

DOI: [10.7242/1999-6691/2021.14.3.23](https://doi.org/10.7242/1999-6691/2021.14.3.23)

УДК 533.697, 533.6.011.6

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ ГАЗА С ЛЕГКОПЛАВКИМ МАТЕРИАЛОМ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

Н.П. Скибина, В.В. Фарапонов

Национальный исследовательский Томский государственный университет, Томск, Российская Федерация

Исследуются процессы, сопровождающие работу прямооточного воздушно-реактивного двигателя с горением твердого топлива в сверхзвуковом потоке. Твердотопливным элементом, размещенным в камере сгорания двигателя, служит наполнитель из легкоплавкого полимерного материала, выполненный в форме цилиндра с продольным каналом на оси. Изучение производится методами физического и математического моделирования. Экспериментальная часть работы проведена в импульсной аэродинамической установке. С помощью предложенных измерительных устройств эмпирическим путем получены данные о распределении температуры и давления вдоль стенки канала, который формируется внутри модели при размещении в камере сгорания полимерного наполнителя. Физико-математическая модель для численного решения задачи состоит из системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, дополненной уравнениями полуэмпирической SST-модели турбулентности. Для решения уравнений используется метод конечных объемов. Задача рассматривается в нестационарной двухмерной осесимметричной постановке, при этом начальные и граничные условия выбираются в соответствии с экспериментальными данными, что дает возможность осуществлять верификацию результатов численных расчетов непосредственно в ходе аэродинамических испытаний. Представлены полученные распределения газодинамических параметров (давления, температуры, плотности, числа Маха) для течения газа в проточном тракте модели прямооточного воздушно-реактивного двигателя. По данным численных расчетов построены профили давления на границе «газ–твердое тело», показано их изменение с течением времени. Выполненное решение нестационарной сопряженной задачи теплообмена позволяет установить динамику изменения температуры не только в пристеночной зоне проточного тракта, но и в твердом полимерном материале наполнителя (капролоне, полиэтилене, полиоксиметиле). Получено, что воздействие сверхзвукового потока на материал со стороны проточного тракта в течение 1 с приводит к изменению температуры в твердом теле на глубину до 20% от его общей толщины.

Ключевые слова: прямооточный воздушно-реактивный двигатель, твердые легкоплавкие горючие, теплообмен, сверхзвуковые течения, физическое и математическое моделирование

ANALYSIS OF THE INTERACTION OF A SUPERSONIC GAS FLOW WITH A SOLID LOW MELTING POLYMER AS A RAMJET ENGINE PROPELLANT

N.P. Skibina and V.V. Farapov

Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation

The performance of ramjet engines with a supersonic combustion is one of the main directions of hypersonic aircraft development research is studied. Researchers around the world create special experimental facilities for testing engine models, investigate fuels for ramjet engines and classify new scientific data. Since the ambient temperature and the oxidizer flow temperature in engine air duct are low at the flight altitude of a hypersonic aircraft, low melting materials can be used as a fuel agent in a solid propellant. The main purpose of this work is analysis of heat and mass exchange processes associated with the motion of a supersonic gas flow in an axisymmetric duct described as a combustion chamber of a ramjet engine with a solid polymer. The mathematical model of the problem consists of the unsteady Reynolds-averaged Navier–Stokes equations and the equations of a semiempirical turbulence model. The stated problem was solved by the finite volume method. Initial and boundary conditions are identical to experimental conditions and this makes it possible to verify the results of the numerical solution directly during aerodynamic tests. Gas dynamic parameters for the gas flow in an air duct of a ramjet engine are described, pressure profiles at the gas-solid interface are plotted, and a transient pressure behavior is considered. The results of the solution of a coupled heat transfer problem allow analyzing a dynamic heat exchange pattern in a solid polymeric material (caprolone, polyethylene and polyoxymethylene). It has been found that the effect of a supersonic flow on the surface of a low melting material within one second leads to temperature changes in a solid to a depth of 20% of its total thickness.

Key words: ramjet engine, low melting propellant, heat exchange, supersonic flows, physical and mathematical modeling

1. Введение

Разработки летательных аппаратов со сверхзвуковыми и гиперзвуковыми скоростями движения в атмосфере активно проводятся на протяжении последних десятилетий. В ходе исследований получен большой объем информации о процессах и явлениях, протекающих при высокоскоростном движении объектов. Предложены различные варианты облика гиперзвукового самолета, материалы для создания конструкций, способных выдерживать тепловые нагрузки, и силовые установки, обеспечивающие движение в требуемом диапазоне скоростей.

В качестве перспективных силовых установок для гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) выступают прямооточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД) с горением топлива в сверхзвуковом потоке окислителя. Первые образцы двигателей такого типа создавались в 50-60-х годах XX века в рамках наземных испытаний.

К основным преимуществам прямоточных двигателей, в том числе гиперзвуковых, можно отнести простоту конструкции и возможность получения окислителя для горения топлива из атмосферного воздуха. В настоящее время осуществляются работы по оптимизации ПВРД и ГПВРД: рассматриваются варианты геометрии рабочих элементов и их взаимного влияния на протекающие процессы (например, воздухозаборного устройства и камеры сгорания), создаются новые топливные композиции, предлагаются различные способы реализации горения. Неизменным при этом остается сам процесс работы двигателя: окислитель с потоком воздуха через воздухозаборное устройство попадает в проточный тракт двигателя, взаимодействует с размещенным в камере сгорания топливом, которое при воздействии сверхзвукового потока нагревается и выделяет газообразные продукты сгорания, создающие силу тяги для движения летательного аппарата.

Организация процесса горения в условиях сверхзвукового течения газа — комплексная и трудоемкая задача, так как присутствующие в потоке турбулентность и ударные волны усложняют структуру потока, приводят к возникновению зон отрыва и присоединения вблизи поверхности топливного заряда, интенсифицируют процессы тепломассообмена.

Выбор темы исследования обусловлен актуальностью вопросов, связанных с разработкой топливных композиций и изучением условий для их горения в ходе эксплуатации ПВРД. Можно выделить подход как к рассмотрению полноценных составов топлив, так и к изучению отдельных компонентов — например, легкоплавких полимерных материалов (полиэтилена, полибутадиена). Относительно низкие температуры плавления и горения составов позволяют уйти от необходимости подачи в рабочий тракт предварительно подогретого окислителя или реализовать схему с газогенератором при меньших энергетических затратах.

Исследования топлив для ПВРД целесообразно проводить комплексно, то есть объединять наземные испытания на специальных стендах и соответствующие численные расчеты. Анализ полученных таким образом результатов позволит сформировать более детальное представление о процессах, протекающих при работе двигателя, и экстраполировать их на другие диапазоны условий окружающей среды. Например, получить описание работы двигателя на высотах свыше 30 км без создания экспериментальной установки, позволяющей имитировать экстремальные условия (с низкой температурой, плотностью и давлением).

В данной работе представлено теоретическое исследование взаимодействия сверхзвукового потока воздуха с поверхностью твердого легкоплавкого полимерного материала, размещенного в камере сгорания ПВРД. Описаны эксперименты, направленные на измерение значений давления и температуры, которые устанавливаются при квазистационарном обтекании осесимметричной модели ПВРД в аэродинамической установке кратковременного действия. Рассмотрено воздействие сверхзвукового потока на следующие материалы — полиэтилен и полиоксиметилен.

