

Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 12. С. 543–553
Thermal processes in engineering, 2023, vol. 15, no. 12, pp. 543–553

Научная статья
УДК 532.526.4, 536.244

Способы повышения эффективности трубы Леонтьева

Д.Е. Хазов¹✉, Н.В. Медвецкая^{1,2}

¹Научно-исследовательский институт механики МГУ имени М.В. Ломоносова, Москва, Россия

²Объединенный институт высоких температур РАН, Москва, Россия

✉ dkhazov@mail.ru

Аннотация. В 1997 г. А.И. Леонтьевым было предложено устройство безмашинного энергоразделения, впоследствии получившее название «труба Леонтьева». Устройство представляет собой теплообменный аппарат типа «труба в трубе», в котором по одному каналу поток течет со сверхзвуковой скоростью, а по другому – с дозвуковой. Каналы разделены теплопроводной стенкой. В статье рассмотрен принцип работы подобного устройства. На основе одномерной модели показано влияние значения коэффициента восстановления температуры на разность температур торможения на выходах и входе в устройство. Проведен обзор доступных экспериментальных данных по влиянию градиента давления (течение за обратной ступенькой) в сверхзвуковых потоках газа на коэффициент восстановления температуры. Построены двумерные численные модели сверхзвукового турбулентного обтекания обратной ступеньки. Проведена валидация моделей на доступных экспериментальных данных.

Ключевые слова: энергоразделение, сжимаемые течения, коэффициент восстановления температуры, обратная ступенька

Для цитирования. Хазов Д.Е., Медвецкая Н.В. Способы повышения эффективности трубы Леонтьева // Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 12. С. 543–553. URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=178347>

Original article

Methods to increase Leontiev tube efficiency

D.E. Khazov¹✉, N.V. Medvetskaya^{1,2}

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

²*Joint Institute for High Temperatures of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia*

✉ dkhazov@mail.ru

Abstract. A.I. Leontiev in 1997 proposed a device for machineless energy separation, which later became known as the Leontiev tube. The device is a heat exchanger of the pipe-in-pipe type, in which the flow flows through one channel at supersonic speeds, and through the other at subsonic speeds. The channels are separated by a heat-conducting wall. The work discusses the operation of such a device. Based on a one-dimensional model, the influence of the value of the temperature recovery factor on the value of energy separation (the difference in stagnation temperatures at the outputs and input to the device) is shown. A review of available experimental data on the influence of the pressure gradient (flow behind the backward-facing

step) in supersonic gas flows on the temperature recovery factor is carried out. Two-dimensional numerical models of supersonic turbulent flow around the return step are constructed. The models were validated using available experimental data.

Keywords: energy separation, compressible flows, temperature recovery factor, backward-facing step

For citation. Khazov D.E., Medvetskaya N.V. Methods to increase Leontiev tube efficiency. *Thermal processes in engineering*, 2023, vol. 15, no. 12, pp. 543–553. (In Russ.). URL: <https://tptmai.ru/publications.php?ID=178347>

Введение

Труба Леонтьева [1] – теплообменный аппарат типа «труба в трубе», в котором по одному каналу поток течет со сверхзвуковой скоростью, а по другому – с дозвуковой. Принцип работы трубы Леонтьева представлен на рис. 1. Предварительно сжатый газ с начальными параметрами P_0^* , T_0^* из форкамеры 1 поступает в два канала, разделенных перегородкой 2. Поток в первом канале 3 остается дозвуковым. Второй поток в канале 4 разгоняется до сверхзвуковых скоростей в сопле Лавала 5. В результате процессов, происходящих внутри трубы, температуры торможения на выходах отличаются от начальной температуры T_0^* : на дозвуковом – $T_c^* < T_0^*$, а на сверхзвуковом – $T_h^* > T_0^*$.

Отличие температур торможения на входе и выходах – это результат процессов, происходящих внутри устройства. Данные процессы были названы энергоразделением, когда перераспределяется полная энергия (температура) потока газа без совершения технической работы и теплообмена с окружающей средой. В результате энергоразделения в потоке образуются «холодные» и «горячие»

области. Как показано в работе [2], в основе рассматриваемого метода энергоразделения лежит дисбаланс между тепловыми потоками, выделяемыми за счет действующих сил вязкости и рассеивающимися за счет механизма теплопроводности.

Количественными характеристиками процесса энергоразделения являются разности между среднemasсовыми температурами торможения газового потока на «горячем» T_h^* и «холодном» T_c^* выходах и на входе устройства T_0^* :

$$\begin{aligned} \Delta T_h^* &= T_h^* - T_0^*; \\ \Delta T_c^* &= T_c^* - T_0^*. \end{aligned} \quad (1)$$

Указанный выше механизм приводит к тому, что температура теплоизолированной стенки (2), обтекаемой потоком сжимаемого газа, может существенно отличаться от температуры торможения ядра потока.

$$T_{aw} = T_\infty^* \frac{1 + r \frac{k-1}{2} M_\infty^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_\infty^2}. \quad (2)$$

Как видно из (2), температура теплоизолированной стенки зависит от числа Маха, и, соответственно, температуры стенок будут отличаться

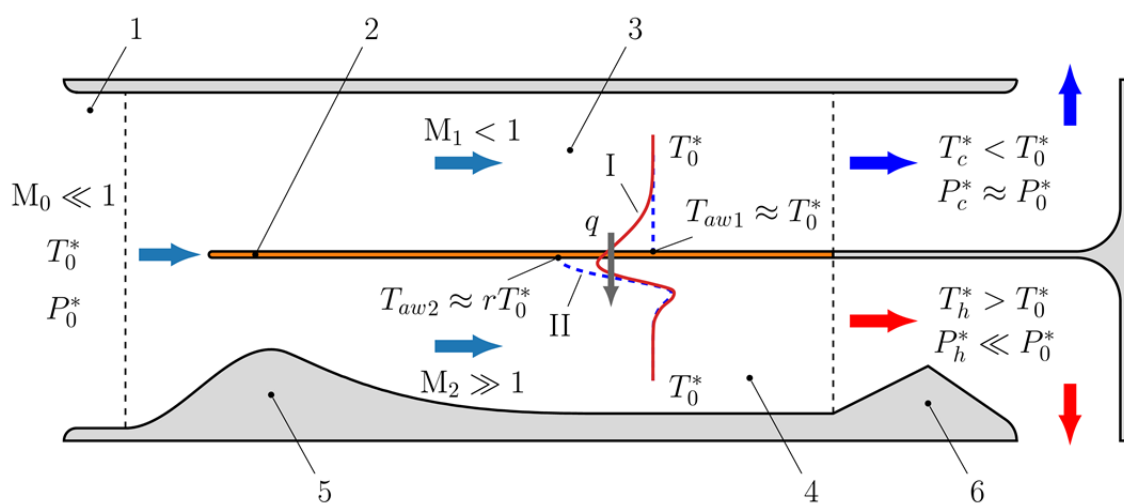


Рис. 1. Принципиальная схема трубы Леонтьева: 1 – форкамера, 2 – разделительная перегородка, 3 – дозвуковой поток, 4 – сверхзвуковой поток, 5 – сверхзвуковое сопло, 6 – сверхзвуковой диффузор. Распределение температуры торможения в пограничном слое в случае теплопроводной разделительной перегородки (I), в случае теплоизолированной перегородки (II)

