

УДК 533.6.011.72

**Экспериментальное исследование
коэффициента восстановления температуры и
интенсификации теплоотдачи при течении на
плоской стенке за ребром сверхзвукового
потока сжимаемого газа**

Виноградов Ю. А.¹, Попович С. С.^{1,*},
Стронгин М. М.¹

^{*}pss1@mail.ru

¹НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова,
Москва, Россия

Представлено описание методики одновременного определения коэффициента восстановления температуры и коэффициента теплоотдачи в ходе экспериментального исследования течения сверхзвукового потока воздуха на плоской стенке за ребром, расположенным перпендикулярно направлению потока. Исследование проводилось для числа Маха набегающего потока 2,25 и турбулентного режима течения – критерий Рейнольдса по длине динамического пограничного слоя составлял $2 \cdot 10^7$ на входе в рабочий участок. Высота ребра варьировалась от 2 до 8 мм при толщине динамического пограничного слоя около 6 мм. Представлены графики зависимости от времени давления и температуры торможения, температуры стенки, статического давления, адиабатной температуры стенки, теплового потока и числа Стентона. Экспериментально определены значения коэффициентов восстановления температуры и интенсификации теплоотдачи на плоской стенке при течении за ребром и выполнено их сравнение в сравнении с режимом безотрывного обтекания гладкой стенки. На основе полученных результатов сделан вывод о положительном влиянии установки ребер в сверхзвуковом канале на эффективность процесса газодинамической температурной стратификации. Исследования выполнены на экспериментальной базе НИИ механики МГУ.

Ключевые слова: сверхзвуковой поток, отрывное течение, скачок уплотнения, адиабатная температура стенки, коэффициент восстановления температуры, коэффициент теплоотдачи, число Маха, безмашинное энергоразделение потоков, температурная стратификация, интенсификация теплоотдачи

Введение

Одной из важнейших задач при разработке высокоскоростных летательных аппаратов является точность переноса данных, полученных на аэродинамических трубах и при численном моделировании, на реальные условия полета. При увеличении скорости потока выше 0,4 Маха начинают проявляться эффекты сжимаемости воздуха. Одним из следст-

вий этого является изменение закономерностей протекания теплообмена между стенкой и газом [1]. За счет торможения потока возле стенки с большей скорости энергия потока преобразуется в большее количество теплоты, нежели при малых скоростях обтекания.

Интенсивность теплообмена оценивают по коэффициенту теплоотдачи α , который при учете эффекта сжимаемости газа определяется отношением теплового потока в стенку q_w к разности между температурой стенки T_w и температурой адиабатной стенки T_w^* :

$$\alpha = \frac{q_w}{T_w - T_w^*}. \quad (1)$$

При определении коэффициента теплоотдачи по соотношению (1) основной проблемой является нахождение температуры адиабатной стенки [2]. В практике инженерных и научных расчётов эта температура определяется через коэффициент восстановления температуры r , полную температуру в потоке T_0^* и число Маха M :

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

Коэффициент восстановления r показывает долю кинетической энергии потока, переходящей в тепло на стенке. При турбулентном режиме обтекания пластины воздухом наилучшее соответствие наблюдениям показала зависимость для коэффициента восстановления температуры в функции числа Прандтля [3]:

$$r_{турб} = \sqrt[3]{Pr}. \quad (3)$$

Многочисленные экспериментальные исследования, проведенные для воздуха [4], показали, что для развитого турбулентного режима течения в сверхзвуковом потоке на пластине величина r лежит в диапазоне $0,875 \div 0,890$. В литературе исследуется влияние на коэффициент восстановления температуры таких факторов, как число Прандтля рабочего тела [5-8], вдув/отсос пограничного слоя [9-13], форма и рельеф обтекаемой поверхности [14-17], воздействие скачков уплотнения [18-20] и отрывных течений [21-26]. Результаты исследований различных авторов показывают, что коэффициент восстановления может значительно отличаться от теоретической величины для пластины.

Чувствительность коэффициента теплоотдачи к изменению коэффициента восстановления температуры дополнительно усиливается невысокими значениями температуры потока при проведении исследований на большинстве аэродинамических труб. При обработке результатов термогазодинамических экспериментальных исследований различными авторами вместо величины T_w^* используется либо значение адиабатной температуры, рассчитанной через теоретическое значение коэффициента восстановления (когда исследуется безотрывное обтекание тел простой формы), либо температура торможения (когда исследуется обтекание, сопровождающееся отрывом) [27]. В первом случае неизменным предполагается коэффициент восстановления температуры r , во втором – адиабатная температура стенки вообще не входит в число определяющих тепловой поток параметров. В любом случае могут возникнуть существенные погрешности при последующем определении величины коэффициента теплоотдачи.

Актуальность исследования коэффициентов восстановления температуры и теплоотдачи обусловлено также поиском способов повышения эффекта газодинамической температурной стратификации [28, 29]. Принцип действия данного эффекта (рис. 1) заключается в отличии температуры адиабатной стенки, обтекаемой потоком сжимаемого газа, от температуры торможения потока за счет диссипативных процессов в пограничном слое.

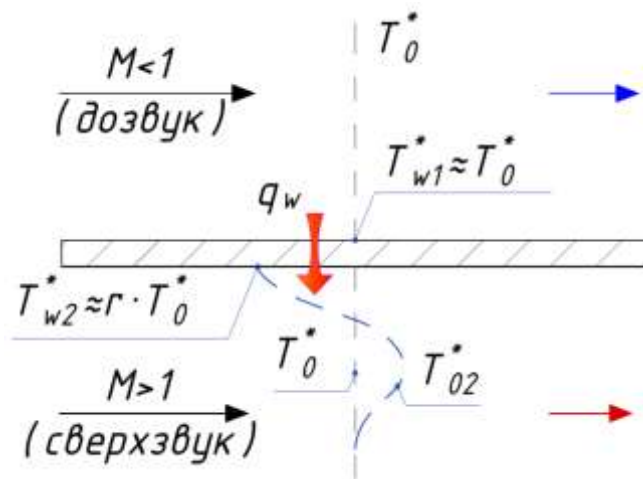


Рис. 1. Профили температуры торможения в пристенной области при до- и сверхзвуковом обтекании стенки потоком сжимаемого газа в устройстве газодинамической температурной стратификации

Реализация эффекта температурной стратификации предполагается в устройстве безмашинного энергоразделения, предложенном академиком Леонтьевым А.И. Разделив имеющийся газовый поток с повышенным давлением на две части, можно один из потоков разогнать до сверхзвуковой скорости в сопле Лавала (рис. 2), а другой дозвуковой высоконапорный поток направить с противоположной стороны от разделяющей потоки стенки. В результате взаимодействия через теплопроводную стенку на выходе из устройства энергоразделения получаем подогретый сверхзвуковой поток и охлажденный дозвуковой. Интенсивность охлаждения или нагрева можно регулировать за счет изменения расхода по соответствующему каналу устройства.

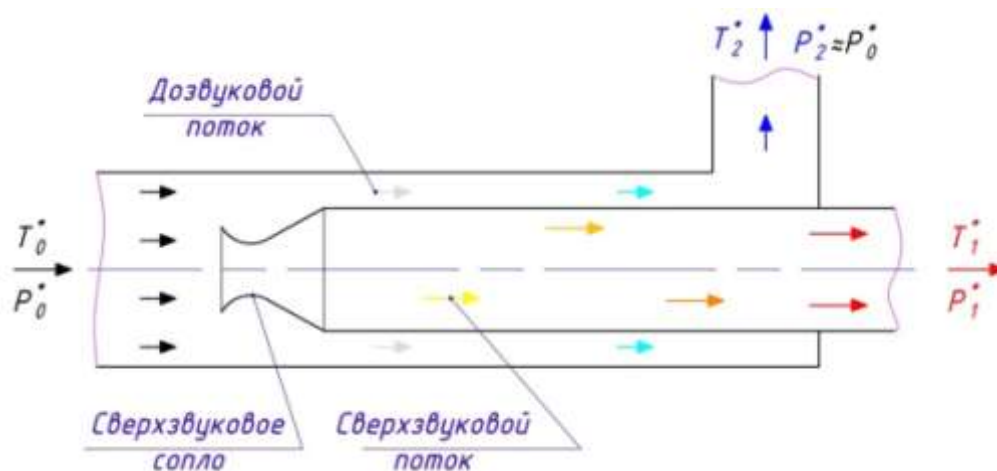


Рис. 2. Пример реализации устройства безмашинного энергоразделения потоков (труба Леонтьева)

