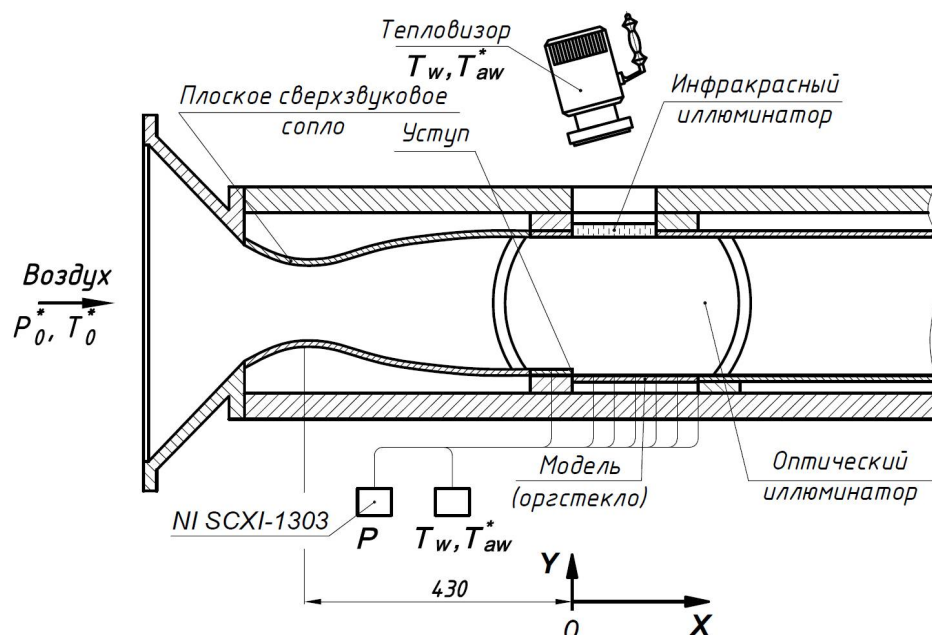


Рис. 2. Схема проведения эксперимента: T_0^* – полная температура набегающего потока, К; P_0^* – полное давление в форкамере, Па; P – статическое давление на стенке, Па; T_{aw}^* – температура адиабатной стенки, К; T_w – мгновенная температура стенки, К

Рабочая часть установки имеет прямоугольное поперечное сечение с размерами 70×98 мм. Боковые стенки канала образованы набором пластин, среди которых имеются пластины с круглыми иллюминаторами с оптическими защитными стеклами. Перестановка пластин позволяет расположить пластины с иллюминаторами в требуемых местах рабочей части и с помощью подвижного теневого прибора ИАБ-451 осуществлять визуализацию и фотографирование картины течения. Верхней стенкой рабочей части аэродинамической установки является инфракрасный иллюминатор, изготовленный из поликристалла ZnSe – материала прозрачного для инфракрасной области спектра. При помощи тепловизора (тепловизионная камера Flir ThermoCAM SC3000) через инфракрасный иллюминатор фиксировалось температурное поле модели.

Экспериментальная модель представляет собой пластину из оргстекла, материала с низким коэффициентом теплопроводности $\lambda_{mat} = 0.19$ Вт/(м·К). Использование такого материала позволило устранить продольные и поперечные перетечки тепла для повышения точности измерения параметров теплоотдачи. Модель была смонтирована на нижней стенке рабочей части аэродинамической установки параллельно основному потоку. Ширина модели соответствовала ширине рабочей части установки – 70 мм. Для измерения распределения статического давления по длине пластины производилось дренирование по центральной линии модели, через которое производились отборы воздуха к датчикам давления ИКД-27 Да-1500.

Механизм крепления модели позволяет опускание её ниже уровня среза сопла, создавая таким образом уступ. Высота уступа в данном исследовании варьировалась от 8 до 12 мм. Толщина динамического пограничного слоя перед моделью составляла 6 мм (по измерению подвижным зондом полного давления). Число Рейнольдса рассчитывалось по длине динамического пограничного слоя (расстоянию от горла сопла) и составлял на срезе сопла не менее $Re_x \geq 2 \times 10^7$, что свидетельствует о турбулентном режиме течения.