для до- и сверхзвуковых потоков. Именно эта разность температур стенок и является причиной возникновения теплообмена между сверхзвуковым и дозвуковым потоками (рис. 1).

Возможность работы такого устройства подтверждена как экспериментально, так и численно. В работах [3–5] приведены результаты экспериментальных исследований трубы Леонтьева. В работах [6–8] предложены одномерные модели трубы Леонтьева. Также предпринимались попытки многомерного (2D/3D) моделирования процессов, происходящих в устройстве [8, 9].

В работе [10] рассмотрено еще одно устройство энергоразделения, основанное на том же принципе. Устройство представляет собой пористую (проницаемую) трубку, по которой поток течет со сверхзвуковой скоростью. Температуры торможения потоков, выходящих из торца трубки и через боковую поверхность, отличаются. В работе [10] приведены результаты экспериментального и численного исследований такого устройства.

В настоящий момент продолжается поиск путей увеличения эффективности трубы Леонтьева. Так, например, в [11] предложена оригинальная двухкаскадная схема устройства газодинамического энергоразделения (трубы Леонтьева) с центральным и внешним (кольцевыми) сверхзвуковыми соплами. Позднее в работе [12] идея была распространена на трехкаскадную схему.

Теоретическое исследование влияния термического сопротивления разделительной стенки, а также оребрения со стороны сверхзвукового и дозвукового каналов устройства газодинамического энергоразделения на эффективность энергоразделения было проведено в работе [13].

Перспективным способом увеличения эффективности трубы Леонтьева является использование испаряющейся конденсированной фазы. Так, в работах [14, 15] проводятся численные исследования сверхзвукового двухфазного ламинарного пограничного слоя. Показано, что наличие даже очень малой концентрации капель в основном потоке может приводить к значительному снижению температуры адиабатической стенки.

В работе [16] проведено экспериментальное исследование течения влажного воздуха в сверхзвуковых соплах Лаваля при наличии конденсации. При определенных условиях зафиксировано существенное уменьшение температуры стенки сверхзвукового канала.

Одним из основных способов увеличения разности температур (1) в трубе Леонтьева является

уменьшение коэффициента восстановления температуры r (2), так как именно r позволяет влиять на значение температуры восстановления, помимо числа Маха. Именно на исследование таких возможностей и направлена данная работа.

Коэффициент восстановления температуры

Коэффициент восстановления температуры r характеризует отличие адиабатной температуры T_{aw} стенки от температуры набегающего потока T_{∞}^* :

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

Коэффициент восстановления r может принимать значения как меньше, так и больше единицы в зависимости от числа Прандтля (Pr) газового потока. Если $Pr > 1$, то интенсивность выделения теплоты за счет работы сил трения преобладает над интенсивностью отвода тепла в газ конвекцией и теплопроводностью и $r > 1$. При $Pr < 1$ коэффициент восстановления $r < 1$ преобладает отвод тепла. Если $Pr = 1$, то процессы выделения и отвода теплоты уравновешены и $r = 1$.

Многочисленные экспериментальные исследования показали, что для воздуха ($Pr = 0,7$) при безотрывном обтекании гладкой пластины и продольном обтекании конуса, клина, полого цилиндра при развитом турбулентном пограничном слое величина коэффициента восстановления температуры находится в пределах $r_{turb} = 0,88–0,91$, а в случае ламинарного пограничного слоя – $r_{lam} = 0,84–0,86$. При этом значение коэффициента восстановления практически не зависит от чисел Маха и Рейнольдса [17]. В научной и инженерной практике широко используются следующие зависимости для расчета коэффициента восстановления:

$$r_{lam} = Pr^{1/2}, \quad (4)$$

$$r_{turb} = Pr^{1/3}. \quad (5)$$

Выражение (4) является частным решением уравнений ламинарного пограничного слоя [18], тогда как (5) есть аппроксимация численного решения, полученного в [19].

В более общих случаях выражение (5) требует уточнения, например для течений газов со значением числа Прандтля, отличным от значений, близких к воздуху ($Pr = 0,65–0,73$), уравнение (5) дает заниженную оценку коэффициента восстановления. В работах [20, 21] независимо были получены следующие аппроксимации результатов численного моделирования течений смесей газов с различными значениями числа Прандтля:

$$r_{turb} = 0,90Pr^{0,10}, \quad (6)$$

$$r_{turb} = 0,95Pr^{0,11}. \quad (7)$$

На рис. 2 приведено сопоставление всех приведенных выше корреляций с данными экспериментальных исследований [22], [23].

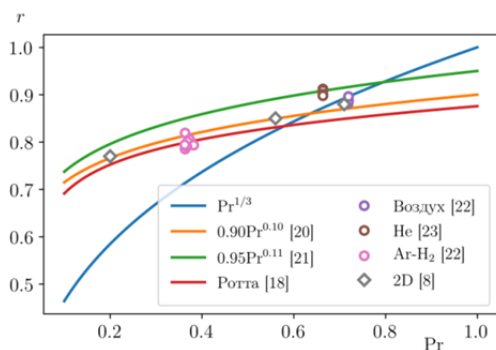


Рис. 2. Влияние молекулярного числа Прандтля на коэффициент восстановления температуры в турбулентном пограничном слое

Еще одним способом влияния на значение коэффициента восстановления в сверхзвуковом потоке является градиент давления. Однако количество работ на данную тематику весьма ограничено.

