

Научная статья

УДК 621.454.2

URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182663>

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ТЕПЛОМАССОПЕРЕНОСА ТЕРМОКАТАЛИТИЧЕСКОГО ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ

Игорь Вячеславович Лаптев¹, Эрдэни Сергеевич Цырендоржиев²✉

^{1,2}АО ГНЦ «Центр Келдыша»,

Москва, Россия,

²Московский физико-технический институт (государственный университет),

Долгопрудный, Московская область, Россия

¹laptev.iv.kerc@gmail.com

²tsyrendorzhiiev.es@gmail.com✉

Аннотация. Термокаталитические жидкостные ракетные двигатели малой тяги широко используются в качестве двигателей коррекции. Несмотря на все преимущества двигателя, связанные с его эффективностью, двигатель обладает рядом особенностей, которые осложняют его разработку и эксплуатацию. Одной из этих особенностей является отсутствие контура охлаждения, который бы позволил отводить тепло, быстро накапливающееся в конструкции двигателя при некоторых режимах его работы.

Ещё одной особенностью является непосредственно явление фильтрационного горения жидких монотоплив, используемое для формирования рабочего тела в сверхзвуковом сопле. Обеспечение стационарного фронта разложения или фронта, движущейся с низкой скоростью, камере сгорания является нетривиальной задачей и требует комплексной экспериментальной отработки. Проведение такого рода исследований осложняются оптической непроницаемостью пористой среды. К тому же при работе на стендовых установка следует учитывать, что некоторые штатные компоненты, используемые для данных типов двигателей, являются токсичными соединениями.

Вышеперечисленные причины и современный тренд на создание цифровых двойников изделий обуславливают необходимость в создании компьютерной модели, позволяющей облегчить и ускорить этап проектирования изделия.

В данной работе описана компьютерная модель теплового состояния термokatалитического ракетного двигателя малой тяги на жидком монотопливе на базе пакета программ «ЛОГОС». Предложенная модель учитывает кондуктивный перенос тепла по конструкции двигателя, фильтрационное горение жидкого монотоплива в камере сгорания, а также конвективный теплообмен между продуктами разложения монотоплива и элементами конструкции двигателя. Используемая модель фильтрационного горения на основе двухуровневых полуявных разностных схем реализована в виде авторского модуля. Предложены способы ускорения вычислений за счёт использования одномерных моделей и эмпирических методик для отдельных процессов.

Проведено сравнение данных, полученных по результатам компьютерного моделирования, с результатами натурных испытаний двигателя.

Ключевые слова: жидкостной ракетный двигатель малой тяги, модель теплового режима, фильтрационное горение, компьютерное моделирование, сопряженный теплообмен

Для цитирования: Лаптев И.В., Цырендоржиев Э.С. Моделирование процессов тепломассопереноса термokatалитического жидкостного ракетного двигателя малой тяги // Труды МАИ. 2024. № 138. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=182663>

Original article

NUMERICAL MODELING OF HEAT AND MASS TRANSFER PROCESSES OF A THERMOCATALYTIC LOW-THRUST LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINE

Igor V. Laptev¹, Erdeni S. Tsyrendorzhiev²

^{1,2}SSC Keldysh Research Center,

Moscow, Russia

²Moscow Institute of Physics and Technology,

Dolgoprudnyy, Moscow region, Russia

¹laptev.iv.kerc@gmail.com

²tsyrendorzhiev.es@gmail.com✉

Abstract. Thermocatalytic liquid-propellant low-thrust rocket engines are widely used as orbit control engines. Despite all advantages of the engine, associated with its efficiency, it

possesses a number of features, which complicate its development and operation. One of these features is the lack of cooling loop that would allow removing heat rapidly accumulated in the engine structure under certain operating modes.

The other feature is straightforwardly phenomenon of filtration combustion of liquid fuels, employed to form the working body in the supersonic nozzle. Ensuring stationary decomposition front or the front moving at low speed is a non-trivial problem requiring complex experimental work-out.

The above mentioned reasons and the current trend towards creating digital twins stipulates the necessity for creating a computer model allowing facilitate and speed--up the design stage of a final product.

The article describes a computer model of the thermal state of a thermocatalytic liquid monopropellant low-thrust rocket engine based on the LOGOS software. The proposed model accounts for the following phenomena: conductive heat transfer through the rocket engine elements, filtration combustion of liquid monopropellant in the combustion chamber and convective heat exchange between the fuel decomposition products and the rocket engine nozzle. The filtration combustion model, based on the two-level semi-implicit difference schemes, is realized in the form of the author's module. The authors proposed methods for computation accelerating by empirical techniques for individual processes.

Comparison of the data obtained with the computer modeling with the field tests results was performed.