2. Экспериментальные исследования

Экспериментальные исследования проведены в импульсной аэродинамической установке Томского государственного университета (г. Томск), которая позволяет моделировать движение объектов со скоростями в диапазоне чисел Маха от $M = 2$ до $M = 7$ [1, 2]. Создаваемый в установке поток обладает хорошими метрологическими характеристиками, цикл работы составляет 2,5–3 с. В потоке параметры торможения принимают значения: при $M = 5$ температура торможения $T = 440$ К и давление торможения $P = 3,5$ МПа; при $M = 6$ $T = 650$ К и $P = 7,6$ МПа.

В рамках данной работы объектом исследования является сверхзвуковое течение газа, которое формируется в осесимметричном канале, моделирующем камеру сгорания ПВРД, с размещенным в ней наполнителем из полимерного материала, имеющим проточный канал вдоль оси вращения. На рисунке 1а приведен общий вид опытной модели ПВРД, которая используется в аэродинамических испытаниях. На рисунке 1б показан вид под корпусом; нанесены линейные размеры воздухозаборного устройства $35 \cdot 10^{-3}$ м, камеры сгорания $84 \cdot 10^{-3}$ м и выходного диффузора $43 \cdot 10^{-3}$ м.

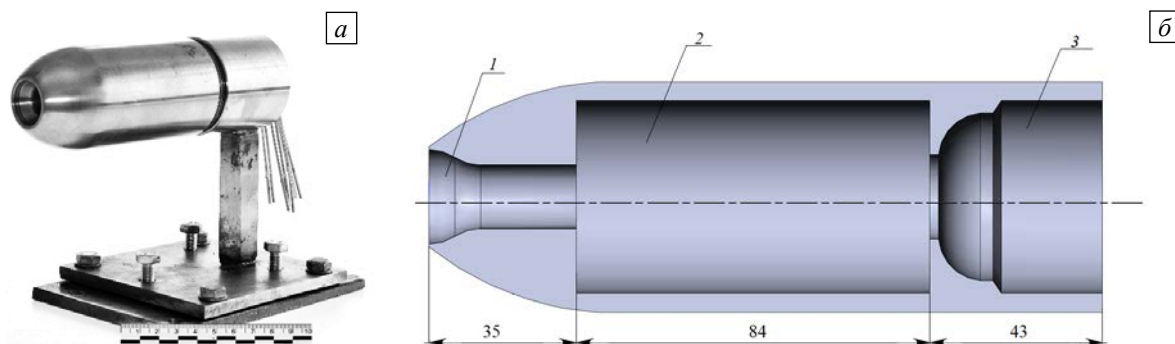


Рис. 1. Фотография осесимметричной модели ПВРД (а); схема ее внутреннего устройства (размеры в мм) (б): 1 – воздухозаборное устройство, 2 – камера сгорания, 3 – выходной диффузор

Объектом исследования являются термогазодинамические процессы, протекающие при взаимодействии потока газа с внутренней поверхностью полимерного вкладыша (Рис. 2) (далее в тексте — в пристеночной зоне), который размещается в камере сгорания и изготовлен из легкоплавкого материала. Внутренний диаметр вкладыша (проточного канала) составляет $20 \cdot 10^{-3}$ м, наружный — $44 \cdot 10^{-3}$ м; зазоры между вкладышем и стенками корпуса камеры отсутствуют.

Для регистрации изменения температуры в пристеночной зоне вкладыша за счет воздействия на его внутреннюю поверхность сил трения, создаваемых турбулентным потоком газа, проведена серия экспериментов. Внутри камеры сгорания осесимметричного ПВРД размещалось специально собранное измерительное устройство, после чего двигатель закреплялся в рабочей части аэродинамической установки и обдувался равномерным сверхзвуковым потоком с числом Маха $M = 5$ в течение 3 с.

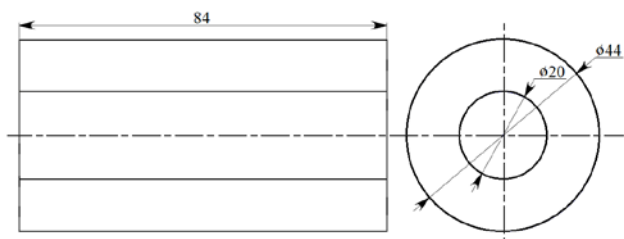


Рис. 2. Чертеж размещаемого в камере сгорания ПВРД наполнителя из полимерного материала (размеры указаны в мм)

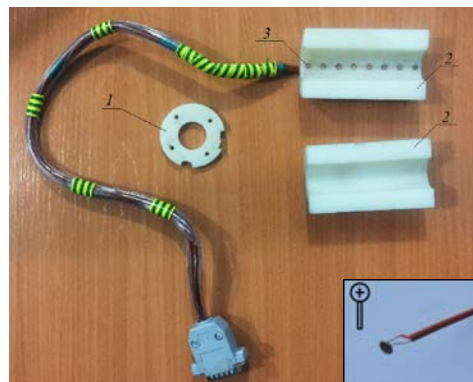


Рис. 3. Термозонд для регистрации температуры в пристеночной области камеры сгорания: 1 – фиксирующая шайба, 2 – каркас, 3 – расположение calorиметрических датчиков (в правом нижнем углу показан датчик в увеличенном виде)

Измерительное устройство (термозонд) изготавливалось из капролона, температура плавления которого выше 500 К, что исключало возможность его деформации при тепловом воздействии в ходе экспериментов [3, 4]. Форма и размеры термозонда были идентичными размерам вкладыша, показанного на рисунке 2, а конструкция давала возможность осуществлять одновременную регистрацию в 8 точках вдоль внутренней поверхности вкладыша. На рисунке 3 приведен внешний вид термозонда с указанием составных элементов.

Возможность изменения положения фиксирующей зонд шайбы (с левого либо с правого торца) позволяла по результатам экспериментов для одной скорости обтекания в сумме получать на внутренней поверхности вкладыша значения температуры в 16 точках с шагом $5 \cdot 10^{-3}$ м. Таким образом, после обработки данных аэродинамических испытаний строилось распределение температуры вдоль стенки проточного тракта $T(x)$ по значениям в 16 точках, где x — это расстояние по оси от начала модели ПВРД (от входа в воздухозаборную часть) до точки регистрации. Аналогичным образом выглядела конструкция устройства для измерения давления [4], принцип работы которого базируется на классических дренажных испытаниях в аэродинамических трубах.