В работе [24] исследованы параметры трения и теплообмена в пограничном слое при турбулентном обтекании обратной ступеньки ($h = 24,4$ мм) сверхзвуковым потоком при числе Маха $M_\infty = 2,44$. Показано, что за ступенькой коэффициент восстановления уменьшается до $r = 0,82$ по сравнению с гладкой стенкой $r/r_0 = 0,94$.

В работе [25] исследован коэффициент восстановления температуры в сверхзвуковом потоке за уступом ($h = 20$ мм), расположенным по потоку. Число Маха набегающего потока составляло $M_\infty = 1,8$. Зафиксировано снижение коэффициента восстановления $r/r_0 = 0,97$ по сравнению с гладкой стенкой.

Приведенные выше исследования показывают, что при сверхзвуковом обтекании обратной ступеньки возможно уменьшить коэффициент восстановления температуры.

Постановка задачи

Рассмотрим сверхзвуковое течение за обратной ступенькой (рис. 3). Задача моделировалась в двумерной постановке с помощью ANSYS Fluent. Размер блочно-структурированной расчетной сетки составлял около 4×10^4 ячеек. Высота первой пристеночной ячейки выбиралась исходя из условия $y^+ \approx 1$ для всех стенок и составляла порядка 5×10^{-6} мм.

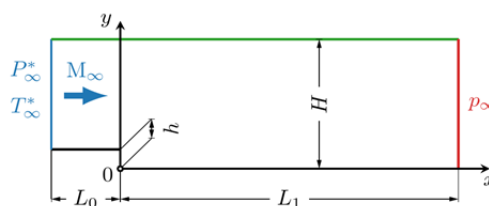


Рис. 3. Расчетная область

Дискретизация осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса (RANS), уравнения энергии и уравнений стандартной $k-\omega$ модели турбулентности выполнялась на основе метода контрольного объема. Для пространственной дискретизации использовалась противопоточная схема второго порядка.

Для уравнения энергии турбулентное число Прандтля определялось на основе аналитической модели Кейса – Кроуфорда [26].

В качестве рабочего тела использовался вязкий, теплопроводный, совершенный газ с переменными теплофизическими свойствами.

Валидация модели

В работах [27, 28] приведены результаты экспериментального исследования обтекания сверхзвуковым потоком обратной ступеньки. Высота ступеньки составляла $h = 3,175$ мм. Граничные условия приведены в табл. 1. Кроме того, на рис. 4 показаны измеренные и рассчитанные профили скорости и температуры на входе в расчетную область. Профили рассчитывались исходя из степенного закона для скорости ($n = 1/7$) и с применением интеграла Крокко [29] для температуры.

Таблица 1. Граничные условия для эксперимента [27]

M_∞	P_∞^*	p_∞	T_∞^*	T_∞	u_∞
—	бар	бар	К	К	м/с
2,0	2,74	0,35	300	167	518

В эксперименте при помощи техники плоской лазерно-индуцированной флуоресценции (PLIF) фиксировались поля давлений, температур и скоростей.

На рис. 5 и 6 приведены сравнения безразмерных полей давления и температуры соответственно. Как видно из сопоставлений, расчетные результаты по разработанной модели вполне удовлетворительно воспроизводят экспериментальные распределения. Для более детального, количественного сравнения на рис. 7, 8 и 9 в различных сечениях приведены эпюры давлений, температур

и продольной скорости соответственно. Совпадение между расчетом и экспериментом более чем удовлетворительное.

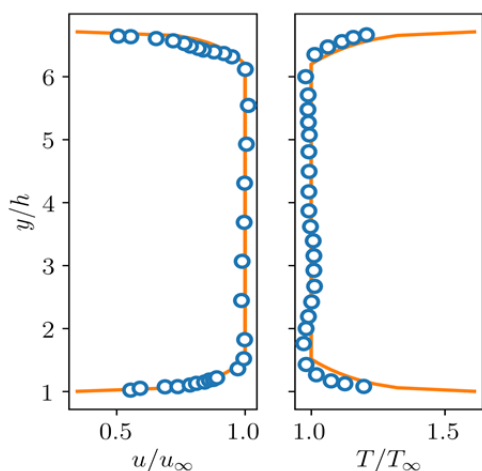


Рис. 4. Входные профили скорости и температуры. Символы – эксперимент [27], сплошные кривые – расчет

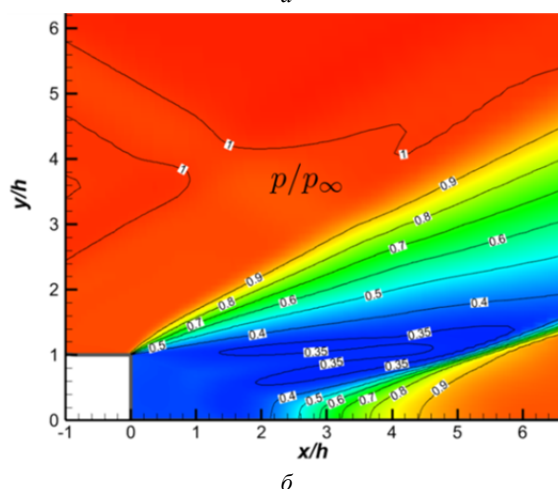
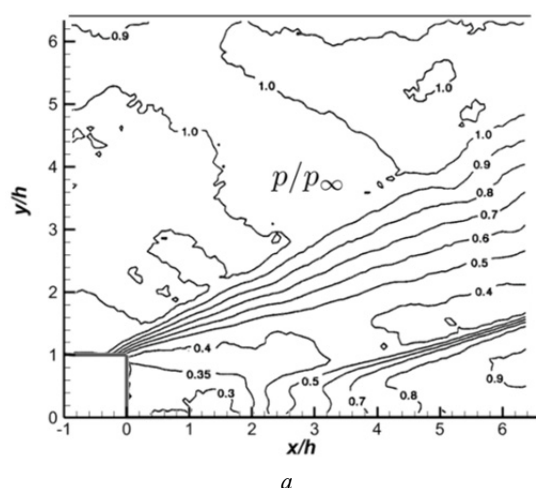