Эффективность устройства безмашинного энергоразделения определяется прежде всего количеством теплоты, передаваемой через разделяющую потоки стенку [30-33]. Удельный тепловой поток, в свою очередь, зависит от коэффициента теплопередачи K , начальной температуры торможения потока T_0^* и адиабатной температуры стенки T_w^* , обтекаемой сверхзвуковым потоком. Коэффициент теплопередачи определяется теплоотдачей со стороны сверхзвукового α_1 и дозвукового потоков α_2 , а также термическим сопротивлением стенки (отношением толщины стенки δ_{cm} к коэффициенту теплопроводности материала стенки λ_{cm}):

$$q = K(T_0^* - T_w^*) = \frac{1}{1/\alpha_1 + \delta_{cm}/\lambda_{cm} + 1/\alpha_2} T_0^* (1 - r). \quad (4)$$

Как следует из (4), эффективность энергоразделения существенным образом зависит от коэффициентов восстановления температуры r и теплоотдачи α . Причем режим максимальной эффективности энергоразделения соответствует минимальному значению r и максимальному значению α . Для повышения количества передаваемого тепла в устройстве необходимо уменьшить коэффициент восстановления, например, путем формирования поверхностей особой формы с пониженной адиабатной температурой стенки [14, 22]. Теоретические расчеты [34, 35] также показывают перспективность существенного повышения эффективности энергоразделения за счет использования рабочих тел с низким числом Прандтля. Примерами таких рабочих тел являются смеси легких и тяжелых 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. Интенсификация теплоотдачи в сверхзвуковых потоках пока не является объектом пристального внимания исследователей, в отличие от дозвуковых потоков [36]. Объясняется это тем фактом, что любое внесение конструктивных изменений в сверхзвуковой канал с целью интенсификации теплоотдачи сопровождается образованием ударных волн и локальных отрывных зон. Однако, в области отрыва турбулентного пограничного слоя наблюдается значительное увеличение теплового потока через стенку [3, 27]. Этот эффект может способствовать интенсификации теплообмена в устройстве энергоразделения. При этом необходимо также учитывать влияние локального отрыва пограничного слоя в канале на изменение коэффициента восстановления температуры, который наряду с коэффициентом теплоотдачи, в конечном итоге определяет эффективность устройства. Сопутствующие потери полного давления в канале из-за образующейся системы ударных волн нивелируется необходимостью практического получения на выходе из устройства энергоразделения подогретого газа с одновременным редуцированием его давления [37-39].

Целью данной работы является отработка методики экспериментального определения параметров теплообмена на стенке, обтекаемой сверхзвуковым потоком сжимаемого газа. Задача обусловлена исследованием методов интенсификации теплообмена и спосо-

бам повышения эффективности устройства безмашинного энергоразделения газовых потоков.

1. Описание экспериментального стенда

Экспериментальные исследования проводились на сверхзвуковой аэродинамической установке непрерывного действия в НИИ механики МГУ (рис. 3). Давление торможения в ресивере P_0^* составляло до 7 атм, температура торможения менялась в диапазоне $T_0^*=278\div 298\text{K}$. Максимальный расход воздуха через установку составлял до 5 кг/с.

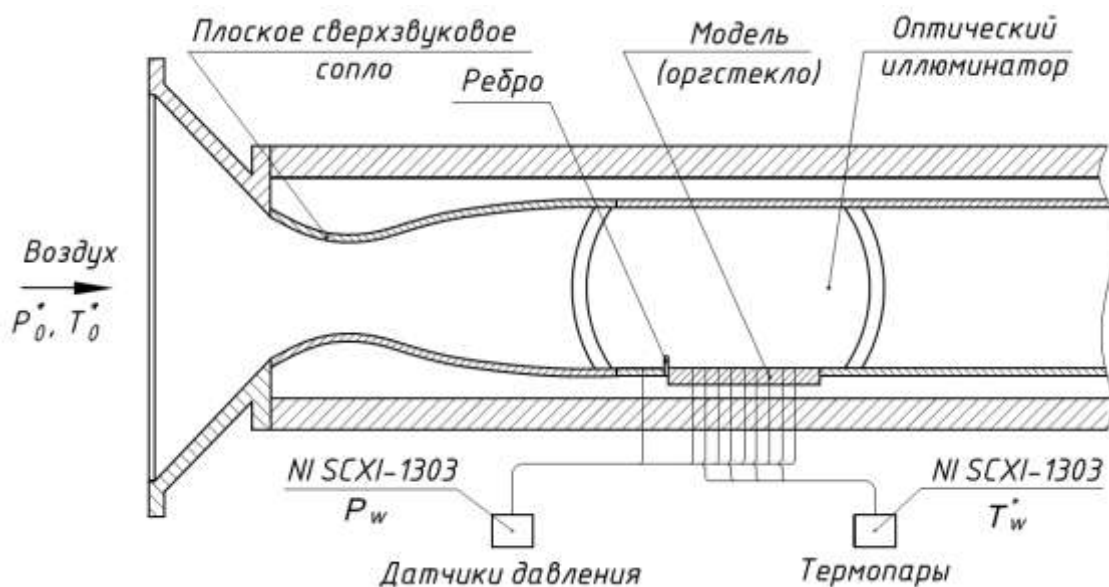


Рис. 3. Схема проведения эксперимента: T_0^* – полная температура набегающего потока; P_0^* – полное давление в форкамере; P_w – статическое давление на стенке; T_w^* – температура адиабатной стенки

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). Таким образом, была возможность наблюдать картину течения и возникающие системы косых скачков уплотнения в канале при обтекании преграды в виде ребра.

Экспериментальная модель представляет собой пластину из оргстекла, материала с низким коэффициентом теплопроводности $\lambda = 0.19 \text{ Вт/(м·К)}$. 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 $L=200$ мм. На нижней стенке рабочей части трубы перед моделью устанавливалась преграда – металлическое ребро под углом 90° к потоку. Высота преграды варьировалась от 2 до 8 мм. Толщина пограничного слоя на срезе сопла составляла около 6 мм. Критерий Рейнольдса рас-

считывался по длине динамического пограничного слоя (расстоянию от горла сопла) и составлял на срезе сопла не менее $Re_x \geq 2 \cdot 10^7$, что свидетельствует о турбулентном режиме течения.

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. На поверхности модели были также запрессованы 6 термопар для регистрации значения и скорости изменения температуры стенки модели. Холодные спаи термопар помещались в сосуд Дьюара, температура в котором поддерживалась на уровне 0°C и контролировалась с помощью лабораторного электронного термометра ЛТ-300. 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.

2. Описание методики проведения исследования

Методика проведения исследования заключалась в регистрации изменения параметров на стенке модели от момента запуска аэродинамической трубы в течение 90 секунд с частотой 1 Гц [40, 41]. Скорость охлаждения пластины отслеживалась с помощью запрессованных на поверхности модели термопар. Полученные данные позволили восстановить тепловой поток на стенке с помощью интегрирования производной температуры стенки по времени:

$$q = \frac{\sqrt{\rho_{\text{мат}} \lambda_{\text{мат}} C_{p_мат}}}{\sqrt{\pi}} \int_0^t \frac{dT_w(\tau)}{(t-\tau)^{1/2}} d\tau. \quad (5)$$

Выражение (5) справедливо в рамках одномерного уравнения теплопроводности в полубесконечном теле при изменяющемся тепловом потоке на стенке [42]. В процессе проведения эксперимента достижение адиабатной температуры стенки было практически затруднено. Для этого необходимо проведение длительного эксперимента. При этом задача усложняется еще и уменьшением температуры торможения потока в трубе со временем из-за снижения полного давления в ресивере и невозможности подогрева потока. Поэтому значение адиабатной температуры стенки определялось с помощью экстраполирования линейной аппроксимации графика функции безразмерного теплового потока Ω (6) от отношения температуры стенки к температуре торможения (T_w/T_0^*) . На пересечении с осью абсцисс достигается режим нулевого значения теплового потока, что и соответствует значению адиабатной температуры стенки.

$$\Omega = \frac{q}{\rho_0 w_0 C_p T_0^*} . \quad (6)$$

При этом угол наклона полученного линейного графика позволяет оценить безразмерный коэффициент теплоотдачи St :

$$St = \frac{\alpha}{\rho_0 w_0 C_p} . \quad (7)$$

Если выразить функцию Ω через число Стентона и отношение температур T_w/T_0^* , то с учетом (1) и (7) можно записать:

$$\Omega = \frac{T_w^*}{T_0^*} St - St \frac{T_w}{T_0^*} . \quad (8)$$

Погрешность в определении температуры торможения потока и температуры стенки определяется погрешностью хромель-алюмелевой термопары, величина которой составляет $\pm 1^\circ\text{C}$. Погрешность в определении числа Маха потока составила $\pm 0,035$ (абс.). Погрешность определения коэффициента восстановления температуры около 3%. Погрешность определения коэффициента теплоотдачи по данной методике оценивается в $\pm 4,5\%$.

