

Научная статья

УДК 533.6.011.6

doi: 10.17223/19988621/81/13

Влияние структуры течения газа в осесимметричном канале на формирование неоднородного температурного поля в наполнителе из твердого легкоплавкого материала

Надежда Петровна Скибина¹, Валерий Владимирович Фарапонов²

^{1,2} Томский государственный университет, Томск, Россия

¹ uss.skibina@gmail.com

² fff@ftf.tsu.ru

Аннотация. Представлено исследование взаимодействия низкотемпературного сверхзвукового течения газа в проточном канале модельного тела с твердым легкоплавким углеводородным горючим материалом. Проведен анализ структуры течения в канале с внезапным расширением. Установлено влияние зон отрыва пограничного слоя на формирование неоднородного поля температуры в твердом горючем вследствие аэродинамического нагрева. Результаты численных расчетов дополнены экспериментальными данными, демонстрирующими оплавление углеводородного горючего под воздействием теплового потока от газа к твердому телу.

Ключевые слова: течение газа в канале, отрывные течения, сопряженный теплообмен, легкоплавкие материалы

Благодарности: Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках государственного задания FSWM-2020-0036.

Для цитирования: Скибина Н.П., Фарапонов В.В. Влияние структуры течения газа в осесимметричном канале на формирование неоднородного температурного поля в наполнителе из твердого легкоплавкого материала // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2023. № 81. С. 149–161. doi: 10.17223/19988621/81/13

Original article

Effect of a gas flow structure in an axisymmetric channel on the inhomogeneous temperature field formation in a low-melting cylinder

Nadezhda P. Skibina¹, Valeriy V. Farapov²

^{1,2} Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation

¹ uss.skibina@gmail.com

² fff@ftf.tsu.ru

Abstract. This paper presents a study of the interaction between high-speed airflow and the surface of a solid low-melting material in a flowing channel of a model body. Both

numerical and experimental approaches are used to solve the problem, which allows one to perform a comprehensive analysis of the processes under study.

Numerical simulation conditions correspond to aerodynamic tests in the experimental facility. The unsteady Reynolds-averaged Navier–Stokes (URANS) equations are used to describe a gas flow. When solving the problem, the coupled heat-transfer and turbulence are taken into account. The low-temperature gas-dynamic processes are considered, while the chemical reactions and phase transition are neglected.

As a result of numerical simulations, the flow structure and regime in a flowing channel of the model are determined, as well as the pressure and temperature distributions in the near-wall region of a solid combustible material. The gas flow regime corresponds to an underexpanded jet flow with the separation of the boundary layer and the formation of the intense heat-transfer regions at the initial section of the flowing channel. According to the numerical simulation results, in aerodynamic tests with a Mach number of 6, the melting point is attained in the near-wall region of the solid combustible material (polyethylene, polyoxymethylene, and wax). Aerodynamic tests are carried out to validate the obtained results. Experimental results show that the variation in the flowing channel diameter in the thick-wall cylinder made of polyethylene and polyoxymethylene is induced by thermal expansion. In aerodynamic tests with a wax cylinder, the mass reduction and the fusion of the solid-gas interface are revealed.

Keywords: gas flow in a channel, separated flow, coupled heat transfer, low-melting materials

Acknowledgments: This work was funded by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation within the framework of the state assignment (project No. FSWM-2020-0036).

For citation: Skibina, N.P., Faraponov, V.V. (2023) Effect of a gas flow structure in an axisymmetric channel on the inhomogeneous temperature field formation in a low-melting cylinder. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 81. pp. 149–161. doi: 10.17223/19988621/81/13

Введение

Течения газа с отрывом пограничного слоя широко распространены при движении сплошных сред в воздухозаборных устройствах, соплах, камерах сгорания, диффузорах и эжекторах [1]. При движении газа в канале со сверхзвуковой скоростью возникают ударные волны, которые отражаются от стенок и взаимодействуют с пограничным слоем, вследствие чего происходит его отрыв или утолщение [2], возникают зоны течения с дозвуковой скоростью, формируются немонотонные распределения газодинамических параметров (например, давления и температуры) и наблюдается интенсификация теплообмена. При отрыве пограничного слоя вблизи стенки канала образуется область рециркуляции, где наблюдается локальное повышение температуры [2].

Исследования отрывных течений широко представлены как в экспериментальных, так и в теоретических работах. Изучается, например, влияние толщины пограничного слоя, тепловой и динамической предыстории потока на его отрыв за уступом в канале с внезапным расширением [3–5]. В работах [6, 7] с использованием дымовой визуализации и метода PIV проводится анализ вихревой структуры отрывных течений. В [8] исследуются турбулентное течение в плоском канале

и локальная теплоотдача за уступом, где и в расчетах, и в экспериментах наблюдаются максимальные значения температуры и коэффициента теплоотдачи.