Рис. 5. Сопоставление экспериментальных [27] (а) и расчетных (б) полей давления

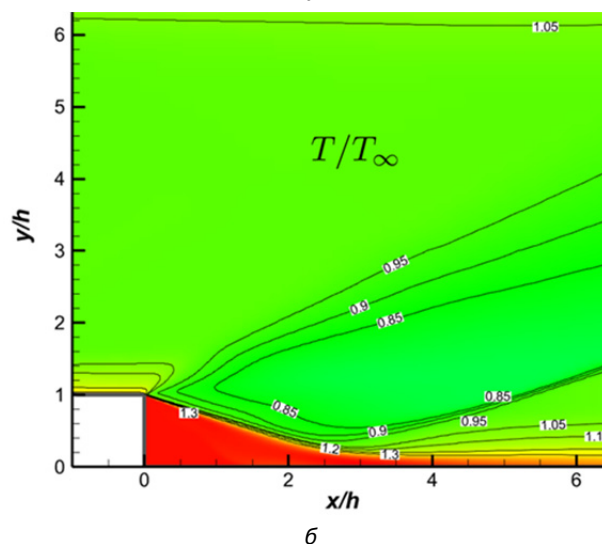
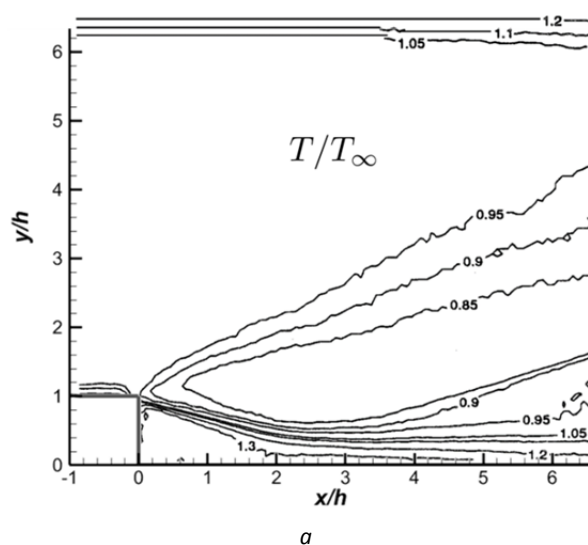


Рис. 6. Сопоставление экспериментальных [27] (а) и расчетных (б) полей температуры

Из приведенных выше сопоставлений можно сделать вывод, что предложенная модель адекватно воспроизводит картину течения за обратной ступенькой при сверхзвуковом обтекании. Однако в использованном эксперименте [27] не были исследованы параметры теплообмена на стенке.

В работе [30] экспериментально исследовано течение сверхзвукового потока в следе за обратным уступом (рис. 10). Высота уступа варьировалась $h = 8, 12$ и 20 мм. Эксперимент проводился при условиях, приведенных в табл. 2.

Таблица 2. Граничные условия для эксперимента [30]

M_∞	P_∞^*	p_∞	T_∞^*	T_∞	u_∞
—	бар	бар	К	К	м/с
2,2	6,0	0,52	294	146	545

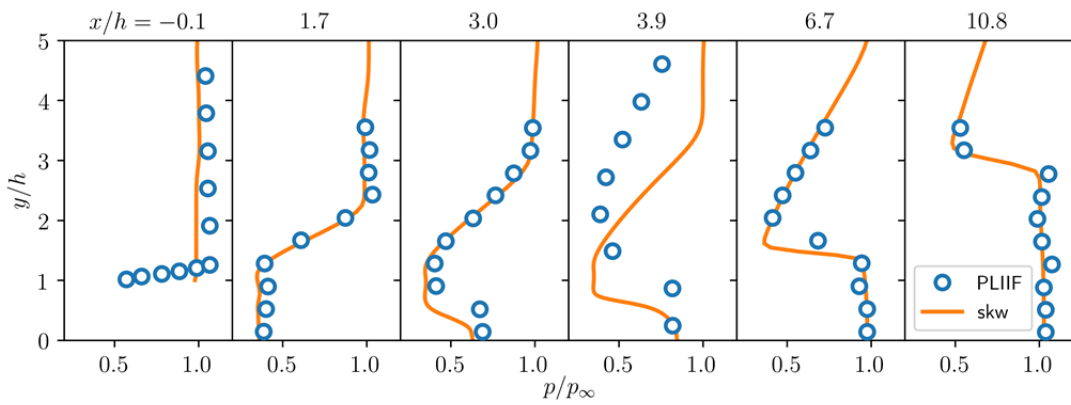


Рис. 7. Сопоставление профилей давления в различных сечениях. Символы – эксперимент [28], сплошные линии – расчет

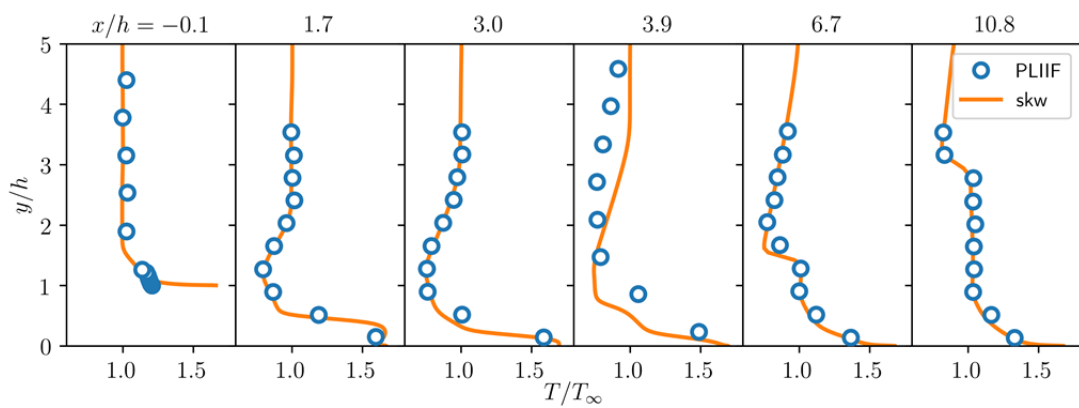


Рис. 8. Сопоставление профилей температуры в различных сечениях. Символы – эксперимент [28], сплошные линии – расчет