На рисунке 4 представлены данные, полученные в ходе аэродинамических испытаний опытного ПВРД при размещении соответствующих измерительных устройств в камере сгорания. На рисунке 4а показано распределение $T(x)$ в пристеночной зоне, где происходит взаимодействие пограничного слоя с ударными

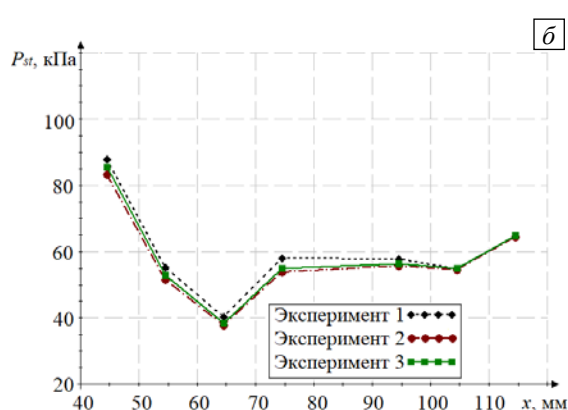
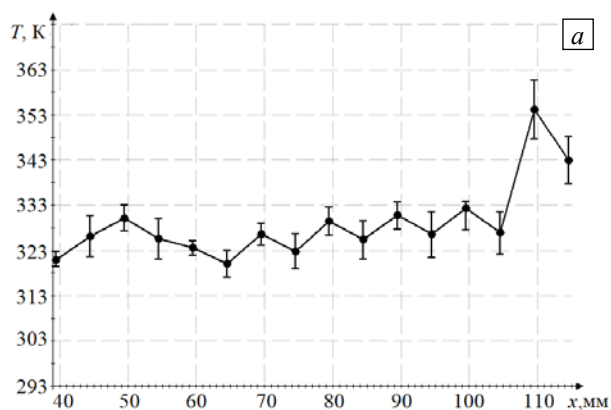


Рис. 4. Распределения температуры (вертикальные линии означают доверительные интервалы ее измерений в эксперименте) (а) и давления (б) вдоль стенки проточного тракта, построенные по результатам аэродинамических испытаний обтекания модели ПВРД потоком с числом Маха $M = 5$

волнами, возникающими в потоке газа. Характер распределения величины температуры, построенной по значениям в 16 точках, немонотонный, на кривой видны локальные максимумы и минимумы значений. На рисунке 4б приведены распределения $P(x)$, полученные в трех экспериментах для набора из 7 точек. На графике также видно наличие максимумов и минимумов значений давления вдоль пристеночной области.

Для подтверждения влияния ударных волн на распределение термогазодинамических параметров вдоль проточного тракта модели ПВРД осуществлено измерение скорости на его оси. При измерении получено значение числа Маха $M = 1,87 \pm 0,2$, что говорит о наличии зон сверхзвукового течения в проточном тракте. В работах [3, 4] более подробно представлены особенности устройства для регистрации температуры в пристеночной зоне камеры сгорания, выявленные в ходе сопоставления экспериментальных данных с результатами математического моделирования процессов, соответствующих проводимым аэродинамическим испытаниям.

3. Численное моделирование

3.1. Постановка задачи

В рамках экспериментально-теоретического исследования сверхзвукового течения газа в проточном тракте ПВРД, с учетом поправки на глубину расположения калориметрических датчиков, температура стенки вкладыша в среднем составила 360 К при обтекании модели потоком при $M = 5$ и $T = 420$ К при числе Маха $M = 6$ [4]. Исходя из данных значений, для дальнейшей работы были выбраны твердые полимерные материалы с рабочими температурами и температурой плавления, близкими к температурам, достигаемым в пристеночной области камеры сгорания при аэродинамических испытаниях. В таблице 1 приведены основные физические и теплофизические характеристики рассмотренных материалов.

Названные материалы в ходе лабораторных исследований в аэродинамической трубе могут подойти к состоянию фазового перехода или плавлению под действием температуры, возникающей при взаимодействии со сверхзвуковым потоком в проточном тракте. Таким образом, необходимо:

- провести численные расчеты для оценки температуры, которая достигается в ходе аэродинамических испытаний при размещении в камере сгорания модели ПВРД вставок из полиэтилена и полиоксиметилена;
- по результатам расчета проанализировать температуру материала наполнителя в зависимости от радиальной координаты точки измерения до зоны контакта с течением газа в канале;
- рассмотреть тепловые потоки в материале и изменение газодинамических параметров течения во времени.

Таблица 1. Физические и теплофизические параметры полимерных материалов

Название материала	ρ , кг/м ³	C_p , Дж/(кг·К)	λ , Вт/(м·К)	$T_{пл}$, К	Границы рабочего диапазона температур, К	
					T_{min}	T_{max}
Капролон	1160	2500	0,270	500	235	440
Полиэтилен	922	2470	0,293	395	220	350
Полиоксиметилен	1410	1500	0,310	440	220	370

3.2. Методика численного расчета

Для описания сверхзвукового течения газа в проточном тракте модели выбран URANS (Unsteady Reynolds-averaged Navier-Stokes equations) метод, основанный на решении нестационарных уравнений Навье–Стокса с осреднением по Рейнольдсу [6, 7]. Вязкий и теплопроводный газ подчиняется уравнению состояния Менделеева–Клапейрона. Так как для верификации и проверки адекватности физико-

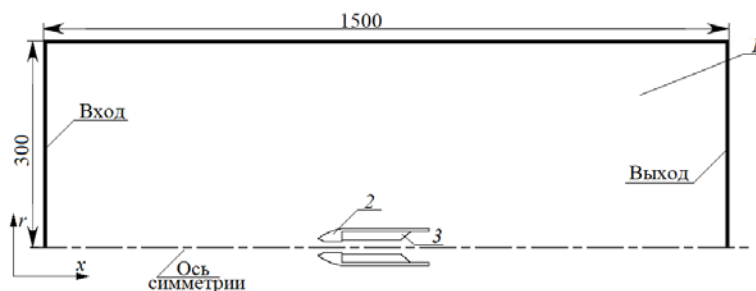


Рис. 5. Область решения задачи обтекания модели ПВРД с учетом сопряженного теплообмена (размеры в мм) и области конечно-элементных ячеек, относящиеся к потоку газа – 1, к корпусу модели – 2, к наполнителю из полимерного материала, размещенному в камере сгорания – 3

математической модели предполагаются последующие аэродинамические испытания, наличие турбулентности учитывается уравнениями SST-модели. Число Рейнольдса, рассчитанное по диаметру проточного тракта, имеет порядок 10^5 .

Решение системы уравнений производится методом конечных объемов в вычислительном комплексе ANSYS Fluent. Область решения задачи обтекания показана на рисунке 5. Задача внешнего обтекания решается в классической двухмерной осесимметричной постановке — на модель слева набегающий поток, идентичный потоку при квазистационарном обтекании модели двигателя в аэродинамической установке. Размеры расчетной области выбраны пропорциональными линейным размерам модели, представленным на рисунке 1. Границы расчетной области расположены так, чтобы исключалось их влияние на течение вблизи модели. На рисунке 5 выделены зоны, заполненные ячейками с разными свойствами: 1 — ячейки «fluid» — газ; 2 — ячейки «solid» — твердое тело (стальной корпус модели ПВРД); 3 — ячейки «solid», наполнитель из полимерного материала. На поверхности всех твердых стенок модели задается условие прилипания: $U(x, r) = 0$. Для описания теплопередачи на границах контакта «газ–твердое тело» используются граничные условия IV рода. На выходных границах реализуются «мягкие» граничные условия [6].

Для получения численного решения нестационарной задачи, соответствующей исследуемому физическому процессу, система уравнений дополняется начальными и граничными условиями:

– в момент времени $t = 0$ с по всей расчетной области известны следующие значения температуры и давления: $T(0) = 293,15$ К, $P(0) = 10^5$ Па;

– в момент времени $t = 10^{-5}$ с через левую границу области поступает поток газа с числом Маха $M = 4,94$ при значениях статической температуры $T = 80$ К и статического давления $P = 8 \cdot 10^3$ Па;

– для учета тепловых эффектов рассматривается сопряженная задача теплообмена — учитываются тепловые потоки между всеми компонентами системы «газ–корпус модели ПВРД–полимерный наполнитель».