На поверхности модели были запрессованы 15 термопар для регистрации значения и темпа изменения температуры стенки модели. Данные со всех датчиков стенда собирались в коннекторные блоки термопар и датчиков давления NI SCXI-1303, далее через усилители SCXI-1102 (термопарный) и SCXI-1102В (для датчиков давления) подавались в аналого-цифровой преобразователь NI PCI-6220. Программа получения и обработки экспериментальных данных написана в среде LabVIEW и отражалась в виде виртуальных приборов на экране монитора ПК [24].

Методика проведения исследования заключалась в регистрации изменения параметров на стенке модели от момента запуска аэродинамической установки в течение 90 секунд с частотой 1 Гц [25, 26]. Темп охлаждения модели отслеживался с помощью запрессованных на поверхности модели термопар. Полученные данные позволили восстановить тепловой поток на стенке с помощью интегрирования производной температуры стенки по времени

$$q(\tau) = \frac{\sqrt{\rho_{mat} \lambda_{mat} C}}{\sqrt{\pi}} \int_0^t \frac{dT_w(\tau)}{(t-\tau)^{1/2}} d\tau, \quad (5)$$

где q – плотность теплового потока, Вт/м²; ρ_{mat} – плотность материала модели, кг/м³; λ_{mat} – коэффициент теплопроводности материала модели, Вт/(м·К); C – удельная теплоемкость материала модели, Дж/(кг·К); t – продолжительность эксперимента, с; τ – переменная времени, с.

Выражение (5) справедливо в рамках одномерного уравнения теплопроводности в полубесконечном теле при изменяющемся тепловом потоке на стенке [27]. Режиму нулевого значения теплового потока соответствует значение температуры стенки равное адиабатной температуре. Значение числа Стантона определяется для каждого момента времени по

найденной адиабатной температуре стенки, изменению температуры стенки в процессе эксперимента и тепловому потоку (5):

$$St = \frac{q}{\rho_0 w_0 C_p (T_{aw}^* - T_w)} \quad (6)$$

Описанная процедура позволила в одном эксперименте определить адиабатную температуру стенки (а значит, и коэффициент восстановления температуры) и коэффициент теплоотдачи – число Стантона St . Была проведена серия экспериментов для гладкой стенки и для отрывного течения за уступом, что позволило получить данные об интенсификации теплоотдачи – St/St_0 .

Неопределенность измерения основных параметров оценивалась для 95% доверительного интервала [28]: $\pm 1.2\%$ для числа Маха, $\pm 2.7\%$ для числа Рейнольдса, $\pm 1\%$ для коэффициента восстановления температуры, $\pm 9.5\%$ для числа Стантона.

3. Результаты экспериментального исследования

В результате проведения экспериментального исследования измерены параметры торможения потока в форкамере установки (температура и давление), распределение по длине модели статического давления и температуры стенки, а также темп охлаждения модели. По результатам теневой визуализации с помощью прибора Теплера ИАБ-451 была восстановлена картина течения сверхзвукового потока за уступом. На рис. 3 хорошо виден скачок присоединения и характерная область рециркуляции. Скачки уплотнения в местах установки инфракрасного иллюминатора на верхней стенке попадают за рассматриваемую область измерения ниже по течению. Использование масло-сажевой визуализации позволило определить размеры отрывной области, которая по результатам серии экспериментов составила около 2 высот уступа.

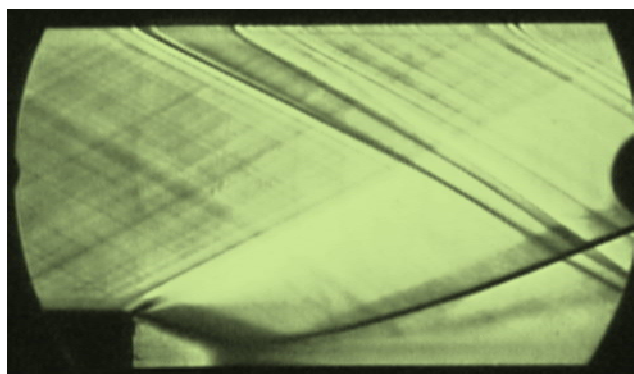


Рис. 3. Визуализация картины течения сверхзвукового потока за уступом с помощью теневого прибора Теплера ИАБ-451