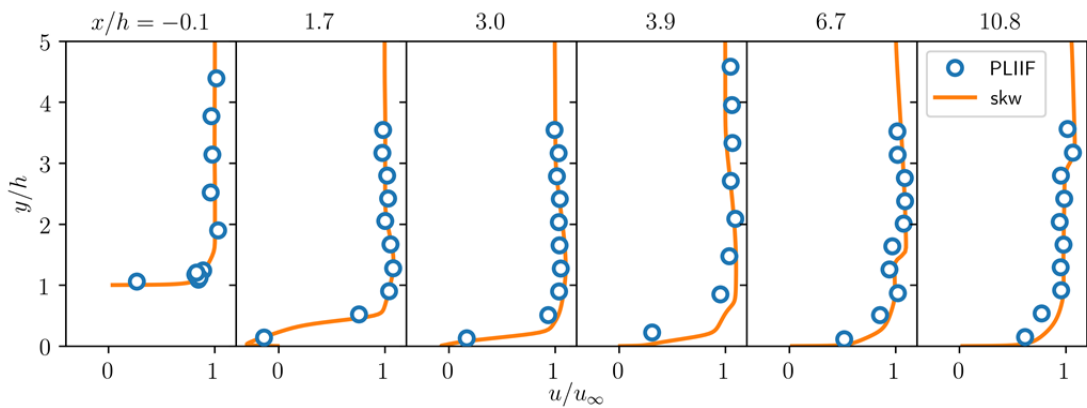
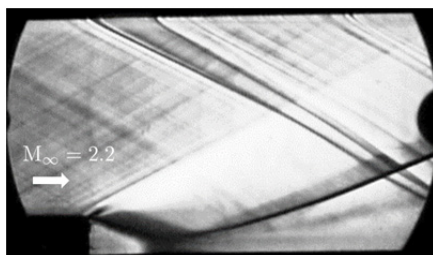


Рис. 9. Сопоставление профилей скорости в различных сечениях. Символы – эксперимент [28], сплошные линии – расчет



а



б

Рис. 10. Теневая фотография течения. а – эксперимент [30], б – расчет

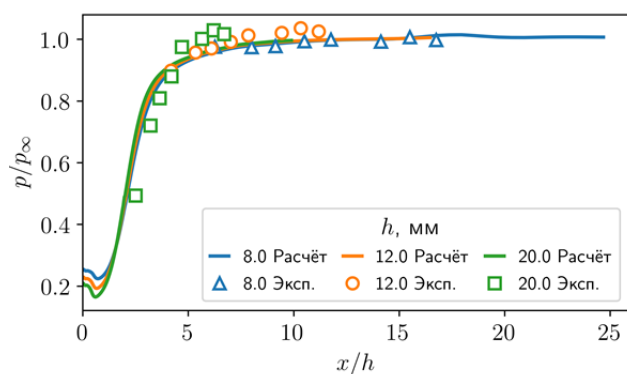


Рис. 11. Распределение давления на стенке за ступенькой. Символы – эксперимент [30], кривые – расчет

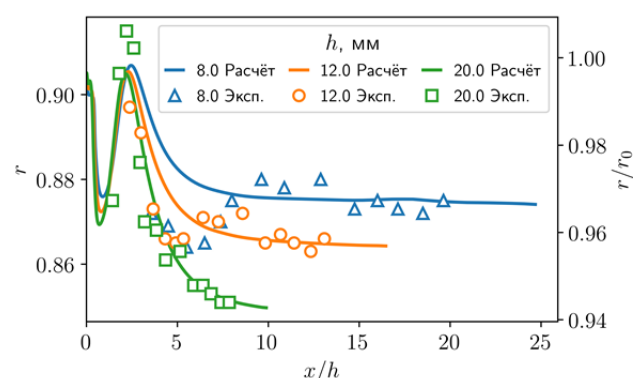


Рис. 12. Распределение коэффициента восстановления на стенке за ступенькой. Символы – эксперимент [30], кривые – расчет

На рис. 11 приведено сопоставление измеренных и расчетных распределений давлений за ступенькой. Как видно из рис. 11, наблюдается хорошее совпадение экспериментальных и расчетных данных.

На рис. 12 показано сопоставление опытных и расчетных распределений коэффициента восстановления за ступенькой. Кроме того, помимо основной оси ординат (слева), на которой отложены абсолютные значения коэффициента восстановления r , приведена также дополнительная ось (справа), на которой показано изменение коэффициента восстановления по сравнению с плоской стенкой r/r_0 . Из рис. 12 видно, что коэффициент восстановления понижается за ступенькой и сохраняет свое значение на значительном расстоянии вниз по потоку.

Таким образом, можно сделать вывод, что разработанная численная модель адекватно описывает процессы, происходящие при обтекании обратной ступеньки сверхзвуковым потоком, и может быть использована для дальнейших исследований.

Параметрические исследования

Как было показано выше, при сверхзвуковом обтекании обратной ступеньки возможно уменьшение коэффициента восстановления до $r/r_0 = 0,94-0,96$. Возникает вопрос: как это отразится на работе трубы Леонтьева? Для предельных оценок влияния коэффициента восстановления удобно воспользоваться одномерной моделью, разработанной в [7]. Модель оперирует отношением температур (энтальпий) торможения η на входе и выхода устройства и сводится к двум обыкновенным дифференциальным уравнениям.

На рис. 13 показаны результаты расчета для трубы Леонтьева, представляющей собой систему коаксиальных каналов, во внутреннем канале (сверхзвуковом) реализуется течение с постоянным по длине числом Маха. Как показано в работах [7, 8] использование таких каналов предпочтительнее с точки зрения получения максимальных разниц температур торможения (1). В зависимости от соотношения расходов для до- и сверхзвукового каналов m_1/m_2 (рис. 1) показаны нагрев сверхзвукового ΔT_h^* (или η_h) и охлаждение ΔT_c^* (или η_c) дозвукового потока при различных числах Маха. Сплошными линиями показаны данные для гладкого канала $r/r_0 = 1$, штриховыми – для канала с коэффициентом восстановления $r/r_0 = 0,95$. Как видно из рис. 13, снижение коэффициента восстановления на 5% приводит к увеличению разниц температур торможения (1) почти в 1,5 раза.

Как отмечалось выше, коэффициент восстановления r существенно зависит от молекулярного числа Прандтля (рис. 2). При использовании в качестве рабочего тела смеси газов H_2 -Xe ($Pr = 0,2$) снижение коэффициента восстановления за ступенькой достигает $r/r_0 \approx 0,85$ (рис. 14).