Keywords: low-thrust liquid rocket engine, model of the thermal regime of a rocket engine, filtration combustion, computer simulation, coupled heat exchange

For citation: Laptev I.V., Tsyrendorzhiev E.S. Numerical modeling of heat and mass transfer processes of a thermocatalytic low-thrust liquid propellant rocket engine. *Trudy MAI*, 2024, no. 138. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=182663>

Введение

В настоящее время контроль положения космических аппаратов и корректировка орбиты спутниковых группировок в течение полета осуществляется с использованием двигательных установок малой тяги. К данному типу двигателей относятся химические ракетные двигатели (ракетные двигатели твердого топлива, жидкостные ракетные двигатели), двигатели, работающие на холодном газе, а также электрореактивные двигатели. Среди регулируемых двигательных установок наибольшее применение получили термokatалитические ракетные двигатели.

Основными элементами термokatалитического двигателя являются клапан, переходник, соединяющий клапан с реактором (камера сгорания) и сверхзвуковое сопло. При подаче команды клапан открывается и топливо поступает в реактор, снаряженный катализатором, где происходит процесс фильтрационного горения и преобразование выделившейся в ходе реакции энергии в кинетическую энергию газообразных продуктов сгорания. В составе термokatалитического жидкостного ракетного двигателя малой тяги (ЖРДМТ) для инициирования химической реакции используется пористая среда, преимущественно представляющая собой засыпку из

сферических частиц, покрытых катализатором. К основным преимуществам данных установок можно отнести простоту конструкции, высокий показатель тяги по сравнению с электрореактивными двигательными установками и высокие значения удельного импульса в сравнении с установками на холодном газе [1, 2].

Однако в ходе эксплуатации данного типа двигателей было установлено, что на определенных режимах работы имеет место перегрев элементов конструкции, приводящим к некорректной работе ЖРДМТ.

В ходе работы двигателя возможно изменение пористости засыпки за счет спекания ее частиц засыпки. Изменение пористости приводит к отклонению давления в камере сгорания от номинальных характеристик, что в свою очередь влияет на создаваемую двигателем ракетную тягу.

Также нужно учитывать, что режим работы термokatалитических жидкостных ракетных двигателей подразумевает значительные перепады температур. Частицы пористой засыпки, подвергаемые циклической температурной нагрузке, могут разрушаться и вымываться вместе с продуктами химической реакции, влияя на целевые параметры ракетного двигателя также, как и вышеописанный фактор [3-5].

Большое количество тепла, выделяемое в ходе реакции и запасаемое в пористой засыпке, распространяясь по конструкции двигателя приводит к увеличению температуры поступающего в камеру сгорания топлива за счёт съема тепла со стенки переходника, что в свою очередь приводит к ещё большему увеличению количества энергии (из-за уменьшения количества тепла, которое нужно подвести для начала реакции), выделяющегося в ходе фильтрационного

горения. Всё это приводит к приближению зоны реакции к входному сечению реактора и инициированию реакции в трубопроводе, повышению давления и разрушению трубопровода или бака с топливом.

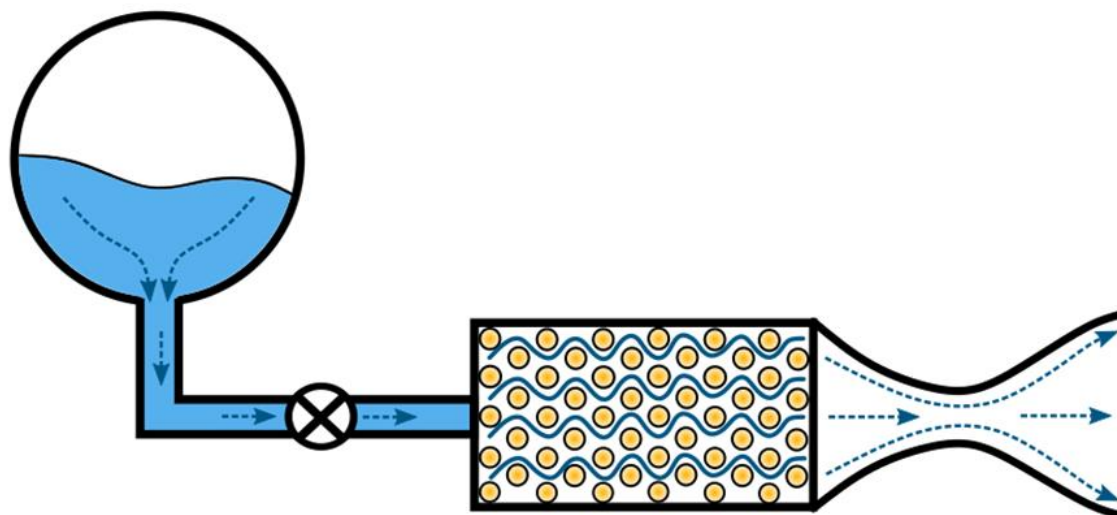


Рисунок 1 Схема термокаталитического жидкостного ракетного двигателя малой тяги

Для предотвращения нештатных ситуаций традиционно проводится комплексная экспериментальная отработки изделия.