В результате обработки экспериментальных данных было рассчитано число Маха в потоке, адиабатная температура стенки, тепловой поток, коэффициент восстановления температуры и число Стантона. Данные на рис. 4–6 представлены для случая безотрывного обтекания сверхзвуковым потоком гладкой стенки и отражают характерную динамику параметров термогазодинамики в эксперименте. На рис. 4 представлен график изменения давления торможения и статического давления на стенке в процессе запуска аэродинамической установки. После открытия задвижки запуск происходит в течение почти 4 секунд, после чего давление в потоке устанавливается и практически не изменяется в процессе проведения эксперимента. Соотношение полного и статического давлений позволяет определить

число Маха набегающего потока – 2.2. Все исследования в данной работе проводились при одинаковом числе Маха на срезе сопла.

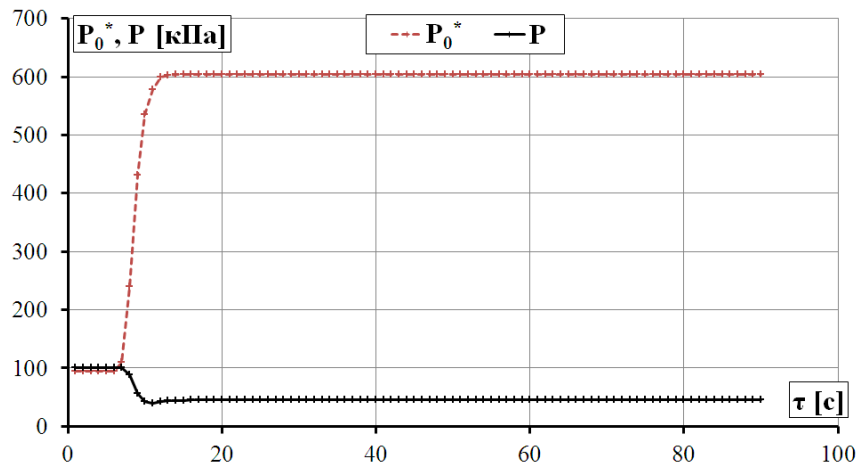


Рис. 4. График изменения полного давления в форкамере и статического давления на стенке канала аэродинамической установки в процессе проведения эксперимента

На рис.5 представлен график изменения температуры торможения, температуры стенки и адиабатной температуры стенки (получено в результате обработки данных) в процессе запуска и работы аэродинамической установки. На данном экспериментальном стенде не было возможности подогрева потока или модели, поэтому начальная температура модели определялась условиями окружающей среды. Повышение температуры торможения в момент запуска связано с реакцией термопары, расположенной в форкамере, на внезапное повышение давления. Как видно, температура торможения в потоке устанавливается медленнее, чем давление (рис.4), но также сохраняется практически постоянной в процессе проведения исследования. Стенка модели при этом охлаждается и в пределе может достигнуть значения адиабатной температуры, однако в данном эксперименте состояния теплового равновесия не достигается за время проведения исследования.