Ввиду того, что течение газа в проточном тракте имеет зоны со сверхзвуковой скоростью и необходим учет влияния ударных волн, в настройках решателя выбран сопряженный метод по плотности. Для аппроксимации по времени использована неявная численная схема второго порядка точности. Внутри каждого временного шага выполнялось от 50 до 500 итераций для достижения сходимости решения. Шаг по времени составлял $dt = 10^{-5}$ с.

Проверка сходимости процесса вычислений осуществлялась на сетках с разным числом элементов, критерием оценки служил порядок невязок двух последовательных расчетов. С увеличением количества разбиений повышалась точность решения и детализация течения, но при этом возрастали временные затраты на реализацию задачи. В таблице 2 приведены данные о числе элементов в рассмотренных сетках, время итерационного счета внутри одного временного шага и порядок невязок.

Таблица 2. Результаты проверки сеточной сходимости решения

Число элементов	Время на итерацию, с	Невязка численного расчета
$6 \cdot 10^5$	4	10^{-1}
$1,2 \cdot 10^6$	7	10^{-3}
$2,7 \cdot 10^6$	9	10^{-5}
$6 \cdot 10^6$	110	10^{-6}

По результатам проверки сеточной сходимости выбрана сетка из $2,7 \cdot 10^6$ элементов, для более качественного решения адаптированная к областям с особенностями течения (в пограничном слое, в угловых точках, в зонах скачков уплотнения и возвратных течений). На рисунке 6 приведен внешний вид элементов расчетной сетки. В пристеночной зоне расчетная сетка состояла из прямоугольных элементов со сгущением в области градиентов параметров течения. Расчетная область в следе за телом покрывалась сеткой из равновеликих треугольных ячеек.

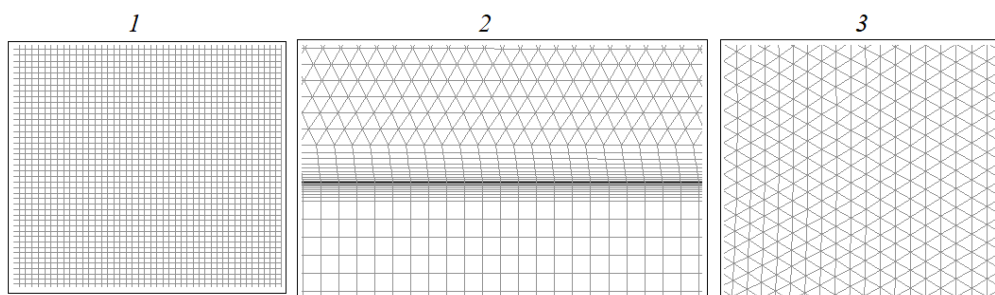


Рис. 6. Примеры геометрии элементов сетки в проточном тракте (1), в пристеночной зоне (2), вблизи выходной границы (3)

4. Основные результаты работы

4.1. Решение нестационарной задачи

Результаты решения системы осредненных уравнений Навье–Стокса удобно представить во всей расчетной области в виде скалярных или векторных полей газодинамических параметров. Такая форма позволяет рассмотреть особенности течения и его ударно-волновую структуру в проточном тракте модели.

Рисунок 7 содержит распределения плотности, давления и числа Маха снаружи модели и в проточном тракте. Подобная структура характерна для течения в канале с прямым уступом [8, 9] (угол раскрытия диффузора 90°). Поток газа проходит по выравнивающему участку (участку проточного тракта, связывающему воздухозаборное устройство с камерой сгорания), затем в струйном режиме истечения поступает к наполнителю (вкладышу). За счет того, что давление в потоке меньше, чем атмосферное давление во всей расчетной области, течение в канале сопровождается так называемыми «дисками Маха» или «бочками Маха», возникающими в недорасширенной струе. В последовательно расположенных скачках уплотнения происходит торможение потока до дозвуковой скорости и угасание интенсивности ударных волн, которыми сопровождается течение.

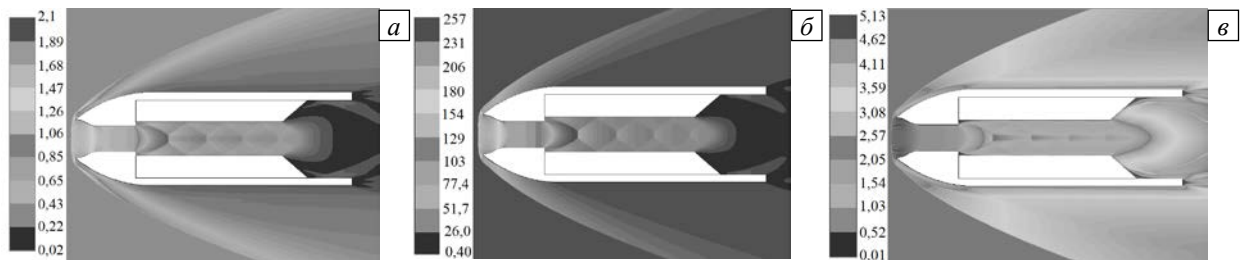


Рис 7. Распределения при обтекании модели двигателя: плотности в кг/м^3 (а), давления в кПа (б), числа Маха (М) (в)

На рисунке 8а приведены результаты численного расчета и аэродинамических испытаний обтекания модели ПВРД (число Маха набегающего потока $M = 5$). Видно, что характер расчетного распределения давления качественно согласуется с данными экспериментов, но присутствует количественное несоответствие порядка 25%. Отличие обусловлено погрешностью измерительного устройства, которое в настоящее время дорабатывается с целью повышения точности регистрации давления. На рисунке 8б показаны распределения давления $P(x)$, построенные по результатам вычислений для каждого из материалов — капролона, полиэтилена и полиоксиметилена. Значения отвечают продолжительности обтекания $t = 1$ с. Видно, что распределение давления не изменяется в зависимости от того, какой материал размещен в камере сгорания, и обусловлено геометрией канала и скоростью набегающего потока.

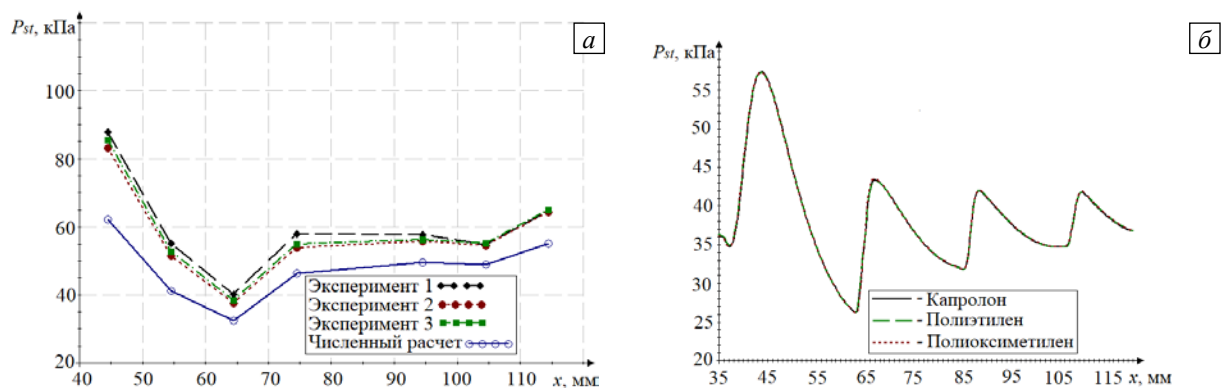


Рис. 8. К сравнению результатов экспериментов и численных расчетов по величине давления для наполнителя из капролона (а); расчетные распределения давления по длине проточного тракта для разных материалов (б); $M = 5$