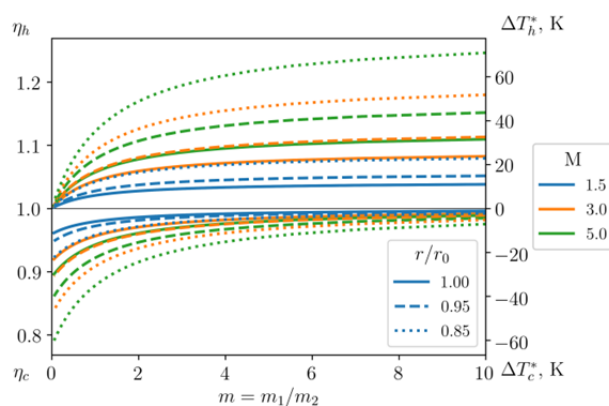


Рис. 13. Нагрев сверхзвукового и охлаждение дозвукового потока в трубе Леонтьева в зависимости от соотношения расходов и при разных значениях коэффициента восстановления

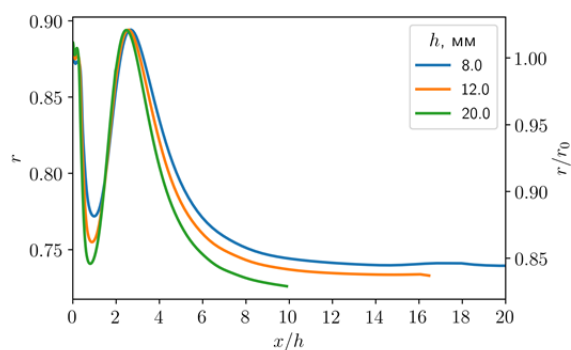


Рис. 14. Распределение коэффициента восстановления на стенке за ступенькой. Смесь газов H_2 - He ($Pr = 0,2$)

На рис. 13 пунктирными линиями показаны значения нагрева и охлаждения потоков в трубе Леонтьева при $r/r_0 = 0,85$. Как видно из рис. 13, в этом случае разности температур торможения возрастают более чем в два раза.

Заключение

Приведены принципы работы устройства безмашинного энергоразделения – трубы Леонтьева. Показано влияние коэффициента восстановления на разность температур торможения в устройстве.

Рассмотрен один из способов понижения коэффициента восстановления в сверхзвуковом потоке – использование в потоке обратной ступеньки. Построены математические модели течения за ступенькой. Проведена валидация моделей на основе имеющихся экспериментальных данных.

При течении воздуха можно добиться снижения коэффициента восстановления $r/r_0 = 0,95$ по сравнению с гладкой поверхностью, а при течении низкопродатлевой смеси газов (H_2 - He) – $r/r_0 = 0,85$, что в свою очередь приводит к увеличению температур торможения в полтора-два раза соответственно.

Список обозначений

h	–	высота, м
k	–	показатель адиабаты
L	–	длина, м
m	–	массовый расход, кг/с
P, p	–	давление, бар
r	–	коэффициент восстановления температуры
T	–	температура, К
u	–	скорость, м/с
x	–	продольная координата, м
y	–	поперечная координата, м
Греческие символы		
Δ	–	разница параметров
η	–	отношение температур (энтальпий) торможения

Числа подобия

M	–	число Маха
Pr	–	число Прандтля

Индексы

0	–	параметры в начальном сечении; параметры для гладкой стенки
1	–	параметры, относящиеся к дозвуковому потоку
2	–	параметры, относящиеся к сверхзвуковому потоку
*	–	параметры торможения
∞	–	параметры, относящиеся к ядру потока
aw	–	(<i>adiabatic wall</i>) теплоизолированная стенка
c	–	(<i>cooling</i>) охлаждение
h	–	(<i>heating</i>) нагревание
lam	–	(<i>laminar</i>) ламинарный
$turb$	–	(<i>turbulent</i>) турбулентный
w	–	(<i>wall</i>) параметры на стенке