В рамках данной работы рассматривается нестационарная сопряженная задача теплообмена при движении сверхзвукового турбулентного потока воздуха в канале с внезапным расширением, стенки которого выполнены из твердого легкоплавкого материала. Цель исследования – анализ теплового состояния полого цилиндрического наполнителя, выполненного из твердого горючего материала. Внутренняя поверхность наполнителя продольно обтекается сверхзвуковым потоком, который формируется в проточном канале модельного тела в условиях внешнего обтекания в аэродинамической установке низкотемпературным потоком с числом Маха 6. Объектом исследования является течение газа в проточном канале модельного тела, предметом исследования – влияние структуры течения газа в канале на распределения газодинамических параметров в пограничном слое и интенсификацию теплообмена, вследствие которого в твердом горючем возникает неоднородное температурное поле. Ранее по результатам численных расчетов было установлено, что вследствие теплопередачи от газа к твердому горючему происходит формирование прогретого слоя в приповерхностной зоне материала [9], однако данные вычислительного исследования не имели практического подтверждения.

Постановка задачи и методы исследования

В исследовании используется модельное тело осесимметричной геометрии с проточным каналом, представленное на рис. 1. Длина канала, течение в котором является объектом исследования, составляет 85 мм, высота уступа на входе – 2.5 мм. Для модельного тела были экспериментально получены распределения температуры [10] и давления [11] в пограничном слое проточного канала, а также известно, что на оси канала за уступом число Маха в потоке, рассчитанное по формуле Рэлея [12], достигает значения $1.87 \div 0.02$.

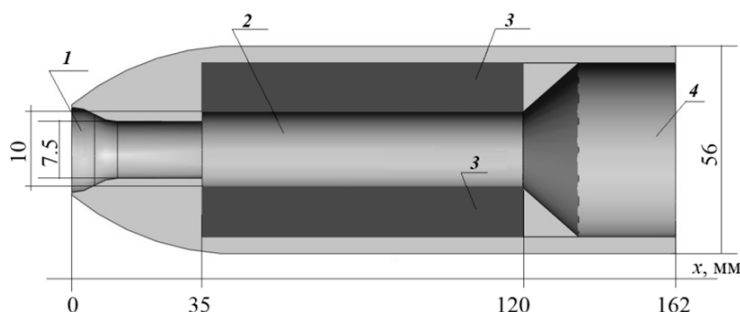


Рис. 1. Модельное тело с проточным каналом: 1 – воздухозаборная часть модели, 2 – осесимметричный канал с внезапным расширением, 3 – полый цилиндрический наполнитель из легкоплавкого горючего материала, 4 – выходное сопло

Fig. 1. Test body with a flowing channel: (1) air intake, (2) axisymmetric channel with a sudden expansion, (3) hollow low-melting cylinder, and (4) nozzle

В данной работе, направленной на изучение аэродинамического нагрева твердого горючего вследствие взаимодействия внутренней поверхности со сверхзву-

ковым потоком, рассматриваются наполнители из парафина, полиэтилена и полиоксиметилена [9]. Выбор материалов для исследования осуществлялся исходя из температуры, которая достигается в пограничном слое при числе Маха внешнего потока 6 и лежит в диапазоне от 313 до 473 К.

Математическая модель движения воздуха состоит из системы нестационарных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, дополненных уравнениями полуэмпирической модели турбулентности Ментера [13, 14]. Для численного решения задачи используется метод конечных объемов, реализованный в вычислительном комплексе ANSYS Fluent. Ввиду того что течение газа в проточном канале сопровождается ударными волнами, выбран решатель по плотности (density-based). Для интегрирования уравнений применяется неявная численная схема второго порядка точности по времени и второго порядка точности по пространству. Конвективные потоки через грани ячеек вычисляются в соответствии с методом Roe-FDS.

Задача решается в двумерной осесимметричной постановке, исследуется обтекание модельного тела потоком вязкой сжимаемой теплопроводной среды. На рис. 2 представлена схема расчетной области для численного решения задачи. Размеры внешней части пропорциональны размерам модельного тела и выбраны относительно большими, чтобы дальние граничные условия не искажали поле течения вблизи исследуемого объекта. В расчетной области выделены три типа ячеек: 1 – газ (воздух), 2 – наполнитель из легкоплавкого материала (полиэтилен, полиоксиметилена), 3 – корпус модельного тела (сталь 45).

Область решения задачи покрывалась сеткой, состоящей преимущественно из гексагональных элементов, производилось сгущение ячеек к поверхности модельного тела для разрешения пограничного слоя и выполнения условия $1 \leq y^+ \leq 8$ [14].