Решение задачи в нестационарной постановке позволяет рассмотреть не только распределения $P(x)$ и $T(x)$, но и изменения данных параметров с течением времени, то есть $P_{стенки}(t)$ и $T_{стенки}(t)$. На рисунке 9 показаны графики изменения давления и температуры в пристеночной области при различной продолжительности процесса обтекания. На видно (см. Рис. 9а), что давление устанавливается как количественно, так и качественно ко времени порядка $t = 10^{-3}$ с и далее остается неизменным. Стационарное распределение давления в расчете соответствует квазистационарному режиму течения в аэродинамических испытаниях. На рисунке 9б аналогичным образом представлена динамика изменения

температуры в пристеночной области. Температура здесь перестает качественно изменяться ко времени порядка $t = 10^{-2}$ с. С увеличением времени воздействия потока газа на наполнитель температура продолжает подниматься. Такая динамика говорит о корректном описании физического процесса используемой математической моделью — происходит передача тепла от сверхзвукового потока газа вкладышу из полимерного материала (пример показан для полиэтилена), в зоне контакта «газ–твердое тело» наблюдается повышение температуры, как и в работе [3]. Представленные результаты решения нестационарной задачи подтверждают адекватность физико-математической модели и могут выступать в качестве инструмента для объяснения данных, получаемых в ходе аэродинамических испытаний.

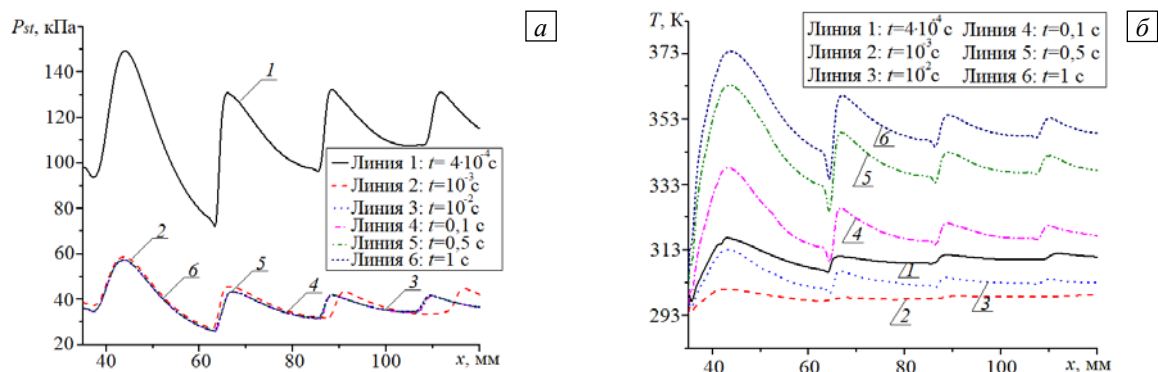


Рис. 9. Изменение давления (а) и температуры (б) вдоль стенки проточного тракта при разной продолжительности времени обтекания

4.2. Анализ распределения температуры в полимерном материале, тепловых потоков, взаимосвязи между ударно-волновой структурой и изменением температуры

Вычисленные распределения температуры в пристеночных зонах вкладышей из полиэтилена и полиоксиметилена к моментам времени $t = 0,5$ с и $t = 1$ с приведены на рисунке 10. Значения температуры и характер ее изменения в зависимости от координаты x для разных материалов идентичны. На распределениях $T(x)$ видны четыре максимума — первые два наиболее интенсивны, два последних отвечают повышению температуры примерно на одинаковую величину. Наличие колебаний температуры вдоль внутренней стенки наполнителя обусловлено торможением потока газа в проточном тракте модели ПВРД за счет скачков уплотнения.

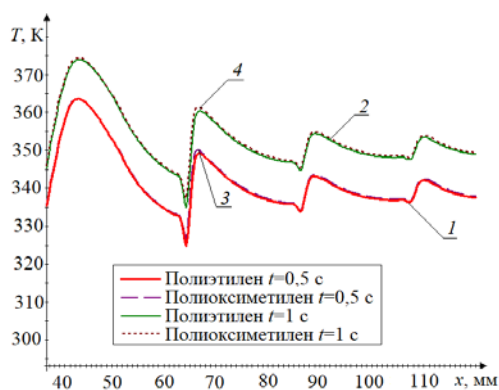


Рис. 10. Распределения температуры в пристеночной области вкладышей из полиэтилена (кривые 1 и 2) и полиоксиметилена (3 и 4) в моменты времени 0,5 и 1 с

Первый максимум на графике обусловлен характерной особенностью течения в канале с внезапным расширением: за уступом в камере сгорания модели формируется зона возвратного течения. Максимальное значение температуры наблюдается в точке присоединения пограничного слоя [10–13]. Также можно отследить отрыв потока по формированию отрывного пузыря в пристеночной области и соответствующему изменению давления (см. Рис. 7б и 8б).

Второй максимум температуры образуется за счет взаимодействия возникающих ударных волн со стенками канала. Интенсивность воздействия ударной волны на стенку, как и в первом случае, приводит к формированию зоны отрывного течения с его последующим присоединением к основному потоку.

Третий и четвертый максимумы на графике $T(x)$ — результат влияния ударных волн, отошедших от двух последних «дисков Маха». Так как в первых двух скачках уплотнения в проточном тракте происходит наибольшее падение скорости, то отвечающая двум последним максимумам интенсивность ударных волн недостаточна для отрыва потока от стенки, поэтому здесь наблюдается увеличение толщины пограничного слоя за счет роста сил вязкости [10].

Взаимодействие ударных волн с пограничным слоем приводит к повышению температуры и интенсификации процесса теплообмена, что в дальнейшем является причиной формирования областей с наибольшей температурой в пристеночной зоне полимерного наполнителя. На рисунке 11 показана пристеночная зона «газ–твердое тело», а также поле температуры в ней, по которому прослеживается влияние отрывных зон на тепловое состояние материала (полиоксиметилена). Виден слой некоторой толщины, где температура отличается от температуры во всей остальной части вкладыша.

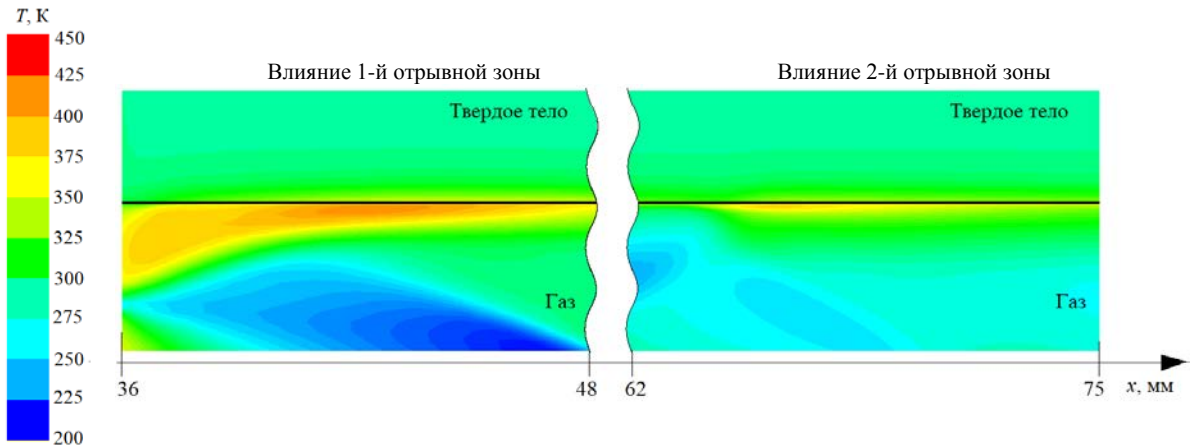


Рис. 11. Влияние отрывных зон на прогревание наполнителя из полиоксиметилена в пристеночной зоне