3. Результаты экспериментального исследования

Точность показаний измерительной системы экспериментального стенда была неоднократно проверена на ряде исследований, проводимых в НИИ механики МГУ [43-45]. Так, например, в данном исследовании коэффициент восстановления температуры определялся как при течении сверхзвукового потока за ребром, так и для гладкой стенки без вносимых возмущений в поток. В последнем случае найденное значение коэффициента восстановления (рис. 9) соответствует результатам многочисленных ранее проведенных исследований различных авторов [3, 4]. Число Маха, определяемое в данном исследовании по показаниям датчиков давления, дополнительно контролировалось с помощью теневой фотографии по углу наклона характеристик и скачков уплотнения малой интенсивности (рис. 4).

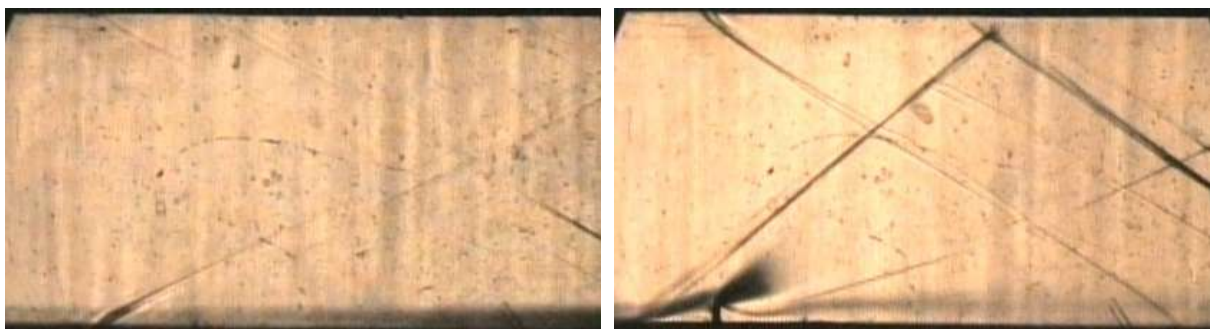


Рис. 4. Теневые фотографии, полученные с помощью прибора Теплера ИАБ-451, для течения на гладкой стенке (слева) и при установке перед моделью ребра высотой 6 мм (справа) при числе Маха набегающего потока 2.25

На рис. 5 представлен график изменения давления торможения и статического давления на боковой стенке перед моделью в процессе запуска аэродинамической трубы. После открытия задвижки запуск происходит в течение около 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 – около 2.25. Все исследования в данной работе проводились при одинаковом числе Маха на срезе сопла.

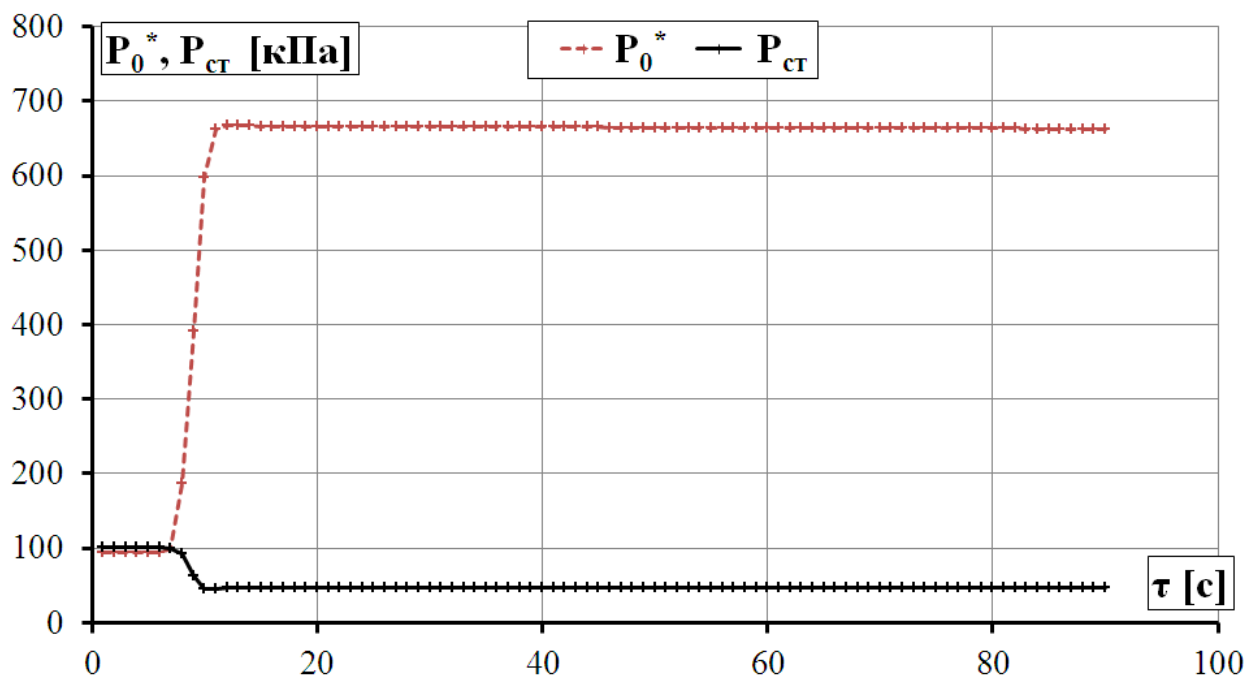


Рис. 5. График изменения полного давления в форкамере и статического давления на стенке канала в процессе запуска и проведения эксперимента на аэродинамической трубе

На рис. 6 представлен график изменения температуры торможения и температуры стенки в процессе запуска аэродинамической трубы. Как видно, температура торможения в потоке устанавливается медленнее, чем давление (рис. 5), 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.

По темпу охлаждения модели с помощью интегрирования выражения (5) удастся построить график изменения теплового потока (рис. 7) за время запуска и проведения эксперимента. 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.

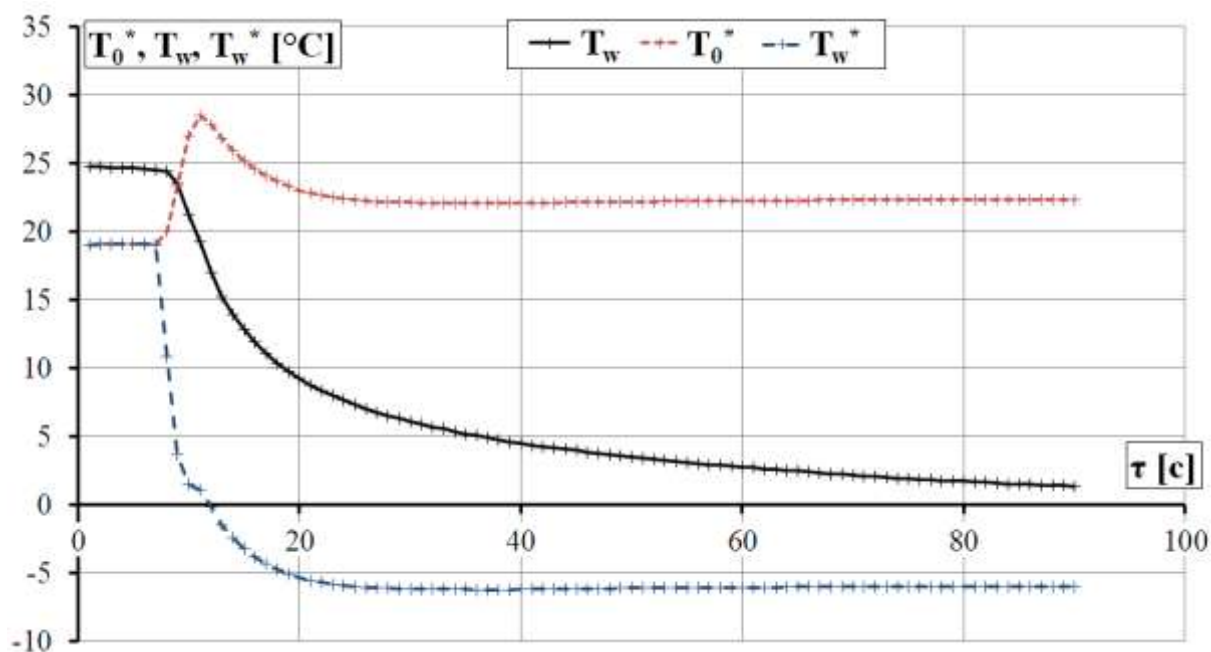


Рис. 6. График изменения температуры торможения в форкамере, температуры стенки канала (по показаниям термопары) и адиабатной температуры стенки в процессе запуска и проведения эксперимента на аэродинамической трубе

