

УДК 536.24

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ТЕПЛООБМЕНА В УСТРОЙСТВЕ БЕЗМАШИННОГО ЭНЕРГОРАЗДЕЛЕНИЯ ПОТОКОВ

© 2015 С. С. Попович, Ю. А. Виноградов, М. М. Стронгин

Научно-исследовательский институт механики  
Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова

Представлен анализ механизма интенсификации теплообмена в устройстве безмашинного энерго-разделения потоков (трубе Леонтьева). Основными параметрами, определяющими эффективность устройства, являются коэффициент восстановления температуры и теплоотдача в сверхзвуковом канале. Среди методов интенсификации теплообмена в устройстве энергоразделения рассматривается изменение формы и рельефа обтекаемой поверхности, использование рабочих тел с низким числом Прандтля, организация в сверхзвуковом канале скачков уплотнения малой интенсивности и локальных отрывных зон. Приводятся результаты экспериментального исследования влияния отрывного сверхзвукового течения на коэффициент восстановления температуры и адиабатную температуру стенки. Диапазон исследованных чисел Маха набегающего потока – от 2.0 до 3.5. Критерий Рейнольдса по длине динамического пограничного слоя составлял не менее  $6 \cdot 10^6$ . Представлены распределения адиабатной температуры стенки и коэффициентов восстановления температуры вдоль пластины для разных чисел Маха. На основе полученных результатов сделан вывод о положительном влиянии локальных отрывных зон в сверхзвуковом канале на эффективность устройства безмашинного энергоразделения потоков. Исследования выполнены на экспериментальной базе научно-исследовательского института механики.

*Сверхзвуковой поток; скачок уплотнения; отрывное течение; пограничный слой; коэффициент восстановления температуры; число Маха; адиабатная температура стенки; энергоразделение потоков.*

doi: 10.18287/2412-7329-2015-14-2-159-169

### Условные обозначения

$x$  – продольная координата;  $L$  – длина модели;  $\gamma$  – показатель адиабаты;  $M$  – число Маха;  $Pr$  – критерий Прандтля;  $P$  – давление;  $T$  – температура;  $r$  – коэффициент восстановления температуры;  $\alpha$  – коэффициент теплоотдачи;  $q$  – удельный тепловой поток;  $\delta$  – толщина стенки теплообменного аппарата;  $\lambda$  – коэффициент теплопроводности материала стенки; верхние индексы: \* – параметр торможения; нижние индексы: 0 – параметры набегающего потока; 1, 2 – сверхзвуковой и дозвуковой каналы устройства энерго-разделения;  $st, s$  – статический параметр;  $w$  – стенка; *отрыв* – отрывное течение за ребром; *глад.* – безотрывное обтекание пластины.

### Введение

Безмашинное энергоразделение предполагает перераспределение полного теплосодержания (температуры) в потоке газа без совершения им внешней работы или теплообмена с окружающей средой. Газовый поток с температурой  $T_0^*$ , пройдя через такое устройство, разделяется на два потока с температурами  $T_1^* < T_0^*$  и  $T_2^* > T_0^*$ . К наиболее распространённым методам безмашинного энергоразделения можно отнести вихревой и резонансный, а устройствами для их осуществления являются вихревые трубы Ранка-Хилша [1] и резонансные трубы Гартмана-Шпренгера [2] соответственно.

На данный момент создано множество разновидностей энергоразделяющих устройств. Отличительной особенностью таких аппаратов является их простота, отсутствие движущихся частей, низкая инерционность, малый вес и надёжность

конструкций [3, 4]. С другой стороны, им присущ и существенный недостаток, ограничивающий их применение в тепловых двигателях и установках, – это высокие потери полного давления на выходе по холодному и горячему потокам.

Академиком Леонтьевым А.И. был предложен новый метод энергоразделения газового потока [5]. Принцип действия нового устройства основан на известном газодинамическом эффекте: температура адиабатной стенки, обтекаемой потоком сжимаемого газа, может существенно отличаться от температуры торможения потока за счёт диссипативных процессов в пограничном слое. В результате взаимодействия дозвукового и сверхзвукового потоков газа через теплопроводную стенку (рис. 1) на выходе из устройства энергоразделения получаем два потока – нагретый сверхзвуковой и охлаждённый дозвуковой (при  $Pr < 1$ ).

Эффективность устройства энергоразделения определяется прежде всего количеством теплоты, передаваемой через разделяющую потоки стенку [6-8]. Тепловой поток, в свою очередь, зависит от теплоотдачи со стороны сверхзвукового и дозвукового потоков, начальной температуры торможения потока и адиабатной температуры стенки, обтекаемой сверхзвуковым потоком:

$$q_w = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_1} + \frac{\delta}{\lambda} + \frac{1}{\alpha_2}} \cdot (T_{aw} - T_0^*) \quad (1)$$

Температура адиабатной стенки (также называемая теплоизолированной) в

практике инженерных и научных расчётов определяется через коэффициент восстановления температуры  $r$ :

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

где  $r$  – коэффициент восстановления температуры:

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

Многочисленные экспериментальные исследования, проведённые для воздуха [9], показали, что для развитого турбулентного режима течения в сверхзвуковом потоке на пластине величина  $r$  может быть принята равной  $r \approx 0,875 \div 0,890$ . В то же время в литературе исследуется влияние на коэффициент восстановления температуры таких факторов, как критерии Рейнольдса, Маха и Прандтля [10], вдув/отсос пограничного слоя [11, 12], форма и рельеф обтекаемой поверхности [13]. Результаты исследований различных авторов показывают, что коэффициент восстановления может значительно отличаться от теоретической величины для пластины:  $r = \sqrt[3]{Pr}$ .