В прогревании материала можно также убедиться, построив профили температуры в зависимости от r — расстояния вглубь наполнителя от границы раздела «газ–твердое тело». На рисунке 12 представлены профили $T(r)$ для полиэтилена и полиоксиметилена. Графики соответствуют времени $t = 1$ с, температуры приведены в поперечных сечениях, где осуществляется ее регистрация в экспериментах. Во избежание загромождения рисунка изображения показаны в 7 сечениях для каждого из материалов.

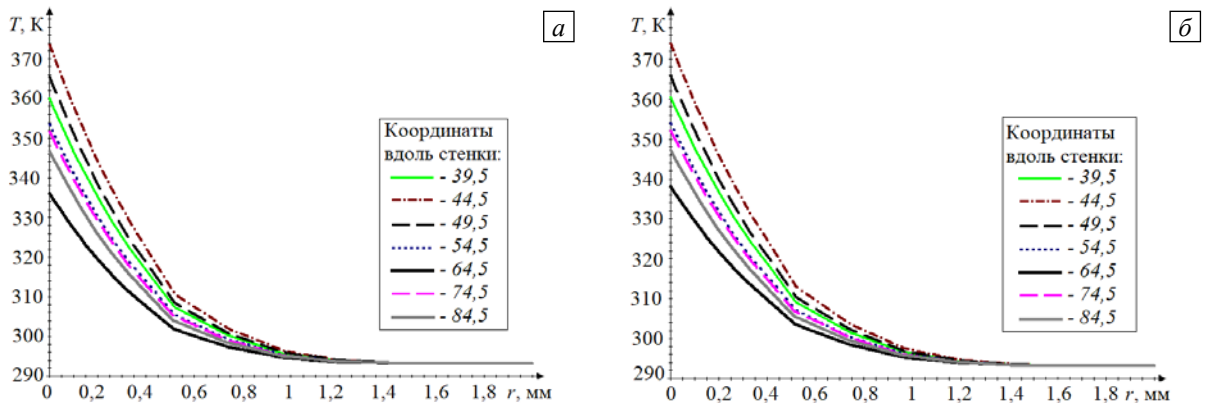


Рис. 12. Профили температуры в пристеночной зоне вкладышей из полиэтилена (а) и полиоксиметилена (б) при взаимодействии материала со сверхзвуковым потоком в проточном тракте ПВРД при разных значениях x (координаты вдоль стенки), мм

При анализе значений температуры в материале вкладыша выявлено, что ее наибольший рост происходит на отрезке проточного тракта от $4,5 \cdot 10^{-3}$ м до $9,5 \cdot 10^{-3}$ м от входа. Толщина прогретого слоя полиоксиметилена составляет $2,59 \cdot 10^{-3}$ м (21,6% от общей толщины наполнителя), а в полиэтилене $2,51 \cdot 10^{-3}$ м (20,1% от общей толщины наполнителя). В среднем на участке камеры сгорания изменение температуры по толщине наполнителя от значения на поверхности контакта с газом до начальной, равной 293 К, происходит на глубине до $2,5 \cdot 10^{-3}$ м и до $2,3 \cdot 10^{-3}$ м, соответственно, в полиоксиметилена и полиэтилене.

В ходе нестационарного решения задачи производилась запись величины тепловых потоков через границу «газ–твердое тело», рассчитанных на каждом шаге по времени. На рисунке 13а показано изменение величины теплового потока $q(x)$ через контактную поверхность в зависимости от времени расчета. Видно, что максимальный тепловой поток от газа к твердому телу наблюдается в начальные моменты воздействия, затем происходит постепенное уменьшение его интенсивности. Результаты численного решения были сопоставлены с проведенными ранее в [14] оценками тепловых потоков. Имеет место совпадение тепловых потоков по порядку величины (10^5) и их динамике во времени. Количественные отличия обусловлены методикой, которая применялась для их расчета — за счет ряда принятых допущений полученная ранее оценка завышена.

Помимо величины теплового потока вычислено распределение числа Стэнтона (см. Рис. 13б) для каждого из рассматриваемых материалов, в том числе для капролона, из которого изготовлены измерительные устройства для экспериментальных исследований. Так как физическое число Стэнтона (St) является безразмерным аналогом коэффициента теплоотдачи, то в пристеночной зоне его максимальные значения определяют области, в которых теплоотдача от потока газа происходит наиболее интенсивно. Минимумы и колебания числа St связаны с участками перестройки течения в пограничном слое, на которых силы вязкости стремятся привести поток в состояние, отвечающее течению с невозмущенным профилем скорости.

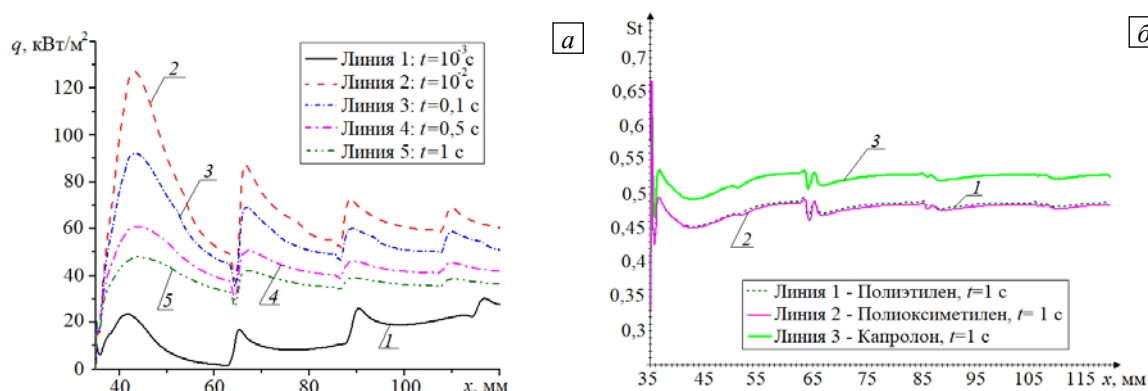


Рис. 13. Тепловой поток от протекающего со сверхзвуковой скоростью газа к твердому телу через поверхность их контакта при различной продолжительности расчета (а) и распределение числа Стэнтона в пристеночной зоне наполнителей из разных материалов при $t = 1$ с (б)

4.3. Оценка возможности достижения температуры плавления полиэтилена в ходе аэродинамических испытаний

Рассчитанные для времени $t = 1$ с температуры в пристеночной области вкладышей из полиэтилена и полиоксиметилена близки к верхним границам рабочей температуры, но недостаточны для начала процесса плавления. Можно выделить несколько основных причин, по которым плавление в ходе аэродинамических испытаний модели ПВРД с наполнителем в камере сгорания может не происходить:

1. Продолжительность взаимодействия сверхзвукового потока с выбранным материалом недостаточна — температура не успевает подняться до необходимого значения ввиду кратковременного характера процесса обтекания в аэродинамической установке.
2. Достигнутая во вкладыше температура является максимально возможной при рассматриваемой скорости набегающего потока и геометрии проточного тракта модели.
3. Температура набегающего потока недостаточно высока для того, чтобы начался процесс плавления.