Список источников

1. Леонтьев А.И. Температурная стратификация сверхзвукового газового потока // Доклады Академии наук. 1997. Т. 354. С. 475–477.
2. Eckert E.R.G. Cross transport of energy in fluid streams // Wärme- und Stoffübertragung. 1987. Vol. 21. № 2–3. P. 73–81.
3. Здитовец А.Г., Титов А.А. Экспериментальное исследование газодинамического метода безмашинного энергоразделения воздушных потоков // Тепловые процессы в технике. 2013. № 9. С. 391–397.
4. 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.
5. Leontiev A.I., Zditovets A.G., Vinogradov Yu.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. Netherlands, 2017. No. 88. P. 202–219. URL: <https://doi.org/10.1016/j.expthemflusci.2017.05.021>
6. Бурцев С.А. Исследование путей повышения эффективности газодинамического энергоразделения // Теплофизика высоких температур. 2014. Т. 52. № 1. С. 14–21.
7. Вигдорович И.И., Леонтьев А.И. Энергоразделение газов с малыми и большими числами Прандтля // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2013. № 6. С. 117–134.
8. Хазов Д.Е. Численное исследование безмашинного энергоразделения воздушного потока // Тепловые процессы в технике. 2018. Т. 10. № 1–2. С. 25–36.
9. 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.
10. **Khazov D.E., Leontiev A.I., Zditovets A.G., Kiselev N.A., Vinogradov Yu.A.** Energy separation in a channel with permeable wall // *Energy*. 2022. Vol. 239. Part E. Article number 122427. URL: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.122427>
 11. **Makarov M.S., Makarova S.N., Shibaev A.A.** The numerical study of energy separation in a two-cascade Leontiev tube // *Journal of Physics: Conference Series*. IOP Publishing, 2016. Vol. 754. Article number 062010. DOI: 10.1088/1742-6596/754/6/062010
 12. **Макаров М.С., Макарова С.Н., Наумкин В.С.** Газодинамическое энергоразделение в двух- и трехкаскадных трубах Леонтьева с изолирующей вставкой. Москва: Издательский дом МЭИ, 2018. Т. 1. С. 205–209.
 13. **Makarov M.S., Makarova S.N., Naumkin V.S.** Energy separation efficiency of air and helium-xenon mixture flowing in the single Leontiev tube with finned wall // *Journal of Physics: Conference Series*. IOP Publishing, 2018. Vol. 1128. Article number 012018. DOI: 10.1088/1742-6596/1128/1/012018
 14. **Голубкина И.В., Осипцов А.Н.** Влияние примеси неиспаряющихся капель на структуру течения и температуру адиабатической стенки в сжимаемом двухфазном пограничном слое // *Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа*. 2019. № 3. С. 58–69. DOI: 10.1134/S0568528119030046
 15. **Golubkina I.V., Osiptsov A.N.** Compressible gas-droplet flow and heat transfer behind a condensation shock in an expanding channel // *International Journal of Thermal Sciences*. Netherlands: Netherlands, 2022. Vol. 179. Article number 107576. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2022.107576>
 16. **Zditovets A.G., Kiselev N.A., Vinogradov Yu.A., Popovich S.S.** Adiabatic wall temperature in the supersonic flow of moist air with spontaneous condensation // *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2024. Vol. 150. P. 111057. URL: <https://doi.org/10.1016/j.expthermflusci.2023.111057>
 17. **Здитовец А.Г., Виноградов Ю.А., Стронгин М.М., Титов А.А., Киселев Н.А.** Безмашинное энергоразделение газовых потоков / под ред. А.И. Леонтьева. Москва: Издательство «Курс», 2016. 112 с.
 18. **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя. Москва: Наука, 1974. 711 с.
 19. **Ackermann G.** Plattenthermometer in strömung mit großer geschwindigkeit und turbulenter grenzschicht // *Forschung auf dem Gebiet des Ingenieurwesens A*. 1942. Vol. 13. № 6. P. 226–234.
 20. **Макаров М.С.** Газодинамическая температурная стратификация в сверхзвуковых потоках: дисс. ... канд. физ.-мат. наук. Новосибирск: Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, 2007. 154 с.
 21. **Макарова М.С.** Численное исследование тепловых и динамических процессов в элементах устройств энергоразделения газов: дисс. ... канд. техн. наук. Москва: ОИВТ РАН, 2014. 164 с.
 22. **Виноградов Ю.А., Ермолаев И.К., Здитовец А.Г., Леонтьев А.И.** Измерение равновесной температуры стенки сверхзвукового сопла при течении смеси газов с низким значением числа Прандтля // *Известия Российской академии наук. Энергетика*. 2005. № 4. С. 128–133.
 23. **Rudy D.H., Weinstein L.M.** Investigation of turbulent recovery factor in hypersonic helium flow // *AIAA Journal*. 1970. Vol. 8. No. 12. P. 2286–2287. URL: <https://doi.org/10.2514/3.6108>
 24. **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, 1958. 42 p. URL: <https://reports.aerade.cranfield.ac.uk/handle/1826.2/3716>
 25. **Thomann H.** Measurements of heat transfer and recovery temperature in regions of separated flow at a Mach number of 1.8. *Flygtekniska Försökstanstalten, Rept. 82*. Stockholm, 1959.
 26. **Kays W.M., Crawford M.E.** Convective heat and mass transfer. McGraw-Hill Ryerson, Limited, 1980. 420 p.
 27. **McDaniel J.C., Fletcher D.G., Hartfield R.J., Hollo S.D.** Transverse injection into Mach 2 flow behind a rearward-facing step: A 3-d, compressible flow test case for hypersonic combustor CFD validation al. // *AIAA, International Aerospace Planes Conference, 3rd, Orlando, FL (December 3–5, 1991)*. 38 p.
 28. **Eklund D.R., Fletcher D.G., Hartfield R.J., Northam G.B., Dancy C.L.** A comparative computational/experimental investigation of Mach 2 flow over a rearward-facing step // *Computers & Fluids*. 1995. Vol. 24. No. 5. P. 593–608. URL: [https://doi.org/10.1016/0045-7930\(95\)00004-V](https://doi.org/10.1016/0045-7930(95)00004-V)
 29. **Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И.** Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. Москва: Энергоатомиздат, 1985. 318 с.
 30. **Попович С.С.** Аэродинамическое охлаждение стенки при течении сверхзвукового потока в следе за обратным уступом // *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*. 2019. Т. 20. № 1. С. 1–11. URL: <http://doi.org/10.33257/PhChGD.20.1.781>

References

1. **Leontiev A.I.** Temperaturaya stratifikatsiya sverkhzvukovogo gazovogo potoka [Temperature stratification of supersonic gas flow]. *Doklady Akademii nauk*, 1997, vol. 354, pp. 475–477. (In Russ.).
2. **Eckert E.R.G.** Cross transport of energy in fluid streams. *Wärme- und Stoffübertragung*, 1987, vol. 21, no. 2–3, pp. 73–81.
3. **Zditovets A.G., Titov A.A.** Eksperimental'noe issledovanie gazodinamicheskogo metoda bezmashinnogo energorazdeleniya vozdushnykh potokov [Experimental study of the gas-dynamic method of machine-free ener-