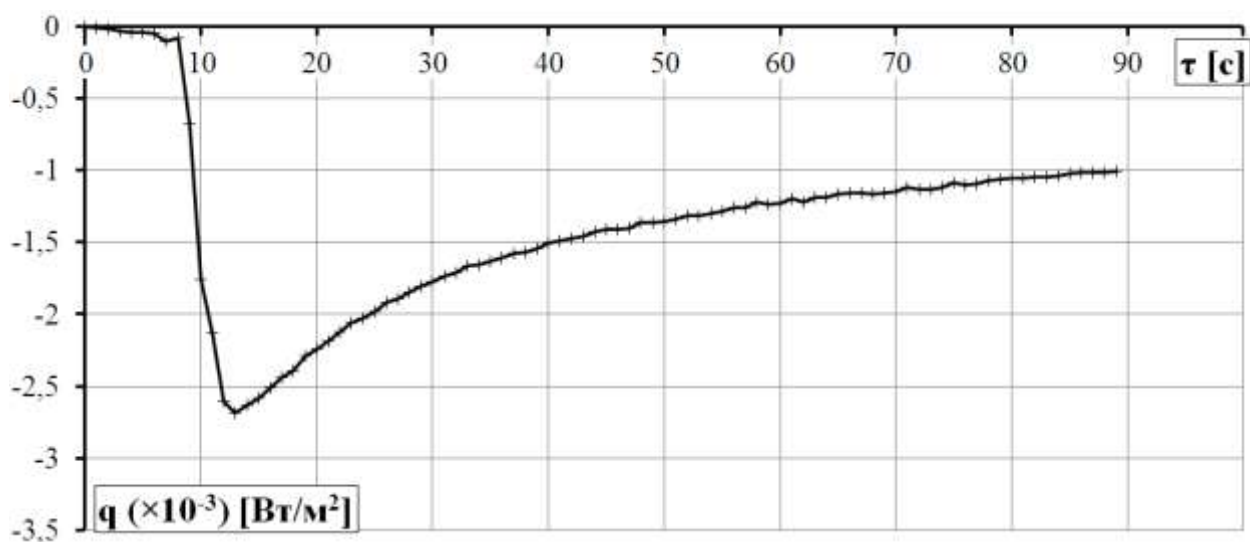


Рис. 7. График изменения теплового потока на стенке модели в процессе запуска и проведения эксперимента на аэродинамической трубе

На рис. 8 представлен график зависимости безразмерного по соотношению (6) теплового потока от отношения температуры стенки к температуре торможения. Из выражения (8) следует, что график должен быть линейным, причем угол наклона аппроксимирующей прямой соответствует безразмерному коэффициенту теплоотдачи — числу Стентона. Как видно из рис. 9, коэффициент теплоотдачи в процессе эксперимента остается практически постоянным. В точке пересечения построенного на рис. 8 графика с осью

абсцисс достигается режим нулевого теплового потока, и температура стенки становится равной температуре адиабатически заторможенного газа в пристенной области. Подставив найденное значение отношения температур в выражение (2), можно найти коэффициент восстановления температуры.

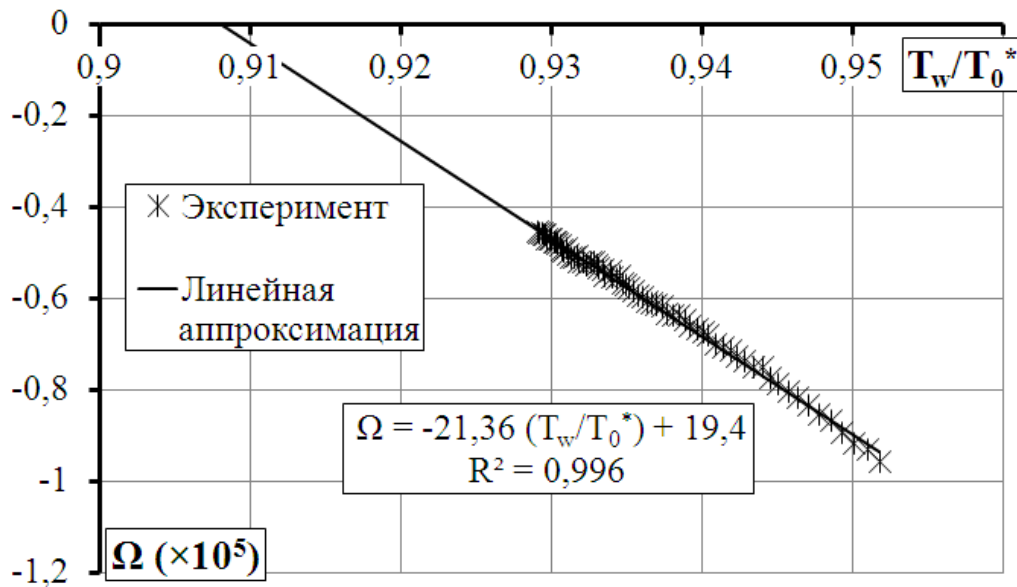


Рис. 8. Методика определения коэффициента восстановления температуры (по пересечению линейной аппроксимации графика безразмерного теплового потока с осью абсцисс) и безразмерного коэффициента теплоотдачи (по углу наклона графика)

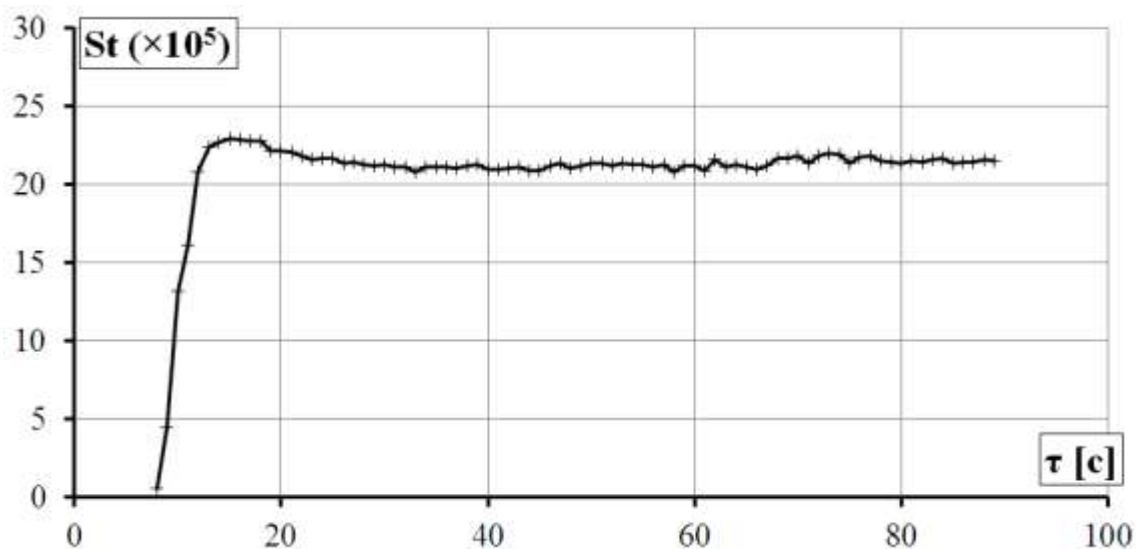


Рис. 9. График изменения безразмерного коэффициента теплоотдачи – числа Стентона (расчет) – в процессе проведения эксперимента на аэродинамической трубе

Изменение коэффициента восстановления температуры в зависимости от высоты ребра представлено на рис. 10. Зафиксировано уменьшение коэффициента восстановления

на величину от 3,6% при высоте ребра 2 мм до 7,7% при высоте ребра 8 мм. При этом по мере удаления от преграды коэффициент восстановления температуры тем меньше, чем выше высота ребра. Данный эффект качественно соответствует результатам ранее проведенных работ авторов по другой методике определения коэффициента восстановления на квазистационарном режиме [25, 43]. Похожий эффект уменьшения коэффициента восстановления в области отрыва пограничного слоя также был отмечен в ряде работ при исследовании отрывного сверхзвукового течения на цилиндре и конусе [21, 22].