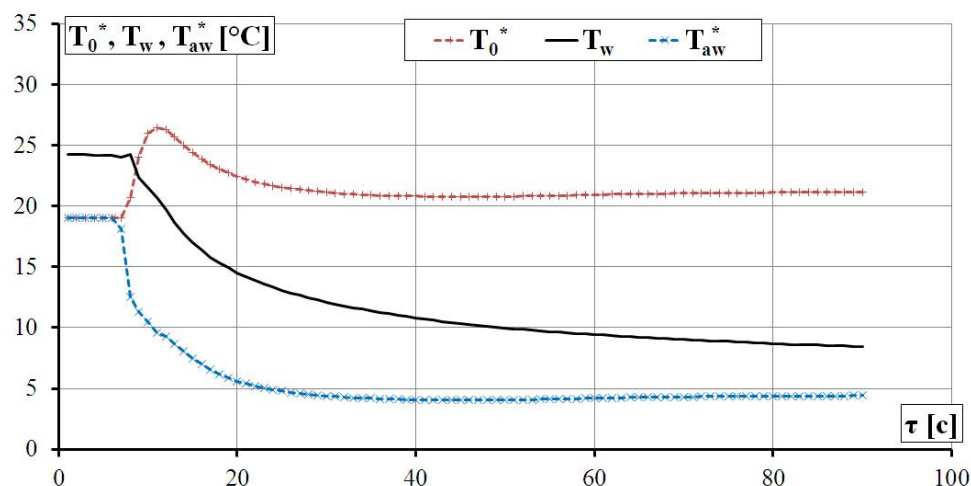


Рис. 5. График изменения температуры торможения в форкамере T_0^* , температуры стенки модели T_w и адиабатной температуры стенки T_{aw}^* в процессе проведения эксперимента

По темпу охлаждения модели с помощью интегрирования выражения (5) удастся построить график изменения теплового потока (рис. 6) за время запуска и проведения экспе-

римента. Значение теплового потока оказывается отрицательным, поскольку тепло передается от стенки в пограничный слой. Сначала тепловой поток максимальный по модулю и постепенно уменьшается по мере приближения температуры стенки к температуре адиабатически заторможенного газа вблизи стенки.

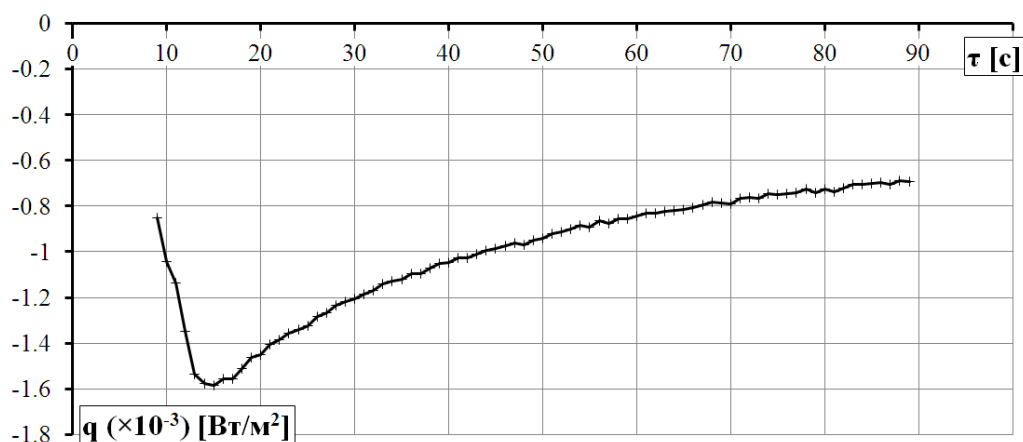


Рис. 6. График изменения теплового потока на стенке модели в процессе проведения эксперимента

По результатам измерения параметров термогазодинамики были рассчитаны значения коэффициента восстановления температуры в местах запрессовки термопар (рис. 7). Безразмерная длина модели – ось абсцисс – рассчитывалась как отношение координаты от начала модели на срезе сопла к соответствующей высоте уступа (8, 10 или 12 мм).