- gy separation of air flows]. *Thermal Processes in Engineering*, 2013, no. 9, pp. 391–397. (In Russ.)
4. **Zditovets A.G., Vinogradov Yu.A., Strongin M.M.** Eksperimental'noe issledovanie bezmashinnogo energorazdeleniya vozdukhnykh potokov v trube Leont'eva [Experimental study of machine-free energy separation of air flows in a Leontief tube]. *Thermal Processes in Engineering*, 2015, no. 9, pp. 397–404. (In Russ.).
 5. **Leontiev A.I. Zditovets A.G., Vinogradov Yu.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, no. 88, pp. 202–219. URL: <https://doi.org/10.1016/j.expthermflusci.2017.05.021>
 6. **Burtsev S.A.** Issledovanie putei povysheniya effektivnosti gazodinamicheskogo energorazdeleniya [Exploring ways to improve efficiency of gasdynamic energy separation]. *High Temperature*, 2014, vol. 52, no. 1, pp. 14–21. (In Russ.).
 7. **Vigdorovich I.I., Leontev A.I.** Energorazdelenie gazov s malymi i bol'shimi chislami Prandtlya [Energy separation of gases with low and high Prandtl numbers]. *Fluid Dynamics*, 2013, no. 6, pp. 117–134. (In Russ.).
 8. **Khazov D.E.** Chislennoe issledovanie bezmashinnogo energorazdeleniya vozdukhnykh potokov [Numerical investigation of the nonmachine air stream energy separation]. *Thermal Processes in Engineering*, 2018, vol. 10, no. 1–2, pp. 25–36. (In Russ.).
 9. **Makarov M.S., Makarova S.N.** Effektivnost' energorazdeleniya pri techenii szhimaemogo gaza v ploskom kanale [Efficiency of energy separation at compressible gas flow in a planar duct]. *Thermophys. Aeromech.*, 2013, vol. 20, no. 6, pp. 777–787. (In Russ.).
 10. **Khazov D.E., Leontiev A.I., Zditovets A.G., Kiselev N.A., Vinogradov Yu.A.** Energy separation in a channel with permeable wall. *Energy*, 2022, vol. 239, part E, article number 122427. URL: <https://doi.org/10.1016/j.energy.2021.122427>
 11. **Makarov M.S., Makarova S.N., Shibaev A.A.** The numerical study of energy separation in a two-cascade leontiev tube. *Journal of Physics: Conference Series*, 2016, vol. 754, article number 062010. DOI: 10.1088/1742-6596/754/6/062010
 12. **Makarov M.S., Makarova S.N., Naumkin V.S.** Gazodinamicheskoe energorazdelenie v dvukh- i trekhkaskadnykh trubakh Leont'eva s izoliruyushchei vstavkoi [Gas-dynamic energy separation in two- and three-stage Leontiev tubes with an insulating insert]. Moscow: Izdatel'skii dom Moskovskogo ehnergeticheskogo instituta, 2018, vol. 1, pp. 205–209. (In Russ.).
 13. **Makarov M.S., Makarova S.N., Naumkin V.S.** Energy separation efficiency of air and helium-xenon mixture flowing in the single Leontiev tube with finned wall. *Journal of Physics: Conference Series*, 2018, vol. 1128, article number 012018. DOI: 10.1088/1742-6596/1128/1/012018
 14. **Golubkina I.V., Osiptsov A.N.** Vliyanie primesi neisparyayushchikhsya kapel' na strukturu techeniya i temperaturu adiabaticheskoi stenki v szhimaemom dvukhfaznom pogranichnom sloe [The effect of admixture of non-evaporating droplets on the flow structure and adiabatic wall temperature in a compressible two-phase boundary layer]. *Fluid Dynamics*, 2019, no. 3, pp. 58–59. DOI: 10.1134/S0568528119030046. (In Russ.).
 15. **Golubkina I.V., Osiptsov A.N.** Compressible gas-droplet flow and heat transfer behind a condensation shock in an expanding channel. *International Journal of Thermal Sciences*, 2022, vol. 179, article number 107576. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ijthermalsci.2022.107576>
 16. **Zditovets A.G., Kiselev N.A., Vinogradov Yu.A., Popovich S.S.** Adiabatic wall temperature in the supersonic flow of moist air with spontaneous condensation. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 2024, vol. 150, article number 111057. URL: <https://doi.org/10.1016/j.expthermflusci.2023.111057>
 17. **Zditovets A.G., Vinogradov Yu.A., Strongin M.M., Titov A.A., Kiselev N.A.** Bezmashinnoe energorazdelenie gazovykh potokov [Machineless energy separation of gas flows]. Ed. by A.I. Leont'ev. Moscow: Izdatel'stvo "Kurs", 2016, 112 p. (In Russ.).
 18. **Shlikhting G.** Teoriya pogranichnogo sloya [Boundary Layer Theory]. Moscow: Nauka, 1974, 711 p. (In Russ.).
 19. **Ackermann G.** Plattenthermometer in strömung mit großer geschwindigkeit und turbulenter grenzschicht. *Forschung auf dem Gebiet des Ingenieurwesens A*, 1942, vol. 13, no. 6, pp. 226–234.
 20. **Makarov M.S.** Gazodinamicheskaya temperaturnaya stratifikatsiya v sverkhzvukovykh potokakh [Gas-dynamic temperature stratification in supersonic flows]. Ph.D. in physics and mathematics. Novosibirsk: Insitut teplofiziki im. S.S. Kutateladze SO RAN, 2007, 154 p. (In Russ.).
 21. **Makarova M.S.** Chislennoe issledovanie teplovykh i dinamicheskikh protsessov v elementakh ustroystv energorazdeleniya gazov [Numerical study of thermal and dynamic processes in elements of gas energy separation devices]. Ph.D thesis. Moscow: Joint Institute for High Temperatures, 2014, 164 p. (In Russ.).
 22. **Vinogradov Yu.A., Ermolaev I.K., Zditovets A.G., Leont'ev A.I.** Izmerenie ravnovesnoi temperatury stenki sverkhzvukovogo sopla pri techenii smesi gazov s nizkim znacheniem chisla Prandtlya [Measuring the equilibrium temperature of the wall of a supersonic nozzle during the flow of a mixture of gases with a low Prandtl number]. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Energetika*, 2005, no. 4, pp. 128–133. (In Russ.).
 23. **Rudy D.H., Weinstein L.M.** Investigation of turbulent recovery factor in hypersonic helium flow. *AIAA Journal*, 1970, vol. 8, no. 12, pp. 2286–2287. URL: <https://doi.org/10.2514/3.6108>
 24. **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, 1958. URL: <https://reports.aerade.cranfield.ac.uk/handle/1826.2/3716>
25. **Thomann H.** Measurements of heat transfer and recovery temperature in regions of separated flow at a Mach number of 1.8. *Flygtekniska Försökanstalten*, Rept. 82. Stockholm, 1959.
26. **Kays W.M., Crawford M.E.** Convective heat and mass transfer. McGraw-Hill Ryerson, Limited, 1980, 420 p.
27. **McDaniel J.C., Fletcher D.G., Hartfield R.J., Hollo S.D.** Transverse injection into Mach 2 flow behind a rearward-facing step: A 3-d, compressible flow test case for hypersonic combustor CFD validation. *AIAA, International Aerospace Planes Conference*, 3rd, Orlando, FL (December 3–5, 1991), 38 p.
28. **Eklund D.R., Fletcher D.G., Hartfield R.J., Northam G.B., Dancy C.L.** A comparative computational/experimental investigation of Mach 2 flow over a rearward-facing step. *Computers & Fluids*, 1995, vol. 24, no. 5, pp. 593–608. URL: [https://doi.org/10.1016/0045-7930\(95\)00004-V](https://doi.org/10.1016/0045-7930(95)00004-V)
29. **Kutateladze S.S., Leontiev A.I.** Teplomassoobmen i trenie v turbulentnom pogramichnom sloe. [Heat transfer, mass transfer, and friction in turbulent boundary layers]. Moskva: Energoatomizdat, 1985, 318 p. (In Russ.).
30. **Popovich S.S.** Aerodinamicheskoe okhlazhdenie stenki pri techenii sverkhzvukovogo potoka v slede za obratnym ustupom [Aerodynamic cooling for supersonic wake flow behind a backward-facing step]. *Fiziko-khimicheskaya kinetika v gazovoi dinamike*, 2019, vol. 20, no. 1, pp. 1–11. (In Russ.). URL: <http://doi.org/10.33257/PhChGD.20.1.781>

Статья поступила в редакцию 08.11.2023; одобрена после рецензирования 21.11.2023; принята к публикации 19.12.2023.

The article was submitted on 08.11.2023; approved after reviewing on 21.11.2023; accepted for publication on 19.12.2023.