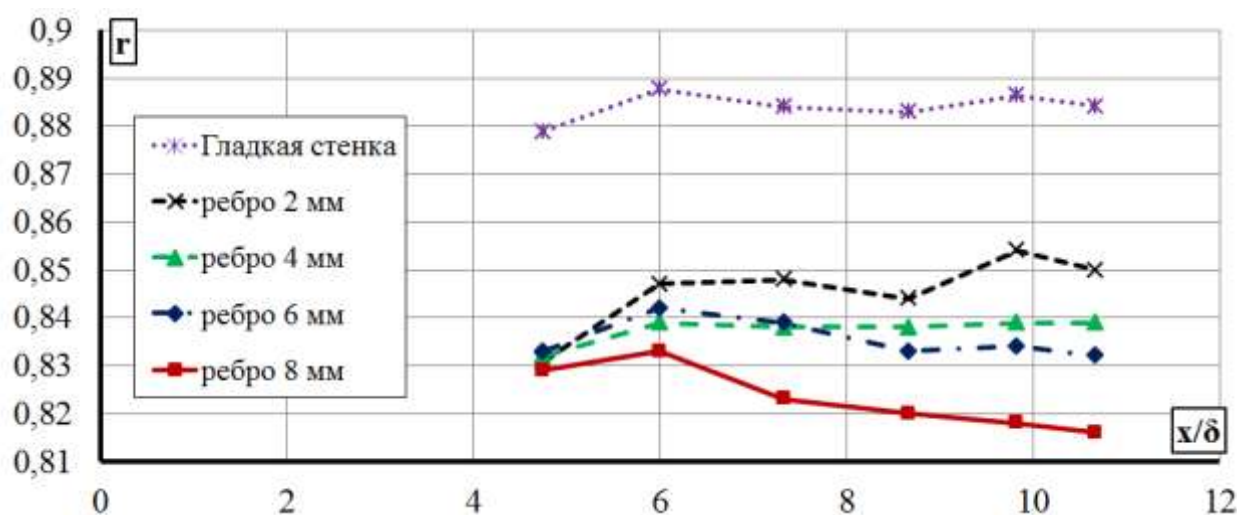


Рис. 10. График изменения коэффициента восстановления температуры в зависимости от безразмерной длины модели (отношение координаты от начала модели на срезе сопла к толщине пограничного слоя в этом же сечении – 6 мм) для безотрывного обтекания гладкой стенки ($Re_x=2.56 \cdot 10^7$) и при течениях на плоской стенке за ребром при высотах ребра 2 мм ($Re_x=2.8 \cdot 10^7$), 4 мм ($Re_x=2.7 \cdot 10^7$), 6 мм ($Re_x=2.3 \cdot 10^7$) и 8 мм ($Re_x=2.85 \cdot 10^7$) при одинаковом числе Маха набегающего потока 2.25

Коэффициент теплоотдачи, рассчитанный через полученное по изложенной методике число Стентона, при течениях на плоской стенке за ребром оказался выше, чем для безотрывного обтекания гладкой стенки, на величину до 33% (рис. 11). Эффекты уменьшения коэффициента восстановления температуры (рис. 10) вместе с зафиксированной интенсификацией теплоотдачи (рис. 11) при сверхзвуковой скорости обтекания стенки могут быть использованы для повышения эффекта газодинамической температурной стратификации. Как следует из выражения (4), оба этих эффекта способствуют увеличению количества передаваемого тепла в устройстве безмашинного энергоразделения. Однако, как отмечается в работе [39], уменьшение скорости потока вследствие установки ребер в сверхзвуковом канале может уменьшить эффект температурной стратификации из-за повышения температуры адиабатной стенки при замедлении потока. Поэтому задача повышения эффекта температурной стратификации с помощью оребрения сверхзвукового канала является оптимизационной и требует соответствующего подбора режимных и конструктивных параметров установки.

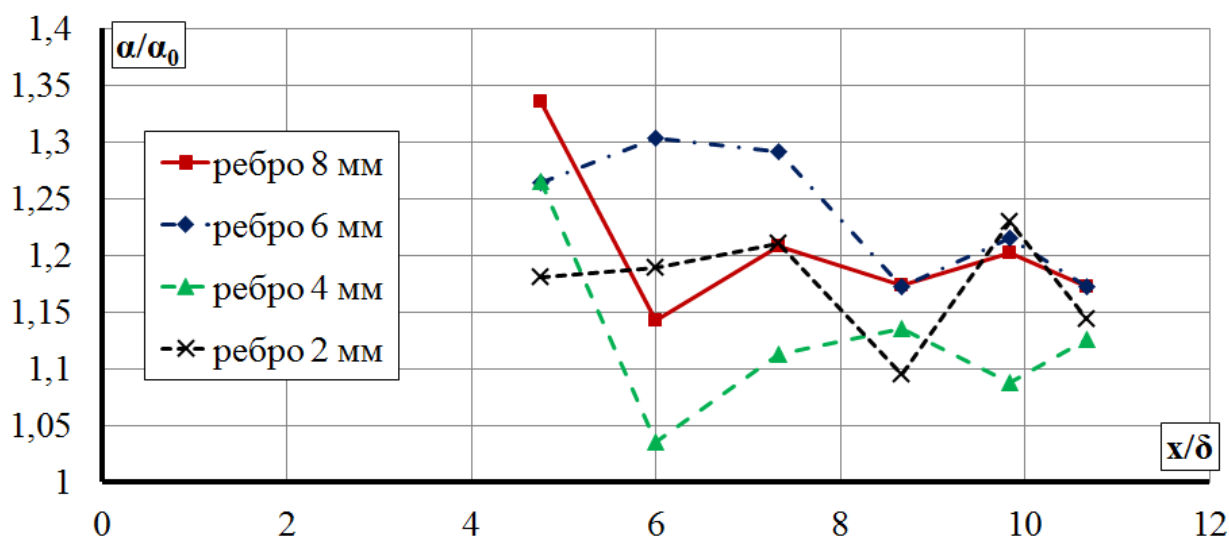


Рис. 11. График изменения интенсификации теплоотдачи (отношение коэффициента теплоотдачи при течениях за ребром к значениям на гладкой стенке) в зависимости от безразмерной длины модели (отношение координаты от начала модели на срезе сопла к толщине пограничного слоя в этом же сечении – 6 мм) при течениях на плоской стенке за ребром при высотах ребра 2 мм ($Re_x=2.8 \cdot 10^7$), 4 мм ($Re_x=2.7 \cdot 10^7$), 6 мм ($Re_x=2.3 \cdot 10^7$) и 8 мм ($Re_x=2.85 \cdot 10^7$) при одинаковом числе Маха набегающего потока 2.25

Заключение

Представлены результаты экспериментального исследования влияния установки ребра перпендикулярно направлению потока на параметры теплообмена при обтекании плоской стенки сверхзвуковым потоком сжимаемого газа. Определение коэффициентов восстановления температуры и теплоотдачи производилось одновременно в одном эксперименте по методике регистрации температуры стенки и параметров газодинамики в процессе запуска и работы аэродинамической установки. Зафиксировано уменьшение коэффициента восстановления температуры при течениях на плоской стенке за ребром на величину от 3,6% при высоте ребра 2 мм до 7,7% при высоте ребра 8 мм в сравнении с безотрывным обтеканием гладкой стенки. Коэффициент теплоотдачи возрастает на величину до 33% для оребренной стенки в сравнении с гладкой. В результате исследования сделано предположение, что ребра в сверхзвуковом канале могут способствовать повышению эффекта газодинамической температурной стратификации в устройстве безмашинного энергоразделения потоков.

Работа выполняется за счет гранта Российского научного фонда (проект №14-19-00699).

Список литературы

1. Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. 2-е изд. М.: Энергоатомиздат, 1985. 320 с. [Kutateladze S.S., Leontiev A.I. Heat transfer, mass transfer and friction in turbulent boundary layers. N.Y.: Hemisphere Publ. Corp., 1990. 302 p.]