Как следует из (1) и (2), эффективность безмашинного энергоразделения потоков существенным образом зависит от величины коэффициента восстановления температуры. Для повышения количества передаваемого тепла в устройстве необходимо уменьшить коэффициент восстановления, например, путём формирования поверхностей особой формы с пониженной температурой теплоизолированной стенки [14].

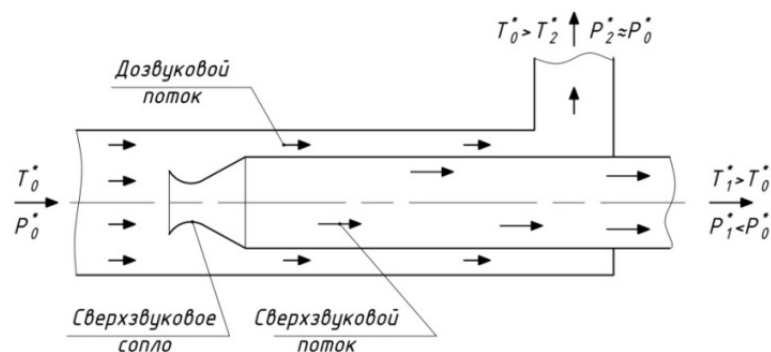


Рис. 1. Принцип действия устройства безмашинного энергоразделения потоков

Теоретические расчёты [10] также показывают перспективность существенного повышения эффективности энергоразделения за счёт использования рабочих тел с низким числом Прандтля. Примерами таких рабочих тел являются смеси лёгких и тяжёлых газов: водород-аргон, гелий-аргон, водород-ксенон, гелий-ксенон.

Другим направлением повышения эффективности энергоразделения является увеличение наименьшего из коэффициентов теплоотдачи (1), в данном случае – со стороны сверхзвукового канала устройства [10, 15]. Любое внесение конструктивных изменений в сверхзвуковой канал с целью интенсификации теплоотдачи сопровождается образованием ударных волн и локальных отрывных зон. Организация течения потока в сверхзвуковом канале, заполненном скачками уплотнения малой интенсивности, может также способствовать увеличению коэффициента теплоотдачи [16, 17]. В области отрыва турбулентного пограничного слоя тепловой поток увеличивается в несколько раз [9]. Отрывом потока от стенки сопровождаются течения в проточных трактах теплообменных устройств, энергетических машин и двигателей. Расчёт параметров теплообмена при отрывных течениях необходим из-за возникновения в области отрыва пиковых тепловых потоков. Этот эффект необходимо подавлять в случае разработки мер тепловой защиты либо можно использовать для локальной интенсификации теплообмена. Отрывные течения также могут дополнительно интенсифицировать теплообмен в устройстве энергоразделения. Однако необходимо также учитывать влияние отрывных течений на изменение коэффициента восстановления температуры, который, наряду с теплоотдачей, в конечном итоге определяет эффективность устройства.

Целью данной работы является экспериментальное исследование влияния отрывных течений на коэффициент восстановления температуры и адиабатную температуру стенки, обтекаемой сверхзвуковым потоком воздуха. Задача обу-

словлена исследованием механизма безмашинного энергоразделения потоков.

### Методика проведения эксперимента

Экспериментальные исследования проводились на сверхзвуковой аэродинамической установке научно-исследовательского института механики МГУ (рис. 2), обеспечивающей возможность непрерывного изменения числа Маха набегающего потока в диапазоне от 2.0 до 3.5. Давление торможения в ресивере  $P_0^*$  составляло до 7 атм, температура торможения менялась в диапазоне  $T_0^*=283\div 293\text{K}$ . Максимальный расход воздуха через установку составлял до 10 кг/с. Рабочая часть трубы имеет прямоугольное поперечное сечение с размерами 70×90 мм. На боковых стенках рабочего канала для наблюдения картины течения смонтированы иллюминаторы с оптическими защитными стеклами. Визуализация потока осуществлялась оптическим методом с помощью прибора Теплера (ИАБ-451). Верхней стенкой аэродинамической трубы является инфракрасный иллюминатор из ZnSe-материала, прозрачного для инфракрасной области спектра. При помощи тепловизионной камеры (Flir ThermoCAM SC3000) через инфракрасный иллюминатор фиксировалось температурное поле модели. Экспериментальная модель представляет собой пластину из оргстекла, материала с низким коэффициентом теплопроводности:  $\lambda = 0.19 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ . Использование такого материала позволило считать пластину теплоизолированной. Модель устанавливалась на нижней стенке рабочей части аэродинамической трубы параллельно основному потоку. Ширина модели соответствовала ширине рабочей части трубы – 70 мм, длина  $L=180$  мм. На нижней стенке рабочей части трубы перед моделью устанавливалась преграда – металлическое ребро под углом  $90^\circ$  к потоку. Высота преграды варьировалась от 2 до 8 мм. Толщина пограничного слоя на срезе сопла составляла около 6 мм.