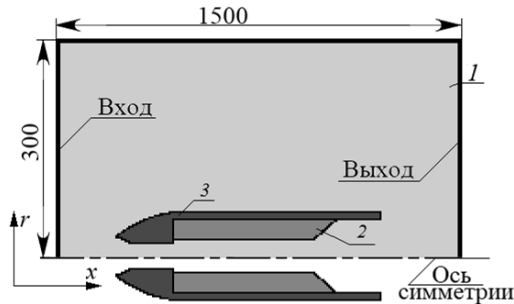


Рис. 2. Схема расчетной области для численного решения задачи обтекания модельного тела (размеры в мм): 1 – газ, 2 – наполнитель из легкоплавкого материала, 3 – корпус модельного тела

Fig. 2. Computational domain for a numerical simulation of the flow around the test body (length in mm): (1) gas, (2) low-melting cylinder, and (3) test body

Через левую границу на тело натекает равномерный сверхзвуковой поток воздуха с числом Маха $M_\infty = 5.91$, полным давлением $P_{total} = 7\,598.6$ кПа и полной температурой $T_{total} = 653.2$ К. Параметры течения выбраны в соответствии с условиями аэродинамического эксперимента. На поверхности модельного тела и внутренней поверхности наполнителя (3) выполняются условия прилипания и непротекания, а также граничное условие IV рода для учета сопряженного теплообмена.

Физическое моделирование движения воздуха в проточном канале модельного тела проводилось в сверхзвуковой аэродинамической трубе кратковременного действия [15]. Наполнитель из легкоплавкого материала (рис. 3, *a*) размещался внутри модельного тела (рис. 3, *b*), после чего осуществлялся эксперимент, в ходе которого происходило обтекание потоком с числом Маха 6, так как в данных экспериментальных условиях возможна регистрация плавления поверхности горючего при взаимодействии с потоком в проточном канале.



Рис. 3. Для физического моделирования: *a* – наполнитель из легкоплавкого материала, *b* – модельное тело для экспериментов

Fig. 3. For physical modeling: (a) low-melting cylinder and (b) test body for experiments

Ввиду того что в аэродинамических испытаниях затруднительно наблюдать изменения внутренней поверхности легкоплавкого горючего, влияние аэродинамического нагрева оценивалось косвенно: до и после экспериментов осуществлялось измерение диаметра внутреннего канала на оси полого цилиндра нутромером, производились взвешивание наполнителя и визуальная оценка изменений внутренней поверхности.

Анализ результатов численного исследования

По результатам численного решения задачи установлено, что характер течения газа в проточном канале соответствует струйному режиму с недорасширением, о чем свидетельствуют распределение числа Маха на оси проточного канала (рис. 4, *a*) и поля температуры и плотности (рис. 4, *b*), где видны формирующиеся по длине канала бочкообразные структуры. Зоны повышенной температуры расположены в пограничном слое – вблизи внутренней поверхности наполнителя из легкоплавкого горючего, что обусловлено торможением потока.

Так как при сверхзвуковом течении газа в проточном канале формируются ударные волны, вблизи внутренней поверхности наполнителя возникают области их взаимодействия с пограничным слоем. При анализе структуры течения газа в исследуемом канале можно выделить три области, где происходит отражение ударных волн от стенки, оказывающее влияние на распределение давления и температуры в пограничном слое, однако на распределениях газодинамических параметров в пограничном слое видны четыре точки экстремума (рис. 5, *b*). Первый пик на распределении температуры соответствует координате $x \sim 45$ мм и расположен в зоне возвратного течения за уступом, возникновение которой обу-

словлено геометрией проточного канала. Далее вниз по потоку видны три пика, где происходит менее выраженное изменение температуры: величина температуры вблизи второго пика на ~ 35 К ниже, чем вблизи первого, а значения температуры вблизи третьего и четвертого пиков отличаются друг от друга менее чем на 5 К.