Перечисленные причины были проверены на примере численного решения задачи обтекания ПВРД с наполнителем из полиэтилена. Физико-математическая модель, расчетная сетка и область решения, начальные и граничные условия сохранялись неизменными, варьировалась длительность обтекания модели и скорость сверхзвукового потока. Результаты представлены на рисунке 14. По результатам решения (Рис. 14а) видно, что при обтекании модели потоком с $M = 5$ температура плавления полиэтилена достигается в момент времени $t = 2$ с, но только в области существования зоны рециркуляции за уступом. По всей вероятности, уменьшить необходимое время взаимодействия потока с наполнителем можно путем преобразования геометрии проточного тракта или за счет увеличения температуры набегающего на модель потока.

В условиях обтекания модели потоком с $M = 6$ (Рис. 14б) требуется гораздо меньшее время воздействия потока на поверхность материала для достижения температуры плавления — время соизмеримо с выходом течения на стационарный режим. Отсюда следует вывод, что температура в пристеночной зоне может быть увеличена за счет наращивания скорости набегающего потока без внесения изменений в геометрию проточного тракта модели.

Необходимо подчеркнуть, что результаты нестационарных численных расчетов приведены в единицах расчетного времени (flow-time). Для их корректного переноса на реальные процессы необходимо сопоставлять расчетное время с физическим временем процесса. Данные поправки необходимы для оценки

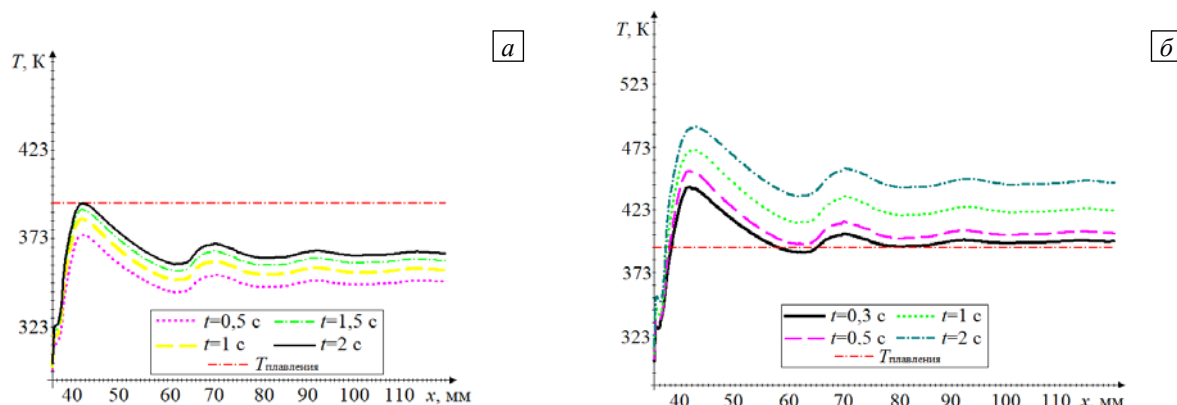


Рис. 14. Изменение температуры с течением времени при обтекании модели ПВРД с наполнителем из полиэтилена набегающим потоком $M = 5$ (а) и потоком $M = 6$ (б)

возможности осуществления процесса плавления материалов в ходе аэродинамических испытаний в сверхзвуковых потоках, так как экспериментальные установки имеют небольшое время работы (~2–3 с). Предварительные оценки, основанные на результатах математического моделирования, и их корректная экстраполяция на другие условия окружающей среды позволят уменьшить затраты ресурсов на экспериментальные испытания.

5. Заключение

Проведено численное исследование процессов, протекающих при сверхзвуковом течении газа в осесимметричном ПВРД с наполнителем из полимерного материала, размещенным в камере сгорания. Для моделирования термогазодинамических процессов использована физико-математическая модель, адекватность которой подтверждается соответствующими экспериментальными данными. Ключевой особенностью работы является проведение численных расчетов для подготовки к аэродинамическим испытаниям, направленным на изучение возможности фазового перехода в легкоплавком материале под воздействием сверхзвукового турбулентного газового потока.

В ходе математического моделирования получены поля плотности, давления и локального числа Маха в проточном тракте модели ПВРД, учтена ударно-волновая структура потока. По результатам решения нестационарной задачи рассмотрены изменения давления и температуры в динамике (с момента времени $t = 0$ с до $t = 1$ с). Следует отметить, что в численном расчете присутствует промежуток времени, соответствующий выходу на квазистационарный режим течения в аэродинамических испытаниях, то есть время установления процесса.

Построены зависимости вида $P(x)$ и $T(x)$ (распределения давления и температуры в пристеночной зоне течения). Установлено, что формирование ударно-волновых структур обусловлено геометрией проточного тракта и не зависит от материала, который размещается в камере сгорания ПВРД.

С увеличением времени воздействия сверхзвукового потока на наполнитель происходит рост температуры как в пристеночной зоне течения, так и в материале, который выбран в качестве наполнителя. Построены профили температуры для полиэтилена и полиоксиметилена, определены максимальные толщины областей, в которых наблюдается изменение температуры от значений на поверхности «газ–твёрдое тело» до температуры в начальный момент времени. Толщина прогретого слоя для полиэтилена составляет $2,5 \cdot 10^{-3}$ м, а для полиоксиметилена $2,6 \cdot 10^{-3}$ м. За расчетное время $t = 1$ с прогревается 21,6% от общей толщины наполнителя из полиоксиметилена и 20,1% от общей толщины, если вкладыш выполнен из полиэтилена.

Перечислены причины, по которым в ходе аэродинамических испытаний могут быть не достигнуты температуры плавления выбранных материалов. Выявлено, что поднять температуру в пристеночной зоне наполнителя из полиэтилена до температуры его плавления возможно при обтекании модели ПВРД потоком с числом Маха $M = 5$ в течение 2 с расчетного времени. Температура в пристеночной зоне наполнителя из полиэтилена будет соответствовать температуре его плавления при числе Маха набегающего потока $M = 6$.

Полученные результаты численного исследования являются информационной базой для аэродинамических испытаний, направленных на регистрацию фазового перехода в полимерном материале при воздействии на него сверхзвукового турбулентного потока.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ (проект № 20-38-90108).

Литература

1. Звезинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. Новосибирск: Параллель, 2014. Часть I. Установки для научных исследований. 551 с.
2. Скибина Н.П., Савкина Н.В., Фараонов В.В., Маслов Е.А. Комплексный подход к решению задачи высокоскоростного обтекания тела в импульсной аэродинамической установке и проверка согласованности полученных результатов // Вестн. Том. гос. ун-та. Математика и механика. 2019. № 59. С. 118–129. <https://doi.org/10.17223/19988621/59/12>
3. Скибина Н.П. Численное исследование нестационарного течения газа в камере сгорания проточного воздушно-реактивного двигателя с учетом процесса теплообмена // Вычислительные технологии. 2020. Т. 25, № 6. С. 50–61. <https://doi.org/10.25743/ICT.2020.25.6.003>
4. Иценко А.Н., Маслов Е.А., Скибина Н.П., Фараонов В.В. Комплексное исследование нестационарного течения с ударными волнами в рабочем тракте гиперзвукового проточного воздушно-реактивного двигателя // ИФЖ. 2021. Т. 94, № 2. С. 466–473. (English version <https://doi.org/10.1007/s10891-021-02315-8>)
5. Мацкевич В.В., Фараонов В.В., Маслов Е.А. Анализ процесса теплообмена в пограничном слое проточной части модельного ГПВРД при обтекании сверхзвуковым потоком // Интеллектуальные энергосистемы: Труды V Международного молодежного форума, Томск, 9–13 октября 2017 г. Томск, 2017. Т. 1. С. 49–52.
6. Снегирёв А.Ю. Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2009. 143 с.