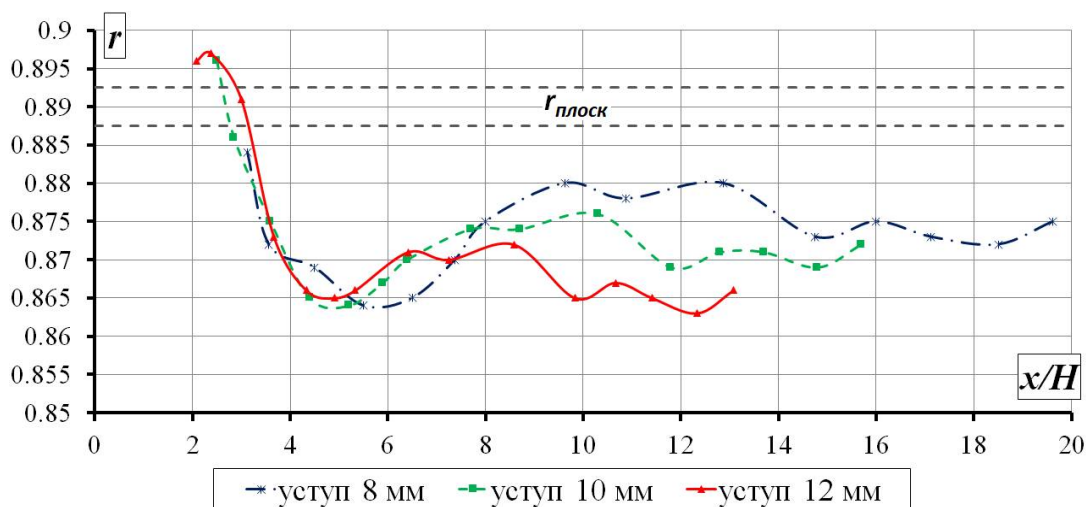


Рис. 7. График изменения коэффициента восстановления температуры вдоль безразмерной длины модели при течении сверхзвукового потока на плоской стенке за уступом высотой 8, 10 и 12 мм

Зафиксировано увеличение коэффициента восстановления температуры в сравнении с обтеканием гладкой стенки непосредственно за уступом и снижение за область присоединения потока. Максимальное значение коэффициент восстановления температуры достигает в области присоединения пограничного слоя – в районе $x/H = 2$. Данный результат соответствует результатам ранее проведенного исследования по влиянию падающего скачка уплотнения на адиабатную температуру стенки [29, 30]. При этом ниже по течению наблюдается снижение коэффициента восстановления температуры на всей длине модели на расстоянии до 20 калибров ниже по течению за уступом. При этом значение коэффициента

восстановления температуры в следе тем ниже, чем больше высота уступа. Данный эффект коррелирует с результатами исследования течения сверхзвукового потока за ребром [20–23], однако снижение коэффициента восстановления температуры менее выраженное.

Коэффициент теплоотдачи (число Стантона) за уступом, отнесенный к коэффициенту теплоотдачи при обтекании плоской стенки St/St_0 , оказался меньше 1 непосредственно за уступом и увеличивался по мере удаления от уступа (рис. 8). Начиная с координаты $x/H = 3$ наблюдается интенсификация теплоотдачи, сохраняющаяся на уровне 20 % на всей области измерения по длине модели – на расстоянии до 20 калибров ниже по течению за уступом.

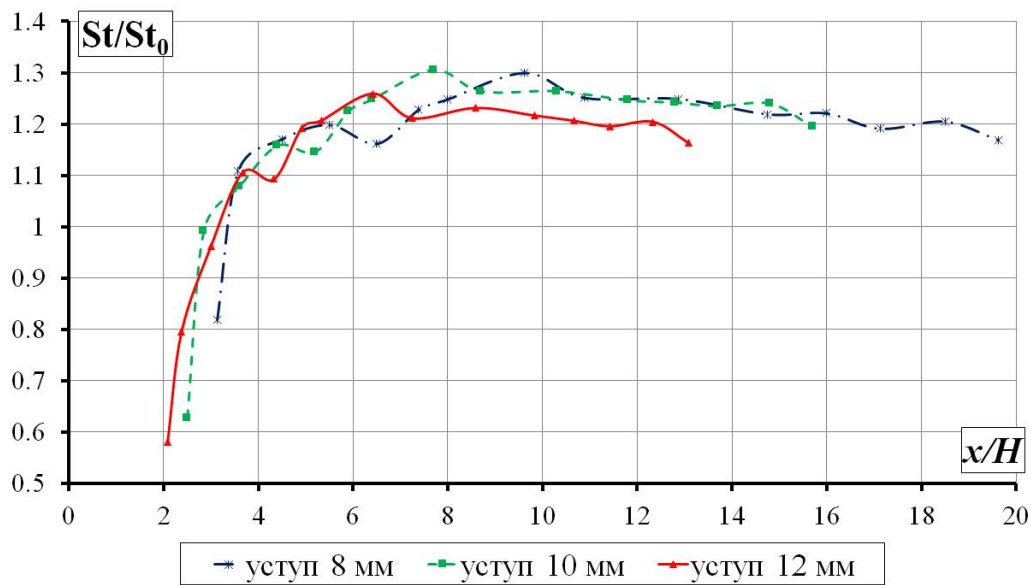


Рис. 8. График изменения относительного коэффициента теплоотдачи вдоль безразмерной длины модели при течении сверхзвукового потока на плоской стенке за уступом высотой 8, 10 и 12 мм