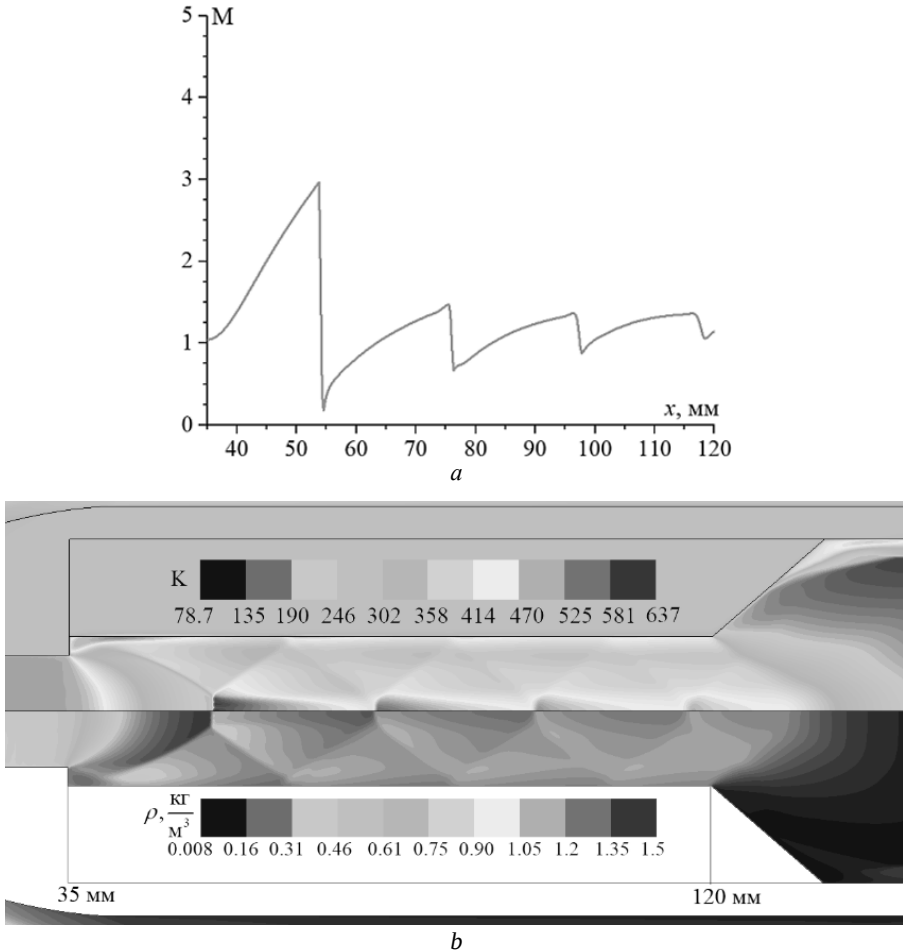


Рис. 4. Описание течения газа в канале: *a* – распределение числа Маха на оси проточного канала, *b* – поля температуры и плотности
Fig. 4. Characteristics of the gas flow in a channel: (*a*) the Mach number distribution along the flowing channel axis and (*b*) temperature and density fields

Немонотонное изменение температуры и давления в пограничном слое является следствием ударно-волнового взаимодействия, сопровождающегося также изменением величины теплового потока (кривая 1 на рис. 5, *b*) от газа к твердому телу через стенку. Наблюдается корреляция между величиной теплового потока вдоль стенки и касательным напряжением (кривая 2 на рис. 5, *b*) – наиболее интенсивная теплоотдача от газа к твердому телу происходит в отрывных зонах, где $\tau_c < 0$. Третий и четвертый экстремумы на распределениях параметров вблизи

стенки не сопровождаются отрывом – величина положительного градиента давления не достигает критического значения, происходит утолщение пограничного слоя.