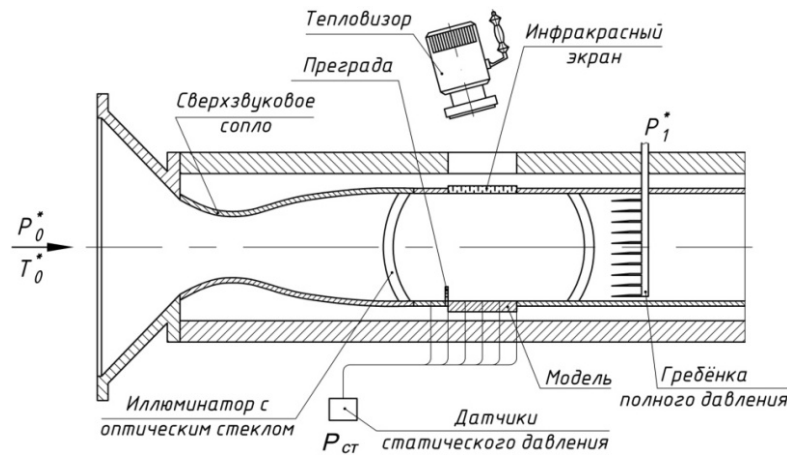


Рис. 2. Схема проведения эксперимента:

$T_0^*$  – полная температура набегающего потока;  $P_0^*$  – полное давление в форкамере;  
 $P_{ст}$  – статическое давление на стенке

Для измерения распределения статического давления в пластине сделан дренаж по центральной линии, через который производился отбор воздуха к датчикам давления ИКД-27 Да-1500. Параметры торможения потока контролировались в форкамере перед сверхзвуковым соплом: давление торможения – датчиками абсолютного давления ИКД-6 ТДа-7 и Honeywell ML-300PS2PC, температура торможения – двумя независимыми хромель-алюмелевыми термопарами. Программа эксперимента написана в среде LabVIEW.

Параметры в потоке рассчитывались в 11 точках в соответствии с отборами статического давления по длине экспериментальной модели. Коэффициент восстановления температуры на пластине:

$$r = 1 - \frac{T_0^* - T_{ав}}{T_0^*} \cdot \left( \frac{2}{(\gamma - 1) \cdot M^2} + 1 \right), \quad (5)$$

где  $T_{ав}$  – адиабатная температура стенки – в рассматриваемом случае равна температуре стенки, поскольку поверхность считаем теплоизолированной.

Локальные числа Маха после скачка уплотнения вычислялись с учётом потерь полного давления. Угол наклона скачка фиксировался по теневым фотографиям с помощью прибора Теплера. Степень черноты поверхности модели составила 0.96

(стенка была предварительно зачернена). Коэффициент пропускания инфракрасного иллюминатора 0.7. Критерий Рейнольдса рассчитывался по длине динамического пограничного слоя (расстоянию от горла сопла) и составлял не менее  $6 \cdot 10^6$ , что свидетельствует о турбулентном характере течения на всех режимах работы.

Погрешность определения коэффициента восстановления температуры составила около 3%. Это значение определяется точностью нахождения температуры торможения, адиабатной температуры на стенке и числа Маха. Погрешность в определении температуры торможения потока определяется погрешностью хромель-алюмелевой термопары, величина которой составляет  $\pm 1^\circ\text{C}$ . Погрешность в определении числа Маха потока составила  $\pm 0,035$ . Погрешность в нахождении температуры поверхности модели определяется точностью тепловизионного оборудования, максимальная относительная погрешность которого составляет 2% от предела измерения.

### Результаты экспериментального исследования

Основному исследованию предшествовала серия тестовых экспериментов на пластине без вносимых в поток возмущений. По измеренным параметрам ( $P_0^*$ ,  $P_0$ ,  $T_0^*$ ,  $T_{ав}$ ) рассчитывались коэффициен-

ты восстановления температуры  $r$ . Результаты обработки тестовых испытаний приведены на рис. 3. Экспериментальная величина  $r$  для обтекания пластины без внешних возмущений попадает в область значений 0.875-0.890, что соответствует результатам многочисленных экспериментальных исследований различных авторов [18, 19].

После проверки правильности рабо-

ты измерительной системы в канале аэродинамической трубы инициировалось отрывное течение с помощью установки ребра на срезе сопла. Проведена серия экспериментов в диапазоне чисел Маха от 2.0 до 3.5. Потери полного давления и соответствующее снижение локального числа Маха оценивалось по теневой фотографии (рис. 4).