2. Hayes J.R., Neumann R.D. Introduction to the aerodynamic heating analysis of supersonic missiles // Tactical Missile Aerodynamics: Prediction methodology. Wash.: AIAA, 1992. Pp. 63-110.
3. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя: Пер. с англ. М.: Наука, 1974. 711 с. [Schlichting H. Boundary-layer theory. 6th ed. N.Y.: McGraw Hill Publ., 1968. 747 p.].
4. Бурцев С.А. Анализ влияния различных факторов на значение коэффициента восстановления температуры на поверхности тел при обтекании потоком воздуха. Обзор // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2004. № 11. С.1-28. DOI: [10.7463/1104.0551021](https://doi.org/10.7463/1104.0551021)
5. Здитовец А.Г. Изучение влияния формы поверхности и критерия Прандтля на температуру теплоизолированного тела, обтекаемого сверхзвуковым потоком газа: дис. ... канд. техн. наук. М., 2005. 108 с.
6. Вигдорович И.И., Леонтьев А.И. Энергоразделение газов с малыми и большими числами Прандтля // Известия РАН. Сер.: Механика жидкости и газа. 2013. № 6. С. 117-134.
7. Бурцев С.А., Кочуров Д.С., Щеголев Н.Л. Исследование влияния доли гелия на значение критерия Прандтля газовых смесей // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2014. № 5. С. 314-329. DOI: [10.7463/0514.0710811](https://doi.org/10.7463/0514.0710811)
8. Егоров К.С., Рогожинский К.С. Численное моделирование влияния числа Прандтля газа и схемы течения на эффективность работы устройства безмашинного энергоразделения // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. №10. С. 21-35. DOI: [10.7463/1015.0814490](https://doi.org/10.7463/1015.0814490)
9. Макаров М.С. Газодинамическая температурная стратификация в сверхзвуковых потоках: дис. ... канд. физ.-мат. наук. Новосиб., 2007. 154 с.
10. 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. 2010. Т. 1. № 1. С. 7-9.
11. Леонтьев А.И., Лущик В.Г., Макарова М.С. Температурная стратификация при отсосе пограничного слоя из сверхзвукового потока // Теплофизика высоких температур. 2012. Т. 50. № 6. С. 793-798.
12. Виноградов Ю.А., Здитовец А.Г., Стронгин М.М. Экспериментальное исследование температурной стратификации воздушного потока, протекающего через сверхзвуковой канал, с центральным телом в виде пористой проницаемой трубки // Известия РАН. Сер.: Механика жидкости и газа. 2013. № 5. С. 134-145.
13. Zditovets A.G., Leontiev A.I., Vinogradov Yu.A., Strongin M.M., Titov A.A. Film cooling efficiency in the supersonic flow with foreign gas injection // 14th Intern. Heat Transfer Conf.: IHTC14: Proceedings. Wash.: ASME, 2010. Vol. 1. P. 177-181. DOI: [10.115/IHTC14-22580](https://doi.org/10.115/IHTC14-22580)
14. Здитовец А.Г., Титов А.А. Влияние формы поверхности теплоизолированного стержня, омываемого сверхзвуковым потоком, на коэффициент восстановления

температуры // Известия РАН. Сер.: Энергетика. 2007. № 2. С. 111-117. Режим доступа: http://istina.msu.ru/media/publications/article/401/bd9/7485545/2007_Izvestiya_AN_Energetika_-_Sterzhni.pdf (дата обращения 01.02.2016).

15. Titov A.A., Leontiev A.I., Vinogradov Yu.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 // 14th Intern. Heat Transfer Conf.: IHTC14: Proceedings. Wash.: ASME, 2010. Vol. 2. Pp. 597-601. DOI: [10.1115/IHTC14-22585](https://doi.org/10.1115/IHTC14-22585)
16. Бурцев С.А., Васильев В.К., Виноградов Ю.А., Киселев Н.А., Титов А.А. Экспериментальное исследование характеристик поверхностей, покрытых регулярным рельефом // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2013. № 1. С. 263-290. DOI: [10.7463/0113.0532996](https://doi.org/10.7463/0113.0532996)
17. Бурцев С.А., Виноградов Ю.А., Киселев Н.А., Стронгин М.М. Экспериментальное исследование теплогидравлических характеристик поверхностей с коридорным расположением лунок // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2015. № 5. С. 348-369. DOI: [10.7463/0515.0776160](https://doi.org/10.7463/0515.0776160)
18. Lee Y., Settles G.S., Horstman C.C. Heat transfer measurements and computations of swept-shock-wave/boundary-layer interactions // AIAA Journal. 1994. Vol. 32. No. 4. Pp. 726-734. DOI: [10.2514/3.12045](https://doi.org/10.2514/3.12045)
19. 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.
20. Попович С.С., Виноградов Ю.А., Стронгин М.М. Экспериментальное исследование влияния отрывного сверхзвукового течения на температуру теплоизолированной стенки // 6-я Росс. нац. конф. по теплообмену: РНКТ-6. Труды. М.: Изд-во МЭИ, 2014. С. 262-265.
21. Brinich P.F. Recovery temperatures and heat transfer near two-dimensional roughness elements at Mach 3.1. Wash.: NASA, 1958. 21 p.
22. Garland B.J., Hall J.R. Measurements of aerodynamic heat transfer in turbulent separated regions at a Mach number of 1.8. Wash.: NASA, 1958. 18 p.
23. Носатов В.В., Семенёв П.А. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвукового турбулентного отрывного течения и локальной теплоотдачи в плоском канале с внезапным расширением // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2013. № 9. С. 551-566. DOI: [10.7463/0913.0605814](https://doi.org/10.7463/0913.0605814)
24. Носатов В.В., Семенёв П.А. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвукового турбулентного отрывного течения с внезапным расширением // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки. 2014. № 1. С. 66-77.
25. Попович С.С., Виноградов Ю.А., Стронгин М.М. Экспериментальное исследование возможности интенсификации теплообмена в устройстве безмашинного энергоразделения потоков // Вестник Самарского гос. аэрокосмического ун-та им. акад.

С.П.Королева. 2015. Т. 14. №. 2. С. 159-169. DOI: [10.18287/2412-7329-2015-14-2-159-169](https://doi.org/10.18287/2412-7329-2015-14-2-159-169)

26. Попович С.С., Виноградов Ю.А., Стронгин М.М. Экспериментальное исследование возможностей интенсификации теплообмена в устройстве газодинамической температурной стратификации // XI Всерос. съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики: сб. докл. Казань: Изд-во Казан.ун-та, 2015. С. 3089-3091.
27. Боровой В.Я. Течение газа и теплообмен в зонах взаимодействия ударных волн с пограничным слоем. М.: Машиностроение, 1983. 141 с.
28. 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: [10.7868/S0040364413060069](https://doi.org/10.7868/S0040364413060069)
29. Здитовец А.Г., Виноградов Ю.А., Стронгин М.М. Экспериментальное исследование безмашинного энергоразделения воздушных потоков в трубе Леонтьева // Тепловые процессы в технике. 2015. № 9. С. 397-404.
30. 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.
31. Бурцев С.А. Исследование путей повышения эффективности газодинамического энергоразделения // Теплофизика высоких температур. 2014. Т. 52, вып. 1. С. 14-21. DOI: [10.7868/S0040364414010062](https://doi.org/10.7868/S0040364414010062)
32. Волчков Э.П., Макаров М.С. Газодинамическая температурная стратификация в сверхзвуковом потоке // Известия РАН. Сер.: Энергетика. 2006. № 2. С. 19-31.
33. Цынаева А.А., Никитин М.Н., Цынаева Е.А. Интенсификация температурной стратификации // Тепловые процессы в технике. 2015. № 11. С. 505-509.
34. Бурцев С.А. Методика расчета устройств газодинамической температурной стратификации при течении реального газа // Тепловые процессы в технике. 2013. № 9. С. 386-390.
35. Вигдорович И.И., Леонтьев А.И. К теории энергоразделения потока сжимаемого газа // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2010. № 3. С. 103-109.
36. Ligrani, P.M., Oliveira, M.M., Blaskovich, T. Comparison of heat transfer augmentation techniques // AIAA Journal. 2003. Vol. 41. Iss. 3. Pp. 337-362. DOI: [10.2514/2.1964](https://doi.org/10.2514/2.1964)
37. Бурцев С.А. Исследование устройства температурной стратификации при работе на природном газе // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2004. № 9. С.1-21. DOI: [10.7463/0904.0516097](https://doi.org/10.7463/0904.0516097)
38. Бурцев С.А. Исследование работы устройства температурной стратификации на воде и природном газе // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2005. № 5. С.1-17. DOI: [10.7463/0505.0529473](https://doi.org/10.7463/0505.0529473)

39. Попович С.С. Экспериментальное исследование влияния ударных волн на эффект безмашинного энергоразделения газовых потоков // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2016. № 3. С. 64-80. DOI: [10.7463/0316.0835444](https://doi.org/10.7463/0316.0835444)
40. Mee D.J., Chiu H.S., Ireland P.T. Techniques for detailed heat transfer measurements in cold supersonic blowdown tunnels using thermochromic liquid crystals // Intern. J. of Heat and Mass Transfer. 2002. Vol. 45. Iss.16. Pp. 3287-3297. DOI: [10.1016/S0017-9310\(02\)00050-9](https://doi.org/10.1016/S0017-9310(02)00050-9)
41. Schulein E. Skin-friction and heat flux measurements in shock/boundary layer interaction flows // AIAA Journal. 2006. Vol. 44. No. 8. P. 1732-1741. DOI: [10.2514/1.15110](https://doi.org/10.2514/1.15110)
42. Schultz D.L., Jones T.V. Heat-transfer measurements in short-duration hypersonic facilities. [P.]: NATO, 1973. 149 p.
43. Popovich S.S., Egorov K.S., Vinogradov U.A. Experimental research of adiabatic wall temperature influenced by separated supersonic flow // 15th Intern. Heat Transfer Conf. IHTC-15: Proceedings. Redding: Begell House Inc., 2014. Pp. 8962-1-8962-11. DOI: [10.1615/ihtc15.fcv.008962](https://doi.org/10.1615/ihtc15.fcv.008962)
44. Popovich S.S., Strongin M.M., Vinogradov Yu.A., Zditovets A.G. Experimental research of heat transfer augmentation technique in gas dynamic energy separation process // 8th Intern. Symp. on Turbulence, Heat and Mass Transfer: Proceedings. Sarajevo: Begell House Inc., 2015. Pp. E139.1-E139.11.
45. Leontiev A.I., Dilevskaya E.V., Vinogradov Yu.A., Yermolaev I.K., Strongin M.M., Bednov S.M., Golikov A.N. Effect of vortex flows at surface with hollow-type relief on heat transfer coefficients and equilibrium temperature in supersonic flow // Experimental Thermal and Fluid Science. 2002. Vol. 26. Iss. 5. Pp. 487-497. DOI: [10.1016/S0894-1777\(02\)00157-7](https://doi.org/10.1016/S0894-1777(02)00157-7)