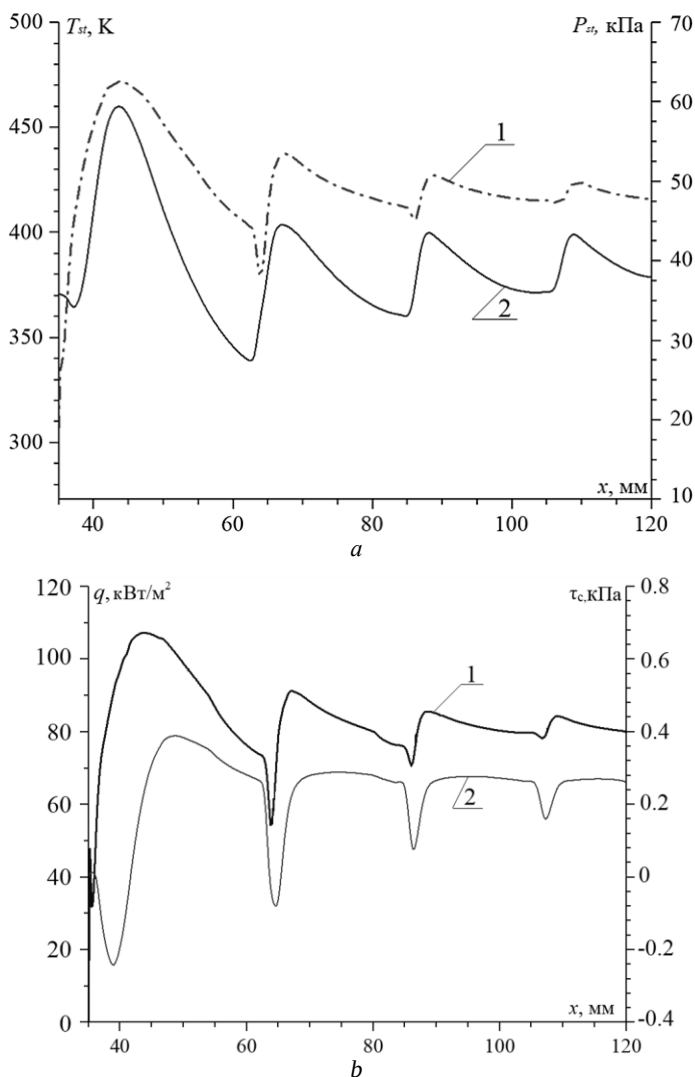


Рис. 5. Распределения газодинамических параметров в пограничном слое:
 а – температура (1) и давление (2), б – тепловой поток (1) и касательное напряжение (2)
Fig. 5. Distribution of gas-dynamic parameters in a boundary layer:
 (a) 1, temperature and 2, pressure; (b) 1, heat flux and 2, shear stress

Таким образом, по результатам численного решения задачи получено описание структуры течения газа в проточном канале, которое формируется при обтекании модельного тела внешним потоком с числом Маха 6 в аэродинамической установке. Определено, что течение газа в канале сопровождается зонами взаимодействия ударных волн с пограничным слоем и двумя областями возвратного

течения, где происходят отрыв пограничного слоя и интенсификация теплообмена. Результаты математического моделирования позволяют сделать вывод, что в ходе аэродинамических испытаний с числом Маха 6 в набегающем потоке может быть зарегистрировано оплавление твердого легкоплавкого материала, возникающее под влиянием структуры течения газа на его внутреннюю поверхность.

Экспериментальные исследования в аэродинамической трубе

В экспериментальном исследовании были использованы наполнители из полиэтилена и полиоксиметилена, внешний вид которых представлен на рис. 3, а. При подготовке к экспериментам производились измерение диаметра внутреннего канала, взвешивание наполнителя, после чего он размещался внутри модельного тела и проводились аэродинамические испытания: в течение времени $t_{\text{эксп}} = 5$ с тело обдувалось равномерным потоком с числом Маха 6. Температура в нагревателе $T_{\text{нагревателя}} = 693$ К, давление в баллонах $P_{\text{баллонов}} = 144.4 \cdot 10^5$ Па.

После завершения работы аэродинамической установки наполнитель извлекался из модельного тела, производились повторные взвешивание и измерение диаметра внутреннего канала, взаимодействующего с потоком воздуха. Для измерения диаметра канала использовался нутромер TESA Technology с погрешностью 5 мкм. Измерения проводились в пяти сечениях с шагом 6 мм. На рис. 6 показано изменение диаметра внутреннего канала относительно диаметра канала до аэродинамических испытаний. Расчет производился по формуле: $\Delta l = l_b - l_a$, где l_a – диаметр канала до эксперимента, l_b – диаметр канала после эксперимента.

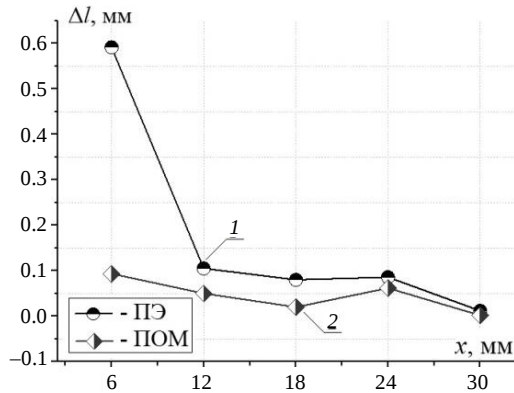


Рис. 6. Относительное изменение диаметра канала: 1 – полиэтилен, 2 – полиоксиметиленин
Fig. 6. Relative change in a flowing channel diameter: (1) polyethylene and (2) polyoxymethylene

В идентичных условиях экспериментов наибольшее относительное изменение диаметра канала наблюдается для наполнителя из полиэтилена. Полученные по результатам измерений значения относительного изменения диаметра согласуются между собой, так как за уступом в канале формируется зона возвратного течения, где происходят интенсивный теплообмен и расширение материала под воздействием теплового потока от газа к твердому телу. Однако получить изменение массы или оплавление внутренней поверхности наполнителей из полиэтилена и полиоксиметилена в аэродинамических испытаниях не удалось. Для реги-

страции фазового перехода и уноса массы в рассмотренных материалах необходимо большее количество теплоты, что в ходе экспериментов в аэродинамической установке кратковременного действия без дополнительного подвода тепла затруднительно. На рис. 7 приведены записи с датчиков давления и температуры в аэродинамической установке [15], отражающие изменение параметров в ходе эксперимента длительностью $t_{\text{эксп}} = 5$ с.