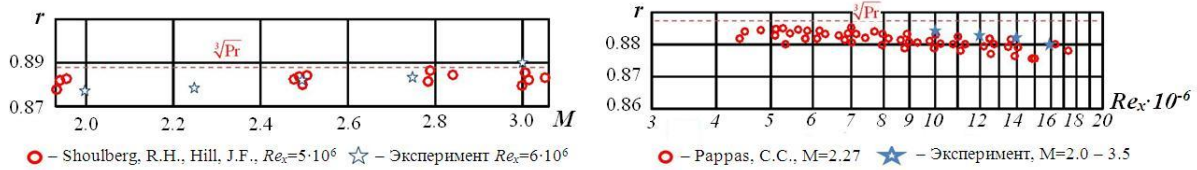


Рис. 3. Сравнение полученного в тестовом эксперименте коэффициента восстановления температуры для пластины с аналитическим решением и результатами различных авторов [18, 19]

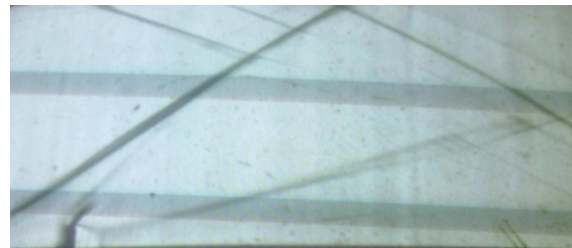


Рис. 4. Теневая картина отрывного течения ( $M_0=2.75$ ) при высотах ребра: слева – 4 мм, справа – 8 мм

На рис. 5–7 рассматриваемый параметр в диапазоне безразмерной координаты  $x/L = 0...1$  относится к положению за ребром.

На рис. 5 представлены результаты экспериментального исследования адиабатной температуры стенки в отрывной области за ребром высотой 8 мм при различных числах Маха набегающего потока – от 2.0 до 3.5. Видно, что адиабатная температура стенки менялась в пределах 2% в отрывной области в сравнении с безотрывным обтеканием пластины при одинаковом числе Маха набегающего потока. При меньших числах Маха (от 2.0 до 2.75)

адиабатная температура в отрывной области оказывается ниже, а при больших (от 3.0 до 3.5) – выше, чем при безотрывном обтекании пластины. На рис. 6 представлены соответствующие значения коэффициента восстановления температуры, рассчитанные по значениям адиабатной температуры стенки из рис. 5. Уменьшение коэффициента восстановления при отрывном течении составило до 10% в отрывной области. Этот факт можно объяснить уменьшением скорости потока из-за образующейся системы скачков уплотнения.

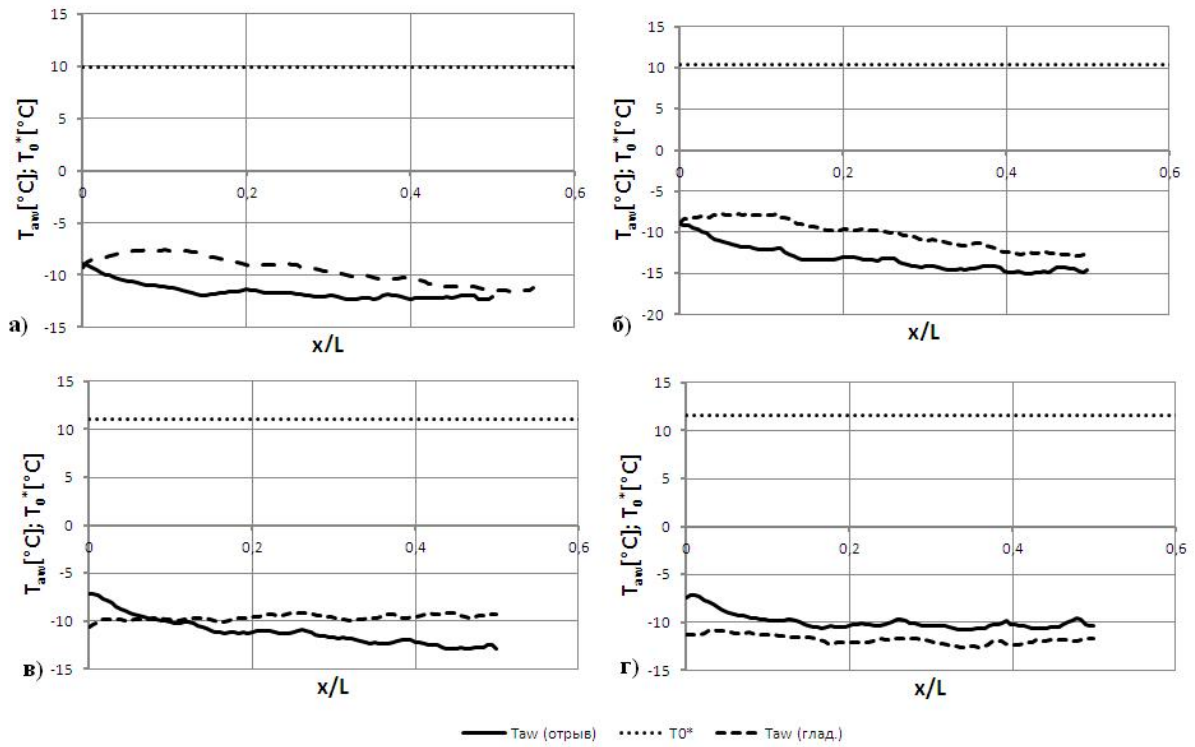


Рис. 5. Изменение адиабатной температуры стенки  $T_{aw}$  для разных чисел Маха по длине пластины вдоль безразмерной координаты  $x/L$ :  
 а)  $M=2.0$ ; б)  $M=2.25$ ; в)  $M=2.75$ ; г)  $M=3.0$