Таким образом, в области присоединения пограничного слоя за уступом наблюдается максимум адиабатной температуры стенки (коэффициента восстановления температуры) и довольно резкий рост коэффициента теплоотдачи. При этом на значительном расстоянии (до 20 калибров) ниже по течению фиксируется область «холодного следа» и интенсификация теплоотдачи. Возможно этот эффект связан с попаданием в пограничный слой высокоскоростных низкотемпературных частиц основного потока, увлекаемых возвратным течением за уступом. Однако, для подтверждения или опровержения этой гипотезы необходимо проведение дополнительных исследований.

4. Заключение

В результате проведения экспериментального исследования течения сверхзвукового потока в следе за уступом зафиксирован максимум коэффициента восстановления температуры и резкий рост коэффициента теплоотдачи в области присоединения пограничного слоя на расстоянии около 2 высот уступа. На расстоянии до 20 высот уступа ниже по течению наблюдается снижение коэффициента восстановления температуры до 0.865 и интенсификация теплоотдачи на уровне до 20% по сравнению с безотрывным обтеканием сверхзвуковым потоком гладкой стенки. Значение коэффициента восстановления температуры в следе тем ниже, чем больше высота уступа.

Благодарности и ссылки на гранты

Исследования выполняются в рамках госбюджетной темы АААА-А16-116021110200-5 НИИ механики МГУ (<http://www.imec.msu.ru>) при поддержке стипендии Президента РФ (проект СП-631.2018.1).

Литература

1. Леонтьев А.И. Газодинамические методы температурной стратификации (обзор) // Изв. РАН. МЖГ, 2002. №4. С. 6–26.
2. Бурцев С.А., Леонтьев А.И. Исследование влияния диссипативных эффектов на температурную стратификацию в потоках газа (обзор) // Теплофизика высоких температур. 2014. Т. 52, № 2. С. 310–322.
3. Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергоатомиздат, 1985. 320 с.
4. Moffat R.J. What's new in convective heat transfer? // International Journal of Heat and Fluid Flow. V. 19. 1998. Pp. 90–101.
5. Лапин Ю.В. Турбулентный пограничный слой в сверхзвуковых потоках газа. М.: Наука, 1970. 344 с.
6. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя // М: Наука, 1974. 711 с.
7. Суржиков С.Т., Шувалов М.П. Анализ радиационно-конвективного нагрева четырех типов спускаемых космических аппаратов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т.15, вып. 4. <http://chemphys.edu.ru/issues/2014-15-4/articles/237/>
8. Кузенов В.В., Дикалюк А.С. Реализация приближенного метода расчета конвективного теплообмена вблизи поверхности ГЛА сложной геометрической формы // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2017. Т.18, вып. 2. <http://chemphys.edu.ru/issues/2017-18-2/articles/689/>
9. Eckert E.R.G. Energy separation in fluid streams // Int. Comm. Heat mass transfer. Vol. 13, 1986. Pp. 127–143.
10. Leontiev A.I., Zditovets A.G., Vinogradov Y.A., Strongin M.M., Kiselev N.A. Experimental investigation of the machine-free method of temperature separation of air flows based on the energy separation effect in a compressible boundary layer // Experimental Thermal and Fluid Science. 2017. N. 88. P. 202–219.
11. Sanitjia S., Goldstein R.J. Forced Convection Heat Transfer from a Circular Cylinder in Crossflow to Air and Liquids // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2004. V. 47. P. 4795.
12. Aleksyuk A.I., Osiptsov A.N. Direct numerical simulation of energy separation effect in the near wake behind a circular cylinder // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2018. Vol. 119. Pp. 665–677.
13. Ryan L.F. Experiments on aerodynamic cooling // Ph. D. thesis, Eidgen. Tech. Hochschule, Zurich. 1951.
14. Thomann H. Measurements of the recovery temperature in the wake of a circular cylinder and of a wedge at Mach numbers between 0.5 and 3 // The Aeronautical Research Institute of Sweden, FFA Report 84. 1959.
15. Brinich P.F. Recovery temperatures and heat transfer near two-dimensional roughness elements at Mach 3.1 // NACA TN4213. 1958.
16. Gadd G.E., Cope W.F., Attridge J.L., Heat-transfer and skin-friction measurements at a Mach number of 2.44 for a turbulent boundary layer on a flat surface and in regions of separated flow // R. & M. No. 3148. A.R.C. Technical Report. London. 1960. 42 p.
17. Garland B.J., Hall J.R., Measurement of aerodynamic heat transfer in turbulent separated regions at a Mach number of 1.8 // NACA RM L57L09, 1958. 16 p.
18. Чжен П., Отрывные течения / М.: Мир. Т. 3. 1973. 335 с.