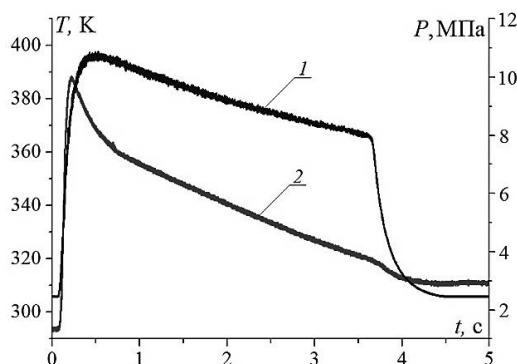


Рис. 7. Сигналы с датчиков полного давления (1) и полной температуры (2) в аэродинамической установке

Fig. 7. Data from (1) total pressure and (2) total temperature sensors in an aerodynamic facility

Для демонстрации влияния структуры течения газа в канале на оплавление поверхности легкоплавкого горючего в имеющихся экспериментальных условиях были проведены аэродинамические испытания с наполнителем, изготовленным из парафина марки П2 (рис. 8, а).

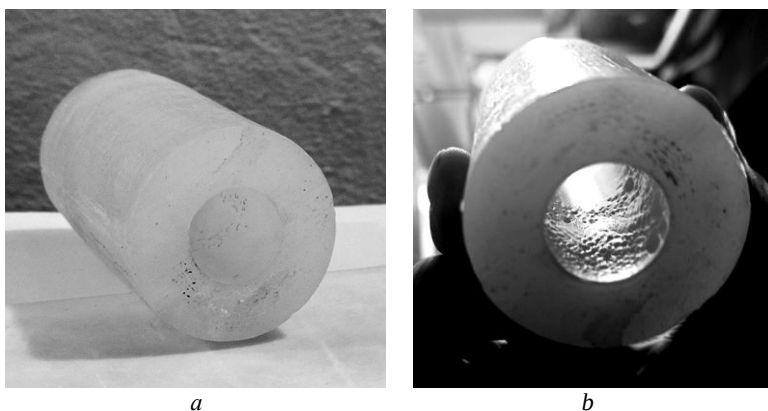


Рис. 8. Наполнитель из парафина: а – до эксперимента, б – после эксперимента

Fig. 8. Wax cylinder: (a) before and (b) after the aerodynamic test

По результатам экспериментов при числе Маха 6 в набегающем потоке с использованием модельного тела с наполнителем из парафина было зарегистрировано уменьшение его массы на 1.8%, а также изменение внутренней поверхности, взаимодействующей с потоком: на рис. 8, б видны две зоны оплавления материала

различной протяженности. На рис. 9 приведена фотография внутренней поверхности наполнителя из парафина после единичного эксперимента, где видно оплавление поверхности на участке, обращенном к уступу.

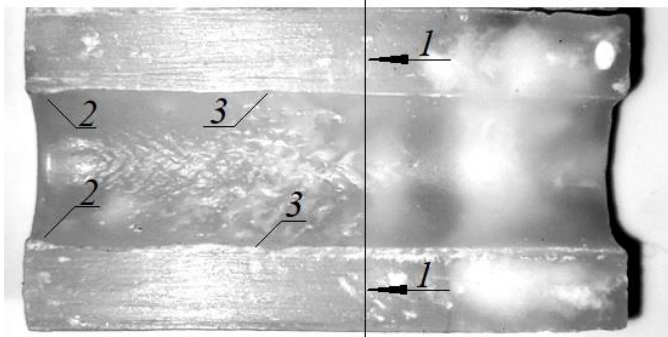


Рис. 9. Внутренняя поверхность наполнителя из парафина после эксперимента

Fig. 9. Internal surface of a wax cylinder after the aerodynamic test

На внутренней поверхности наполнителя видна граница (1), разделяющая участок, где возникло оплавление материала вследствие интенсивного теплообмена в пристеночной области, обусловленного структурой течения газа в проточном канале, и часть поверхности, которая не претерпела изменений. На поверхности наполнителя в развертке также видно изменение диаметра канала на входе – наплавление парафина (2) вблизи зоны возвратного течения за уступом, а также изменения диаметра вниз по каналу (3), возникающие под воздействием второй вихревой зоны.

Заключение

По результатам вычислительного исследования получена картина сверхзвукового турбулентного течения в осесимметричном канале с обратным уступом, характерная для истечения недорасширенной струи. Локальное повышение температуры при течении газа в канале возникает при торможении в пограничном слое на стенке. Взаимодействие ударных волн с пограничным слоем на внутренней поверхности канала приводит к возникновению немонотонного распределения параметров в пристеночной области, отрыву потока от стенки (за уступом и в первой отраженной ударной волне), нарастанию толщины пограничного слоя и возникновению зон с повышенной интенсивностью теплопередачи от газа к твердому телу.