Experimentally Studied Recovery Factor and Heat Transfer Augmentation with Supersonic Flow on a Flat Wall Behind the Edge

Yu.A. Vinogradov¹, S.S. Popovich^{1,*},
M.M. Strongin¹

[*pss1@mail.ru](mailto:pss1@mail.ru)

¹Institute of Mechanics of Lomonosov Moscow State University,
Moscow, Russia

Keywords: energy separation, shock wave, heat transfer coefficient, temperature recovery factor, adiabatic wall temperature, heat transfer augmentation, Mach number

The paper presents a technique to determine simultaneously a temperature recovery factor and a heat transfer coefficient for supersonic compressible gas flow in one experiment. Importance of higher accuracy for experimental or numerical data extrapolation to flight conditions explains its urgency. One of the problems, today, is to take into account a changing temperature recovery factor when investigating the heat transfer augmentation methods. When considering the complex flows coming with the shock waves and boundary layer separation, evaluation of heat transfer coefficient involves high inaccuracy because of a lack of the appropriate technique to define a recovery factor. Practical urgency of the paper is also associated with research of methods for increasing efficiency of the energy separation device (Leontiev tube). The described technique is used to study supersonic airflow on a flat surface at the back of the edge placed perpendicularly to the flow direction.

Research was carried out for the free stream Mach number of 2.25 and turbulent flow regime – Reynolds number based on distance from the nozzle throat was $2 \cdot 10^7$ for the nozzle exit section. The edge height was varied within 2 - 8 mm while a boundary layer thickness at the nozzle exit section was about 6 mm. To conduct research activities were used thermocouples, total and static pressure probes, and cutting-edge National Instruments automation equipment. The error of determined temperature recovery factor and heat transfer coefficient was 3% and 4.5%, respectively.

The paper presents measured parameters varying when starting the wind tunnel such as stagnation pressure and temperature, wall temperature and static pressure. Among calculated time dependent parameters presented there are adiabatic wall temperature, heat flux rate and Stanton number. The paper shows that the temperature recovery factor, when flowing on a flat wall behind the edge, is decreased from 3.6% for 2 mm edge height to 7.7% for 8 mm edge height in comparison with the flow around flat surface without any disturbances.

Heat transfer augmentation rate is up to 33% for the flow along the ribbed wall.

Results obtained allow us to draw conclusion that ribs placed in a supersonic channel of the energy separation device have a positive impact on the efficiency of gas-dynamic temperature stratification process in Leontiev tube. The research has been conducted on the experimental facilities of the Institute of Mechanics of Lomonosov Moscow State University.

References

1. Kutateladze S.S., Leontiev A.I. *Teplomassoobmen i trenie v turbulentnom pograničnom sloye* [Heat mass transfer and friction in turbulent boundary layer]. Moscow: Energoatom Publ., 1985. 320 p. (In Russ.).
2. Hayes J.R., Neumann R.D. Introduction to the aerodynamic heating analysis of supersonic missiles. *Tactical Missile Aerodynamics: Prediction methodology*. Wash.: AIAA, 1992, pp. 63-110.
3. Schlichting H. *Teoriia pograničnogo sloya*. [Boundary layer theory]. Moscow: Nauka Publ., 1974. 711 p. (In Russ.).
4. Burtsev S.A. Analysis of influence of different factors on the value of the temperature recovery factor at object surfaces in case of an airflow. Review. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2004, no. 11, pp.1-28. DOI: [10.7463/1104.0551021](https://doi.org/10.7463/1104.0551021) (in Russ.)
5. Zditovets A.G. *Izuchenie vliianiya formy poverkhnosti i kriteriia Prandtlia na temperaturu teploizolirovannogo tela, obtekaemogo sverkhzvukovym potokom gaza*. Kand. diss. [Research of influence of surface form and Prandtl number on adiabatic wall temperature in supersonic gas flow. Cand. diss.]. Moscow, 2005. 108 p. (in Russ.).
6. Vigdorovich I.I., Leont'ev A.I. Energy separation of gases with low and high Prandtl numbers. *Izvestiia RAN. Mekhanika zhidkosti i gaza*. [Fluid Dynamics], 2013, vol. 48, iss. 6, pp. 811-826. DOI: [10.1134/S0015462813060124](https://doi.org/10.1134/S0015462813060124)
7. Burtsev S.A., Kochurov D.S., Schegolev N.L. Investigation of the helium proportion influence on the Prandtl number value of gas mixtures. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2014, no. 5, pp. 314-329. DOI: [10.7463/0514.0710811](https://doi.org/10.7463/0514.0710811) (in Russ.)
8. Egorov K.S., Rogozhinsky K.S. Numerically simulated impact of gas Prandtl number and flow model on efficiency of the machine-less energetic separation device. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2015, no. 10. P. 21-35. DOI: [10.7463/1015.0814490](https://doi.org/10.7463/1015.0814490) (in Russ.)
9. Makarov M.S. *Gazodinamicheskaya temperaturnaya stratifikatsiia v sverkhzvukovykh potokakh*. Kand. diss. [Gas-dynamic temperature stratification in supersonic flows. Cand. diss.]. Novosibirsk, 2007. 154 p. (in Russ.).
10. Vinogradov Yu.A., Egorov K.S., Popovich S.S., Strongin M.M. Heat mass transfer research on permeable wall in supersonic boundary layer. *Teplovyie protsessy v tekhnike*. [Thermal Processes in Engineering], 2010, vol.1, no. 1, pp. 7-9. (in Russ.).

11. Leont'ev A.I., Lushchik V.G., Makarova M.S. Temperature stratification under suction of the boundary layer from a supersonic flow. *High Temperature*, 2012, vol. 50, iss. 6, pp. 739-743. DOI: [10.1134/S0018151X12060065](https://doi.org/10.1134/S0018151X12060065)
12. Vinogradov Yu.A., Zditovets A.G., Strongin M.M. Experimental investigation of the temperature stratification of an air flow through a supersonic channel with a central body in the form of a porous permeable tube. *Izvestiia RAN. Mekhanika zhidkosti i gaza* [Fluid Dynamics], 2013, vol. 48, iss. 5, pp. 687-696. DOI: [10.1134/S0015462813050128](https://doi.org/10.1134/S0015462813050128)
13. Zditovets A.G., Leontiev A.I., Vinogradov U.A., Strongin M.M., Titov A.A. Film cooling efficiency in the supersonic flow with foreign gas injection. *14th Intern. Heat Transfer Conf.: IHTC-14: Proceedings*. Wash.: ASME, 2010. Vol. 1. P. 177-181. DOI: [10.1115/IHTC14-22580](https://doi.org/10.1115/IHTC14-22580)
14. Zditovets A.G., Titov A.A. The influence of heat insulated rod surface shape in the supersonic flow on the temperature recovery factor. *Izvestiia RAN. Ser .Energetika* [Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Power Engineering], 2007, no. 2, pp. 111-117. Available at: http://istina.msu.ru/media/publications/article/401/bd9/7485545/2007_Izvestiya_AN_Energetika_-_Sterzhni.pdf (accessed 01.02.2016) (in Russ.).
15. 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. *14th Intern. Heat Transfer Conf.: IHTC-14: Proceedings*. Wash.: ASME, 2010. Vol. 2. Pp. 597-601. DOI: [10.1115/IHTC14-22585](https://doi.org/10.1115/IHTC14-22585)
16. Burtsev S.A., Vasil'ev V.K., Vinogradov Yu.A., Kiselev N.A., Titov A.A. Experimental study of parameters of surfaces coated with regular relief. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2013, no. 1, pp. 263-290. DOI: [10.7463/0113.0532996](https://doi.org/10.7463/0113.0532996) (in Russ.)
17. Burtsev S.A., Vinogradov Yu.A., Kiselev N.A., Strongin M.M. Experimental study of thermo-hydraulic characteristics of surfaces with in-line dimple arrangement. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2015, no. 5, pp. 348-369. DOI: [10.7463/0515.077616](https://doi.org/10.7463/0515.077616) (in Russ.)
18. Lee Y., Settles G.S., Horstman C. Heat transfer measurements and computations of swept-shock-wave/boundary-layer interactions. *AIAA Journal*, 1994, vol. 32, no. 4, pp. 726-734. DOI: [10.2514/3.12045](https://doi.org/10.2514/3.12045)
19. Popovich S.S. Experimental research of influence of incident shock on adiabatic wall temperature in a supersonic flow of compressible gas. *Teplovye protsessy v tekhnike* [Thermal Processes in Engineering], 2014, vol. 6, no. 3, pp. 98-104 (in Russ.).
20. Popovich S.S., Vinogradov Yu.A., Strongin M.M. Experimental research of influence of detachable supersonic course on temperature of heat-insulated wall. *6 Rossijskaia natsional'naia konferentsiia po teploobmenu: RNKT-6. Trudy* [6th Russian national conf. on heat transfer. Proceedings]. Moscow: MEI Publ., 2014, pp. 262-265 (in Russ.).