7. Скибина Н.П. Математическое моделирование газодинамических процессов в импульсной аэродинамической установке и расчет некоторых параметров потока в рабочей части // Вычислительные технологии. 2019. Т. 24, № 5. С. 38-48. <https://doi.org/10.25743/ICT.2019.24.6.004>
8. Гутов Б.И., Звезгинцев В.И., Мельников А.Ю. Влияние противодавления на течение в диффузоре сверхзвукового воздухозаборника // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2017. № 49. С. 18-28. <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2017.49.02>
9. Гутов Б.И., Звезгинцев В.И., Мельников А.Ю. Влияние теплоподвода в камере сгорания на течение в диффузоре сверхзвукового воздухозаборника // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2017. № 50. С. 15-25. <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2017.50.02>
10. Чжен П. Отрывные течения. М.: Мир, 1972. Т. 1. 298 с.
11. Носатов В.В., Семенов П.А. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвукового турбулентного отрывного течения и локальной теплоотдачи в плоском канале с внезапным расширением // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Естественные науки». 2014. № 1(52). С. 66-77.
12. Терехов В.И., Богатко Т.В. Влияние толщины пограничного слоя перед отрывом потока на аэродинамические характеристики и теплообмен за внезапным расширением в круглой трубе // ТИА. 2008. Т. 15, № 1. С. 99-106. (English version <https://doi.org/10.1134/S0869864308010083>)
13. Федорова Н.Н., Федорченко И.А., Федоров А.В. Математическое моделирование взаимодействия струй со сверхзвуковым высокочанальным потоком в расширяющемся канале // ПИМФ. 2013. Т. 54, № 2. С. 32-45. (English version <https://doi.org/10.1134/S002189441302003X>)
14. Maslov E.A., Faraponov V.V., Zharova I.K., Zhukov A.S., Kozlov E.A., Savkina N.V., Skibina N.P., Gimayeva N.R. Experimental study of the control agent flow parameters in the channel, simulating the ramjet air flow duct // J. Phys.: Conf. Ser. 2019. Vol. 1382. 012090. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1382/1/012090>

References

1. Zvegintsev V.I. *Gazodinamicheskiye ustanovki kratkovremennogo deystviya. Ch. 1. Ustanovki dlya nauchnykh issledovaniy* [Short-duration gas-dynamic facilities. Part 1. Facilities for scientific research]. Novosibirsk: Parallel', 2014. 551 p.
2. Skibina N.P., Savkina N.V., Faraponov V.V., Maslov E.A. An integrated approach to solving the problem of high-speed flow around a body in a pulsed aerodynamic facility, and validation of the obtained results. *Vestn. Tom. gos. un-ta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*, 2019, no. 59, pp. 118-129. <https://doi.org/10.17223/19988621/59/12>
3. Skibina N.P. Computational study of unsteady gas flow in the combustion chamber of a ramjet engine with heat transfer. *Vychislitel'nyye tekhnologii – Computational Technologies*, 2020, vol. 25, no. 6, pp. 50-61. <https://doi.org/10.25743/ICT.2020.25.6.003>
4. Ishchenko A.N., Maslov E.A., Skibina N.P., Faraponov V.V. Complex investigation of nonstationary flow with shock waves in the working path of a hypersonic ramjet engine. *J. Eng. Phys. Thermophy.*, 2021, vol. 94, pp. 450-457. <https://doi.org/10.1007/s10891-021-02315-8>
5. Matskevich V.V., Faraponov V.V., Maslov E.A. *Intelligent energy systems: Proceedings of the V International Youth Forum, 9-13 October 2017, Tomsk, Tomsk Polytechnic University, 2017. Vol. 1, pp. 49-52.*
6. Snegirev A.Yu. *Vysokoproizvoditel'nyye vychisleniya v tekhnicheskoy fizike. Chislennoye modelirovaniye turbulentykh techeniy* [High performance computing in engineering physics. Numerical modeling of turbulent flows]. St. Petersburg, Izd-vo Politekh. un-ta, 2009. 143 p.
7. Skibina N.P. Mathematical modeling of gas-dynamic processes in a pulsed aerodynamic facility and the numerical calculation of flow parameters in the test chamber. *Vychislitel'nyye tekhnologii – Computational Technologies*, 2019, vol. 24, no. 5, pp. 38-48. <https://doi.org/10.25743/ICT.2019.24.6.004>
8. Gutov B.I., Zvegintsev V.I., Melnikov A.Yu. Influence of back pressure on the flow in the diffuser of a supersonic air inlet. *Vestnik PNIPIU. Aerokosmicheskaya tekhnika – PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2017, no. 49, pp. 18-28. <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2017.49.02>
9. Gutov B.I., Zvegintsev V.I., Melnikov A.Yu. Influence of the heat supply in the combustion chamber on the flow in the diffuser of the supersonic air intake. *Vestnik PNIPIU. Aerokosmicheskaya tekhnika – PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2017, no. 50, pp. 15-25. <https://doi.org/10.15593/2224-9982/2017.50.02>
10. Chang P.K. *Separation of flow*. Pergamon Press, 1970. 796 p.
11. Nosatov V.V., Semenyov P.A. 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. Bauman. Seriya «Estestvennyye nauki» – Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Natural Sciences*, 2014, no. 1(52), pp. 66-77.
12. Terekhov V.I., Bogatko T.V. Effect of boundary layer thickness before the flow separation on aerodynamic characteristics and heat transfer behind an abrupt expansion in a round tube. *Thermophys. Aeromech.*, 2008, vol. 15, pp. 91-97. <https://doi.org/10.1134/S0869864308010083>
13. Fedorova N.N., Fedorchenko I.A., Fedorov A.V. Mathematical modeling of jet interaction with a high-enthalpy flow in an expanding channel. *J. Appl. Mech. Tech. Phy.*, 2013, vol. 54, pp. 195-206. <https://doi.org/10.1134/S002189441302003X>
14. Maslov E.A., Faraponov V.V., Zharova I.K., Zhukov A.S., Kozlov E.A., Savkina N.V., Skibina N.P., Gimayeva N.R. Experimental study of the control agent flow parameters in the channel, simulating the ramjet air flow duct. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2019, vol. 1382, 012090. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1382/1/012090>

Поступила в редакцию 14.04.2021; после доработки 28.05.2021; принята к опубликованию 05.07.2021

Сведения об авторах

Скибина Надежда Петровна, асп., Национальный исследовательский Томский государственный университет (ТГУ), 634050, г. Томск, пр. Ленина, д. 36; e-mail: uss.skibina@gmail.com

Фараонов Валерий Владимирович, кфмн., доц., ТГУ; e-mail: fff@ftf.tsu.ru