Структура сверхзвукового турбулентного течения газа определяет закономерности распределения газодинамических параметров в канале и формирования неоднородного температурного поля в твердом материале. Установлено, что наибольшие температуры достигаются вблизи поверхности твердого горючего материала на участке, обращенном к уступу в камере сгорания модельного тела, где в пристеночной области формируются две вихревые зоны.

Достоверность результатов вычислительного исследования обеспечивается экспериментальными данными, по результатам которых установлены:

1) изменение диаметра внутреннего канала вследствие расширения материала под воздействием тепла в наполнителе из полиэтилена и полиоксиметилена на 0.5 и 0.1 мм соответственно;

2) уменьшение массы наполнителя из парафина на 1.8% по результатам единичного эксперимента;

3) оплавление материала при продольном обтекании внутренней поверхности наполнителя из парафина сверхзвуковым турбулентным потоком газа на участке, обращенном к уступу.

По результатам исследования выявлено, что во внутренних сверхзвуковых течениях газа имеет место сопряженный аэродинамический нагрев стенок канала, который необходимо учитывать для корректного разрешения отрывных зон и их положения, а также анализировать его изменение в нестационарном процессе.

Список источников

1. Булат П.В. Сверхзвуковое течение в канале с расширением : дис. ... канд. физ.-мат. наук. СПб., 2012. 140 с.
2. Чжен П. Отрывные течения. М. : Мир, 1972. Т. 1. 298 с.
3. Терехов В.И., Богатко Т.В. Влияние тепловой предыстории на турбулентное отрывное течение при внезапном расширении трубы // Теплофизика и аэромеханика. 2011. Т. 18, № 2. С. 225–232.
4. Терехов В.И., Богатко Т.В. Влияние толщины пограничного слоя перед отрывом потока на аэродинамические характеристики и теплообмен за внезапным расширением в круглой трубе // Теплофизика и аэромеханика. 2008. Т. 15, № 1. С. 99–106.
5. Батенко С.Р., Терехов В.И. Влияние динамической предыстории потока на аэродинамику ламинарного отрывного течения в канале за обратным прямоугольным уступом // Прикладная механика и техническая физика. 2002. Т. 43, № 6. С. 84–92.
6. Душина О.А., Молочников В.М., Паерелий А.А., Михеев Н.И., Леманов В.В. Структура потока за выступом в канале в условиях ламинарно-турбулентного перехода // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17, № 3. С. 349–361.
7. Молочников В.М., Мазо А.Б., Малюков А.В., Калинин Е.И., Михеев Н.И., Душина О.А., Паерелий А.А. Особенности формирования вихревых структур в отрывном течении за выступом в канале при переходе к турбулентности // Теплофизика и аэромеханика. 2014. Т. 21, № 3. С. 325–334.
8. Носатов В.В., Семенов П.А. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвукового турбулентного отрывного течения и локальной теплоотдачи в плоском канале с внезапным расширением // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки. 2014. № 1(52). С. 66–77.
9. Скибина Н.П., Фарапонов В.В. Исследование взаимодействия сверхзвукового течения газа с легкоплавким материалом в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя на твердом топливе // Вычислительная механика сплошных сред. 2021. Т. 14, № 3. С. 278–288.
10. Maslov E., Faraponov V., Arkhipov V., Zharova I., Kozlov E., Savkina N. Investigation of working processes in a flowing channel of ramjet engine // Thermal Science. 2019. Vol. 23, № 2. P. 531–536.
11. Скибина Н.П., Тыртышный С.А., Фарапонов В.В. Экспериментально-теоретическое исследование распределения давления вдоль стенки при движении сверхзвукового потока газа в осесимметричном канале с внезапным расширением // Теплофизика и аэромеханика. 2022. Т. 29, № 1. С. 91–101.
12. Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения (методы и приборы). М. : Наука, 1964. 720 с.

13. Снегирёв А.Ю. Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений. СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2009. 143 с.
14. ANSYS FLUENT 12.1 Theory Guide, Solver Theory. ANSYS Inc., 2010.
15. Звезинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. Новосибирск : Параллель, 2014. Ч. I: Установки для научных исследований. 551 с.