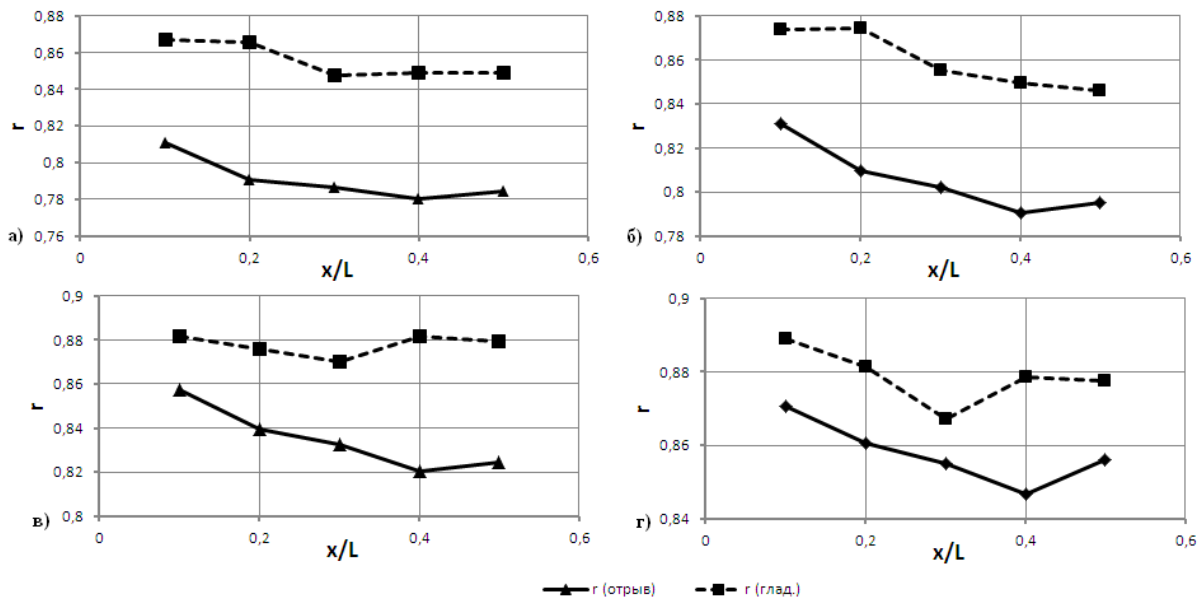


Рис. 6. Изменение коэффициента восстановления температуры  $\gamma$  для разных чисел Маха по длине пластины вдоль безразмерной координаты  $x/L$ :  
 а)  $M=2.0$ ; б)  $M=2.25$ ; в)  $M=2.75$ ; г)  $M=3.0$

На рис. 7 представлено сравнение режима безотрывного обтекания пластины с параметрами в отрывной области за ребром высотой 8 мм. При этом параметры берутся при одинаковых локальных числах Маха – около 2.1 (рис. 7, в). Такое сравнение показательно, поскольку скорость в отрывной области за преградой падает. Как видно из рис. 7, а уменьшение

адиабатной температуры стенки составляет до 3.5% (абсолютное значение) в отрывной области за ребром в сравнении с безотрывным обтеканием пластины при одинаковом локальном числе Маха в потоке. Коэффициент восстановления температуры в отрывной области также оказывается ниже во всём диапазоне чисел Маха.