21. Brinich P.F. Recovery temperatures and heat transfer near two-dimensional roughness elements at Mach 3.1. Wash.: NASA, 1958. 21 p.
22. Garland B.J., Hall J.R. Measurements of aerodynamic heat transfer in turbulent separated regions at a Mach number of 1.8. Wash.: NASA, 1958. 18 p.
23. Nosatov V.V., Semenyov P.A. Numerical and experimental study of a supersonic separated turbulent flow and local heat transfer in a flat channel with sudden expansion. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2013, no. 9, pp. 551-566. DOI: [10.7463/0913.0605814](https://doi.org/10.7463/0913.0605814) (in Russ.)
24. Nosatov V.V., Semenyov P.A. Computational and experimental study of the supersonic turbulent separated flow and local heat transfer in a flat duct with a sudden expansion. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Estestvennye nauki* [Herald of the Bauman State Technical Univ. Ser. Natural Sciences], 2014, no.1, pp. 66-77.
25. Popovich S.S., Vinogradov Yu.A., Strongin M.M. Experimental research of the possibility of heat transfer enhancement in gas dynamic energy separation process. *Vestnik SGAU = Vestnik SSAU*, 2015, vol. 14, no. 2, pp. 159-169. DOI: [10.18287/2412-7329-2015-14-2-159-169](https://doi.org/10.18287/2412-7329-2015-14-2-159-169) (in Russ.)
26. Popovich S.S., Vinogradov Yu.A., Strongin M.M. Experimental research of possibilities of intensification of heat transfer in the device of gas-dynamic temperature stratification. *11 Vserossijskij s'ezd po fundamental'nym problemam teoreticheskoy i prikladnoj mekhaniki: sbornik dokadov* [11th All-Russian Congress on fundamental problems of theoretical and applied mechanics: collection of papers]. Kazan, 2015, pp. 3089-3091 (in Russ.).
27. Borovoj V.Ya. *Techenie gaza i teploobmen v zonakh vzaimodeistviia udarnykh voln s pograničnym sloem* [Gas flow and heat transfer in zones of interaction of shock waves with the boundary layer]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1983. 144 p. (in Russ.).
28. Burtsev S.A., Leontiev A.I. Study of the influence of dissipative effects on the temperature stratification in gas flows (Review). *Teplofizika vysokikh temperature* [High Temperature], 2014, vol. 52, no. 2, pp.297-307. DOI: [10.7868/S0040364413060069](https://doi.org/10.7868/S0040364413060069)
29. Zditovets A.G., Vinogradov Yu.A., Strongin M.M. Experimental investigation of air flow energy separation in Leontiev tube. *Teplovyje protsessy v tekhnike* [Thermal Processes in Engineering], 2015, no. 9, pp. 397-404 (in Russ.).
30. Makarov M.S., Makarova S.N. Efficiency of energy separation at compressible gas flow in a planar duct. *Teplofizika i aeromekhanika*, t.20, no.6, pp.777-787 [Thermophysics and aeromechanics], 2013, vol. 20, no. 6, pp. 757-767. DOI: [10.1134/S0869864313060139](https://doi.org/10.1134/S0869864313060139)
31. Burtsev S.A. Exploring ways to improve efficiency of gasdynamic energy separation. *Teplofizika vysokikh temperature* [High Temperature], 2014, vol. 52, no. 1, pp. 14-21. DOI: [10.1134/S0018151X14010064](https://doi.org/10.1134/S0018151X14010064)
32. Volchkov E.P., Makarov M.S. Gas-dynamic temperature stratification in a supersonic flow. *Izvestiia RAN. Ser. Energetika* [Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Power Engineering], 2006, no. 2, pp. 19-31 (in Russ.).

33. Tsynaeva A.A., Nikitin M.N., Tsynaeva E.A. Intensification of temperature stratification. *Teplovye protsessy v tekhnike* [Thermal Processes in Engineering], 2015, no. 11, pp. 505-509 (in Russ.).
34. Burtsev S.A. Analysis Technique for Devices for Gas-Dynamic Temperature Stratification in Real Gas Flow. *Teplovye protsessy v tekhnike* [Thermal Processes in Engineering], 2013, no. 9, pp. 386-390 (in Russ.).
35. Vigdorovich I.I., Leont'ev A.I. Theory of the energy separation of a compressible gas flow. *Izvestiya RAN. Mekhanika zhidkosti i gaza* [Fluid Dynamics], 2010, vol. 45, no. 3, pp. 434-440. DOI: [10.1134/S0015462810030105](https://doi.org/10.1134/S0015462810030105)
36. Ligrani, P.M., Oliveira, M.M., Blaskovich, T. Comparison of heat transfer augmentation techniques. *AIAA Journal*, 2003, vol. 41, iss. 3, pp. 337-362. DOI: [10.2514/2.1964](https://doi.org/10.2514/2.1964)
37. Burtsev S.A. Investigation of the operation of temperature lamination device working on the natural gas. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2004, no. 9. DOI: [10.7463/0904.0516097](https://doi.org/10.7463/0904.0516097) (in Russ.)
38. Burtsev S.A. Investigation of the operation of temperature lamination device working on the water and natural gas. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2005, no. 5. DOI: [10.7463/0505.0529473](https://doi.org/10.7463/0505.0529473) (in Russ.)
39. Popovich S.S. Experimental Research of Machineless Energy Separation Effect Influenced by Shock Waves. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2016, no. 3, pp. 64-80. DOI: [10.7463/0316.0835444](https://doi.org/10.7463/0316.0835444) (in Russ.)
40. Mee D.J., Chiu H.S., Ireland P.T. Techniques for detailed heat transfer measurements in cold supersonic blowdown tunnels using thermochromic liquid crystals. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2002, vol. 45, iss.16, pp. 3287-3297. DOI: [10.1016/S0017-9310\(02\)00050-9](https://doi.org/10.1016/S0017-9310(02)00050-9)
41. Schulein E. Skin-friction and heat flux measurements in shock/boundary layer interaction flows. *AIAA Journal*, 2006, vol. 44, no. 8, pp. 1732-1741. DOI: [10.2514/1.15110](https://doi.org/10.2514/1.15110)
42. Schultz D.L., Jones T.V. Heat-transfer measurements in short-duration hypersonic facilities. [P.]: NATO, 1973. 149 p.
43. Popovich S.S., Egorov K.S., Vinogradov U.A. Experimental research of adiabatic wall temperature influenced by separated supersonic flow. *15th Intern. Heat Transfer Conf. IHTC-15: Proceedings*. Redding: Begell House Inc., 2014, pp. 8962-1-8962-11. DOI: [10.1615/ihc15.fcv.008962](https://doi.org/10.1615/ihc15.fcv.008962)
44. Popovich S.S., Strongin M.M., Vinogradov Yu.A., Zditovets A.G. Experimental research of heat transfer augmentation technique in gas dynamic energy separation process. 8th Intern. Symp. on Turbulence, Heat and Mass Transfer. Proceedings. Sarajevo: Begell House Inc., 2015. Pp. E139.1-E139.11.
45. Leontiev A.I., Dilevskaya E.V., Vinogradov Yu.A., Yermolaev I.K., Strongin M.M., Bednov S.M., Golikov A.N. Effect of vortex flows at surface with hollow-type relief on heat transfer coefficients and equilibrium temperature in supersonic flow. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2002, vol. 26, no. 5, pp. 487-497. DOI: [10.1016/S0894-1777\(02\)00157-7](https://doi.org/10.1016/S0894-1777(02)00157-7)