References

1. Bulat P.V. (2012) *Sverkhzvukovoe techenie v kanale s rasshireniem* [Supersonic flow in a channel with an expansion]. Dissertation, Saint Petersburg State University.
2. Chang P.K. (1976) *Control of Separation*. New York: McGraw-Hill.
3. Terekhov V.I., Bogatko T.V. (2011) The effect of thermal prehistory on turbulent separated flow at sudden tube expansion. *Thermophysics and Aeromechanics*. 18(2). pp. 215–222. doi: 10.1134/S086986431101003X
4. Terekhov V.I., Bogatko T.V. (2008) Effect of boundary layer thickness before the flow separation on aerodynamic characteristics and heat transfer behind an abrupt expansion in a round tube. *Thermophysics and Aeromechanics*. 15(1). pp. 91–97. doi: 10.1134/S0869864308010083
5. Batenko S.R., Terekhov V.I. (2002) Effect of dynamic prehistory on aerodynamics of a laminar separated flow in a channel behind a rectangular backward-facing step. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*. 43(6). pp. 854–860. doi: 10.1023/A:1020712520195
6. Dushina O.A., Molochnikov V.M., Paereliy A.A., Mikheev N.I., Lemanov V.V. (2010) Structure of the channel flow behind a surface-mounted rib under conditions of laminar-turbulent transition. *Thermophysics and Aeromechanics*. 17(3). pp. 335–345. doi: 10.1134/S0869864310030030
7. Molochnikov V.M., Mazo A.B., Malyukov A.V., Kalinin E.I., Mikheev N.I., Dushina O.A., Paereliy A.A. (2014) Distinctive features of vortical structures generation in separated channel flow behind a rib under transition to turbulence. *Thermophysics and Aeromechanics*. 21(3). pp. 309–317. doi: 10.1134/S0869864314030056
8. Nosatov V.V., Semenev P.A. (2014) Raschetno-eksperimental'noe issledovanie sverkhzvukovogo turbulentnogo otryvnogo techeniya i lokal'noy teplootdachi v ploskom kanale s vnezapnym rasshireniem [Computational and experimental study of the supersonic turbulent detached flow and local heat emission in a flat duct with a sudden expansion]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seriya «Estestvennye nauki» – Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Natural Sciences*. 1(52). pp. 66–77.
9. Skibina N.P., Faraponov V.V. (2021) Issledovanie vzaimodeystviya sverkhzvukovogo techeniya gaza s legkoplavkim materialom v kamere sgoraniya pyramotochnogo vozdušno-reaktivnogo dvigatelya na tvyordom toplive [Analysis of the interaction of a supersonic gas flow with a solid low melting polymer as a ramjet engine propellant]. *Vichislitel'naya mekhanika sploshnykh sred – Computational Continuum Mechanics*. 3(3). pp. 278–288. doi: 10.7242/1999-6691/2021.14.3.23
10. Maslov E., Faraponov V., Arkhipov V., Zharova I., Kozlov E., Savkina N. (2019) Investigation of working processes in a flowing channel of ramjet engine. *Thermal Science*. 23(2). pp. 531–536. doi: 10.2298/TSCI19S2531M
11. Skibina N.P., Tyrtshny S.A., Faraponov V.V. (2022) Experimental-theoretical study of pressure distribution along the wall when a supersonic gas flow moves in an axisymmetric channel with sudden expansion. *Thermophysics and Aeromechanics*. 29(1). pp. 87–97. doi: 10.1134/S0869864322010061
12. Gorlin S.M., Slezinger I.I. (1964) *Aeromekhanicheskie izmereniya (metody i pribory)* [Aeromechanical measurements (methods and devices)]. Moscow: Nauka.
13. Snegirev A.Yu. (2009) *Vysokoproizvoditel'nye vychisleniya v tekhnicheskoy fizike. Chislennoe modelirovanie turbulentnykh techeniy*. [High-performance computing in engineering physics. Numerical modeling of turbulent flows]. Saint Petersburg: Izdatel'stvo Politekhicheskogo universiteta.

14. ANSYS FLUENT 12.1 Theory Guide, Solver Theory (2010) ANSYS Inc.
15. Zvegintsev V.I. (2014) *Gazodinamicheskie ustanovki kratkovremennogo deystviya. Chast' I. Ustanovki dlya nauchnykh issledovaniy* [Short-duration gas-dynamic facilities. Part 1. Facilities for scientific studies]. Novosibirsk: Parallel'.

Сведения об авторах:

Скибина Надежда Петровна – кандидат физико-математических наук, ассистент кафедры динамики полета физико-технического факультета Томского государственного университета, Томск, Россия. E-mail: uss.skibina@gmail.com

Фарапонов Валерий Владимирович – кандидат физико-математических наук доцент кафедры динамики полета физико-технического факультета Томского государственного университета, Томск, Россия. E-mail: fff@ftf.tsu.ru

Information about the authors:

Skibina Nadezhda P. (Candidate of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: uss.skibina@gmail.com

Faraponov Valeriy V. (Candidate of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: fff@ftf.tsu.ru

Статья поступила в редакцию 17.11.2022; принята к публикации 03.02.2023

The article was submitted 17.11.2022; accepted for publication 03.02.2023