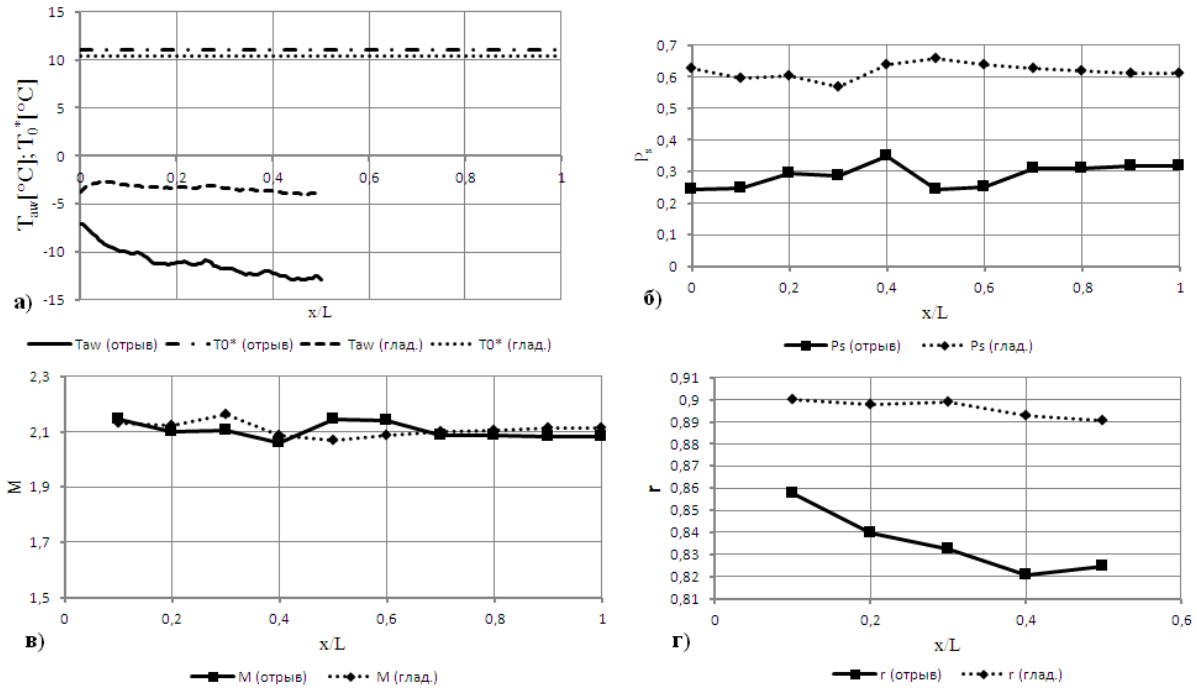


Рис. 7. Изменение различных параметров потока по длине пластины вдоль безразмерной координаты  $x/L$  при высоте ребра 8 мм: а) адиабатная температура стенки  $T_{aw}$  и температура торможения потока; б) статическое давление на стенке канала; в) число Маха в потоке; г) коэффициент восстановления температуры; "отрыв" – отрывное течение за ребром ( $M_0=2.75$ ), "глад." – безотрывное обтекание пластины ( $M_0=2.1$ )

Таким образом, можно заключить, что в сверхзвуковом канале устройства безмашинного энергоразделения температурный напор ( $T_{aw} - T_0^*$ ) в отрывной области увеличивается (рис. 5) при числах Маха, меньших 2.75. Коэффициент восстановления, рассчитанный по локальным параметрам потока, при этом оказывается меньше в отрывной области, чем при обтекании гладкой пластины, на величину до 10%. В то же время интенсивность теплоотдачи возрастает в несколько раз в области отрыва пограничного слоя [9]. Тогда из (4) следует, что локальные отрывные зоны могут способствовать до-

полнительной интенсификации теплоотдачи в сверхзвуковом канале устройства безмашинного энергоразделения. В случае использования такого интенсифицированного канала можно добиться либо повышения суммарного температурного перепада в устройстве энергоразделения, либо уменьшения габаритов установки при сохранении той же эффективности. Сопутствующие потери полного давления в канале могут быть согласованы с необходимостью практического получения на выходе из устройства энергоразделения подогретого газа с одновременным редуцированием его давления.

### Заключение

Представлены результаты экспериментального исследования влияния локальной отрывной зоны в сверхзвуковом канале на адиабатную температуру стенки и коэффициент восстановления температуры. При меньших числах Маха (от 2.0 до 2.75) адиабатная температура в отрывной области оказывается ниже, а при больших (от 3.0 до 3.5) – выше, чем при безотрывном обтекании пластины. Коэффициент восстановления при этом также оказывается ниже в отрывной области,

чем при обтекании гладкой пластины, на величину до 10% во всём диапазоне исследованных чисел Маха. Результаты позволяют сделать вывод о том, что отрывные течения не только не снижают эффективность безмашинного энергоразделения, но и могут способствовать интенсификации данного процесса.

Исследование выполнено за счёт гранта Российского научного фонда (проект №14-19-00699).