19. Carscallen W.E., Currie T.C., Hogg S.I., Gostelow J.P. Measurement and computation of energy separation in the vertical wake flow of a turbine nozzle cascade // *J. of Turbomachinery*, 121, 4, 1999. Pp. 703–708.
20. Попович С.С. Влияние ударных волн на эффект безмашинного энергоразделения: автореф. дис. канд. техн. наук. М.: Объед. ин-т высок. температур РАН. 2016. 22 с.
21. Leontiev A.I., Popovich S.S., Strongin M.M., Vinogradov Yu.A. Adiabatic wall temperature and heat transfer coefficient influenced by separated supersonic flow // *EPJ Web of Conferences*. 2017. Vol. 159. P. 1–5. DOI: 10.1051/epjconf/201715900030.
22. Leontiev A.I., Popovich S.S., Vinogradov Yu.A., Strongin M.M. Experimental research of supersonic aerodynamic cooling effect and its application for energy separation efficiency // *Proceedings of the 16th International Heat Transfer Conference, IHTC-16*. Vol. 212244. Beijing, China, 2018. Pp. 1–8.
23. Leontiev A. I., Popovich S.S., Vinogradov Y.A., Strongin M.M. Experimental research of heat transfer in supersonic separated compressible gas flow // *Journal of Physics: Conference Series*. 2018. Vol. 1129, no. 012022. P. 1–4. DOI: 10.1088/1742-6596/1129/1/012022.
24. Попович С.С. Особенности автоматизации эксперимента и обработки результатов при исследовании теплообмена в сверхзвуковом потоке сжимаемого газа // *Программная инженерия*. 2018. № 1. С. 35–45. DOI: 10.17587/prin.9.35-45.
25. Hayes J.R., Neumann R.D. Introduction to the aerodynamic heating analysis of supersonic missiles // Hensch M., Nielsen J. (Eds.). *Tactical Missile Aerodynamics*. Progress in Astronautics and Aeronautics Series. Vol. 142, AIAA, Washington, 1992. Pp. 63–114.
26. Виноградов Ю.А., Попович С.С., Стронгин М.М. Экспериментальное исследование коэффициента восстановления температуры и интенсификации теплоотдачи при течении на плоской стенке за ребром сверхзвукового потока сжимаемого газа // *Наука и образование (Научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана)*. 2016. № 11. С. 55-75. DOI: 10.7463/1116.0849557.
27. Schultz D.L., Jones T.V. Heat-transfer measurements in short-duration hypersonic facilities. AGARDograph 165, London, 1973. 149 p.
28. Moffat R.J. Describing the uncertainties in experimental results // *Experimental Fluid Science*. 1988. Pp. 3–17.
29. Попович С.С. Экспериментальное исследование влияния падающего скачка уплотнения на адиабатную температуру стенки в сверхзвуковом потоке сжимаемого газа // *Тепловые процессы в технике*. 2014. Т. 6. № 3. С. 98–104.
30. Popovich S.S., Egorov K.S., Vinogradov Yu.A. Experimental research of adiabatic wall temperature influenced by separated supersonic flow // *Proceedings of 15th International Heat Transfer Conference, IHTC-15-8962*, 2014, 11 p.

Статья поступила в редакцию 6 февраля 2019 г.