### Библиографический список

1. Eiamsa-ard, S., Promvonge, P. Review of Ranque-Hilsch effects in vortex tubes // *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2008. V. 12, Iss. 7. P. 1822-1842. doi.org/10.1016/j.rser.2007.03.006
2. Raman G., Srinivasan K. The powered resonance tube: From Hartmann's discovery to current active flow control applications // *Progress in Aerospace Sciences*. 2009. V. 45, Iss. 4-5. P. 97-123. doi.org/10.1016/j.paerosci.2009.05.001
3. Бирюк В.В., Курносов Н.Е., Тарнопольский А.В. Исследование эффективности температурного разделения в вихревых потоках газов // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*. 2009. № 2 (18). С. 33-41.
4. 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. doi.org/10.7868/s0040364413060069
5. Леонтьев А.И. Газодинамический метод энергоразделения газовых потоков // *Теплофизика высоких температур*. 1997. Т. 35, № 1. С. 157-159.
6. Макаров М.С., Макарова С.Н. Эффективность энергоразделения при течении сжимаемого газа в плоском канале // *Теплофизика и аэромеханика*. 2013. Т. 20, № 6. С. 777-787.
7. Бурцев С.А. Исследование путей повышения эффективности газодинамического энергоразделения // *Теплофизика высоких температур*. 2014. Т. 52, № 1. С. 14-21. doi.org/10.7868/s0040364414010062
8. Здитовец А.Г., Титов А.А. Экспериментальное исследование газодинамического метода безмашинного энергоразделения воздушных потоков // *Тепловые процессы в технике*. 2013. № 9. С. 391-397.
9. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 711 с.
10. Бурцев С.А. Методика расчета устройств газодинамической температурной стратификации при течении реального газа // *Тепловые процессы в технике*. 2013. № 9. С. 386-390.
11. Виноградов Ю.А., Егоров К.С., Попович С.С., Стронгин М.М. Исследование тепломассообмена на проницаемой поверхности в сверхзвуковом пограничном слое // *Тепловые процессы в технике*. 2009. Т. 1, № 1. С. 7-9.
12. Леонтьев А.И., Лущик В.Г., Макарова М.С. Численное исследование течения в трубе с отсосом газа через проницаемые стенки // *Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа*. 2014. № 3. С. 74-81.
13. Titov A.A., Leontiev A.I., Vinogradov U.A., Zditovets A.G., Strongin M.M.



Experimental investigation of skin friction drag and heat transfer on the surfaces with concavities in compressible fluid flow // Proceedings of 14th International Heat Transfer Conference, IHTC14-22585. V. 2. 2010. P. 597-601. doi.org/10.1115/ihtc14-22585

14. Здитовец А.Г., Титов А.А. Влияние формы поверхности теплоизолированного стержня, омываемого сверхзвуковым потоком, на коэффициент восстановления температуры // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 2. С. 111-117.

15. 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.

16. Popovich S.S., Egorov K.S., Vinogradov U.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. doi.org/10.1615/ihtc15.fcv.008962

17. Иванов И.Э., Крюков И.А., Шустов С.А. Численное исследование газодинамики сопел малоразмерных газогенераторов и вытекающих из них струй // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2014. № 1 (43). С. 112-122.

18. 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 // Journal of the Aeronautical Sciences. 1954. V. 21, № 11. P. 763-771. doi.org/10.2514/8.3200

19. 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.

### Информация об авторах

**Попович Сергей Станиславович**, научный сотрудник лаборатории «Гиперзвуковая аэродинамика» НИИ механики, МГУ имени М.В. Ломоносова. E-mail: [pss1@mail.ru](mailto:pss1@mail.ru). Область научных интересов: термодинамика сверхзвуковых потоков, безмашинное энергоразделение.

**Виноградов Юрий Алексеевич**, кандидат технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник лаборатории «Гиперзвуковая аэродинамика» НИИ механики, МГУ имени М.В. Ломоносова. E-mail: [vinograd@imec.msu.ru](mailto:vinograd@imec.msu.ru). Область научных интересов: термодинамика,

аэромеханика и газовая динамика, безмашинное энергоразделение, взаимодействие скачков уплотнения с пограничным слоем.

**Стронгин Марк Моисеевич**, старший научный сотрудник лаборатории «Гиперзвуковая аэродинамика» НИИ механики, МГУ имени М.В. Ломоносова. E-mail: [strongin@imec.msu.ru](mailto:strongin@imec.msu.ru). Область научных интересов: термодинамика, аэромеханика и газовая динамика, безмашинное энергоразделение, автоматизация экспериментальных исследований.

## EXPERIMENTAL RESEARCH OF THE POSSIBILITY OF HEAT TRANSFER ENHANCEMENT IN GAS DYNAMIC ENERGY SEPARATION PROCESS

© 2015 S. S. Popovich, Yu. A. Vinogradov, M. M. Strongin

Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University, Russian Federation

Analysis of the mechanism of heat transfer enhancement in a device of machineless energy separation of flows (Leontiev tube) is presented in the paper. The main parameters that define the device's efficiency are the

temperature recovery factor and heat transfer in the supersonic channel of the device. Changes in the shape and relief of the flow surface, the use of working fluids with a low Prandtl number, low-intensity shock waves and local separation areas in the supersonic channel are among the methods of heat transfer enhancement in an energy separation device. The results of experimental investigation of the influence of a supersonic separation flow on the adiabatic wall temperature and the temperature recovery factor are presented. The range of the Mach numbers analyzed is between 2 and 3.5. The Reynolds criterion along the length of the dynamic boundary layer amounts to at least  $6 \cdot 10^6$ . Field distributions of the adiabatic wall temperature and temperature recovery factors along the plate are presented for different Mach numbers. The results indicate that local separation boundary layer regions will probably intensify heat transfer in the supersonic channel of a gas dynamic energy separation device. The research has been conducted using the experimental facilities of the Institute of Mechanics of Lomonosov Moscow State University.

*Supersonic flow, shock wave, separation flow boundary layer, temperature recovery factor, Mach number, adiabatic wall temperature, temperature stratification, energy separation.*

### References

1. Eiamsa-ard, S., Promvonge, P. Review of Ranque-Hilsch effects in vortex tubes. *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2008. V. 12, Iss. 7. P. 1822-1842. doi.org/10.1016/j.rser.2007.03.006
2. Raman G., Srinivasan K. The powered resonance tube: From Hartmann's discovery to current active flow control applications. *Progress in Aerospace Sciences*. 2009. V. 45, no. 4-5. P. 97-123. doi.org/10.1016/j.paerosci.2009.05.001
3. Biryuk V.V., Kurnosov N.Ye., Tarnopolsky A.V. Analysis of temperature separation efficiency in vortex gas flows. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2009. No. 2(18). P. 33-41. (In Russ.)
4. Burtsev S.A., Leontiev, A.I. Study of the influence of dissipative effects on the temperature stratification in gas flows (Review). *High Temperature*. 2014. V. 52, no. 2. P. 297-307. doi.org/10.1134/s0018151x13060060
5. Leont'ev A.I. Gas-dynamic method of energy separation of gas flows. *High Temperature*. 1997. V. 35, no. 1. P. 155-157.
6. Makarov M.S., Makarova S.N. Efficiency of energy separation at compressible gas flow in a planar duct. *Thermophysics and Aeromechanics*. 2013. V. 20, no. 6. P. 757-767. doi.org/10.1134/s0869864313060139
7. Burtsev S.A. Exploring ways to improve efficiency of gasdynamic energy separation. *High Temperature*. 2014. V. 52, no. 1. P. 12-18. doi.org/10.1134/s0018151x14010064
8. Zditovets A.G., Titov A.A. Experimental research of gas dynamic method of air flow energy separation. *Thermal Processes in Engineering*. 2013. No. 9. P. 391-397. (In Russ.)
9. Schlichting H. *Teoriya pogranichnogo sloya* [Boundary layer theory]. Moscow: Nauka Publ., 1974. 711 p.
10. Burtsev S.A. Methodology of gas dynamic temperature stratification devices calculation at real gas flows. *Thermal Processes in Engineering*. 2013. No. 9. P. 386-390. (In Russ.)
11. Vinogradov Yu.A., Egorov K.S., Popovich S.S., Strongin M.M. Heat mass transfer research on permeable wall in supersonic boundary layer. *Thermal Processes in Engineering*. 2009. No. 1. P. 7-9. (In Russ.)
12. Leont'ev A.I., Lushchik V.G., Makarova M.S. Numerical investigation of tube flow with suction through permeable walls. *Fluid Dynamics*. 2014. V. 49, No. 3. P. 362-368. doi.org/10.1134/s0015462814030077
13. Titov A.A., Leontiev A.I., Vinogradov U.A., Zditovets A.G., Strongin M.M. Experimental investigation of skin friction drag and heat transfer on the surfaces with concavities in compressible fluid flow. *Proceedings of 14th International Heat Transfer Conference, IHTC 14-22585*. V. 2.

2010. P. 597-601. doi.org/10.1115/ihtc14-22585

14. Zditovets A.G., Titov A.A. The influence of heat insulated rod surface shape in the supersonic flow on the temperature recovery factor. *Izvestiya RAN. Energetica*. 2007. No. 2. P. 111-117. (In Russ.)

15. Popovich S.S. Experimental research of a falling shock wave influence on the adiabatic wall temperature of a supersonic air flow around plane surface. *Thermal Processes in Engineering*. 2014. V. 6, no. 3. P. 98-104. (In Russ.)

16. Popovich S.S., Egorov K.S., Vinogradov U.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. doi.org/10.1615/ihtc15.fcv.008962

17. Ivanov I., Kryukov I., Shustov S. Numerical investigation of gas dynamics in nozzles of small-dimensioned gas generators and flowing out jets. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 1(43). P. 112-122. (In Russ.)

18. 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. *Journal of the Aeronautical Sciences*. 1954. V. 21, № 11. P. 763-771. doi.org/10.2514/8.3200

19. 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.

#### About the authors

**Popovich Sergey Stanislavovich**, Research Fellow of the Laboratory of Hypersonic Aerodynamics, Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University, Russian Federation. E-mail: [ps1@mail.ru](mailto:ps1@mail.ru). Area of Research: thermodynamics of supersonic gas flows, machineless energy separation.

**Vinogradov Yurii Alekseevich**, Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Leading Researcher of the Laboratory of Hypersonic Aerodynamics, Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University, Russian Federation. E-mail:

[vinograd@imec.msu.ru](mailto:vinograd@imec.msu.ru). Area of Research: aeromechanics and gas dynamics, machineless energy separation, interaction of shock waves and boundary layer.

**Strongin Mark Moiseevich**, Senior Researcher of the Laboratory of Hypersonic Aerodynamics, Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University, Russian Federation. E-mail: [strongin@imec.msu.ru](mailto:strongin@imec.msu.ru). Area of Research: aeromechanics and gas dynamics, machineless energy separation, automation of experimental research.