Помимо того факта, что такая экспериментальная работа требует значительных денежных и временных затрат, для отдельных видов топлива экспериментальная отработка сопряжена с дополнительными трудностями. Например, проведение испытаний термокаталитических двигателей требует соблюдения дополнительных мер безопасности, связанных с токсичностью некоторых видов используемого топлива. Минимизация различного рода затрат, в том числе за счёт применения методов математического моделирования, позволила бы существенно облегчить проектирование и доработку таких изделий. Данная

задача особенно актуальна, так как несмотря на существование таких топливных составов как перекись водорода, закись азота, составы так называемых «зеленых топлив» и соответствующих им композиций для формирования каталитического пакета, некоторые виды топливных составов являются более предпочтительным вариантом благодаря их характеристикам с точки зрения выполнения поставленных перед изделием задач.

Одним из способов решения вышеперечисленных проблем является создание компьютерной модели, позволяющей более подробно исследовать влияние рабочих параметров двигателя на его тепловой режим, обобщить закономерности, которые могут быть полезны при проектировании новых изделий, а также проводить оценку теплового состояния изделия в целом [6 -8].

Компьютерная модель термокаталитического ЖРДМТ

Компьютерная модель двигателя строится на основе реальной конфигурации изделия и включает следующие основные компоненты:

– Геометрическая модель, представляющая собой упрощённую конфигурацию реального изделия, которая учитывает основные особенности радиационно-кондуктивного переноса тепла между отдельными элементами и конвективный перенос от жидкостей и газов. Геометрическая модель с высокой степенью детализации описывает ЖРДМТ.

– Дискретная модель (расчётная сетка) – представление геометрической модели в форме непересекающихся сеточных элементов (контрольных объёмов), в центрах которых проводится вычисление значений температуры. Степень дискретизации расчётной сетки зависит от теплофизических свойств используемого материала, в частности, термическое сопротивление материала определяет количество ячеек в направлении распространения теплового воздействия внутрь модели. Это позволяет без значительного влияния на конечный результат расчёта уменьшить количество ячеек расчётной сетки тонкостенных элементов, материал которых имеет низкое термическое сопротивление.

– Модели физических процессов описывают основные механизмы переноса тепла в конструкции, источники теплового воздействия на конструкцию и конвективного теплообмена между топливом и продуктами его разложения с элементами конструкции.

– Свойства материалов элементов конструкции в форме зависимостей основных теплофизических характеристик материалов от температуры и способов определения эффективных значений этих характеристик.

Для получения картины теплового состояния ракетного двигателя требуется решить трехмерную задачу сопряженного теплообмена, которая включает в себя следующие процессы:

- кондуктивный перенос тепла по конструкции двигателя;
- радиационный нагрев элементов конструкции от внешнего излучения;

– конвективный теплообмен между жидким топливом и стенками трубопровода и кондуктивно-конвективный перенос тепла по жидкому монотопливу;

– фильтрационное горение жидкого монотоплива;

– конвективный теплообмен между соплом и продуктами сгорания.

В качестве платформы, на базе которой строится компьютерная модель изделия, используется пакет программ конечно-объемного анализа «ЛОГОС» [9, 10]. Модулю «ЛОГОС-Тепло» отводится задача решения уравнения теплопроводности в нестационарной трехмерной постановке для сложной геометрии, а также учёт излучения элементами ракетного двигателя. Остальные процессы, описанные выше реализованы дополнительно в виде авторских методик с помощью предоставляемых программным обеспечением интерфейсов в виде пользовательских функций и легковесных методик.

Реализация моделей физических процессов

Фильтрационное горение жидкого монотоплива

В настоящий момент в рамках используемого пакета программ отсутствует модель фильтрационного горения жидкостей, являющегося основным источником выделяющегося тепла.

Под фильтрационным горением как правило подразумевается процесс распространения зоны газофазной экзотермической реакции в инертной пористой

среде при фильтрационном подводе реагентов к зоне превращения [11]. Однако в рассматриваемом случае фильтрационное горение подразумевает наличие катализатора, нанесенного на частицы пористой засыпки.

В ходе фильтрационного горения жидкостей принимают участие три фазы: твердая пористая среда, жидкое топливо и газообразная фаза, которая включает в себя пары топлива и продукты химической реакции с его участием. В рамках рассматриваемой физической модели зона течения жидкой фазы не учитывается, ввиду того, что размер области, где топливо находится в жидком виде существенно меньше области его пребывания в виде паров [12].

Данное допущение позволяет значительно упростить модель, за счёт исключения из рассмотрения области фазового перехода. Данное обстоятельство позволяет использовать модели фильтрационного горения газов (ФГГ).

Созданию математических моделей ФГГ и их реализаций уделялось значительное внимание с момента экспериментального обнаружения данного феномена [13-15]. Доработка данных моделей осуществляется, как в направлении увеличения количества учитываемых физических особенностей фильтрационного горения, так и в направлении построения устойчивых численных схем [15-17].

В своем большинстве, модели, описанные в литературе, имеют одномерный характер, и несмотря на существование многомерных реализаций [18], их использование для компьютерных моделей ракетных двигателей может быть избыточным ввиду простоты их геометрии, а также ряда других факторов, связанных с эксплуатацией данных изделий, таких как низкая теплопроводность

пористой засыпки, использование экранно-вакуумной теплоизоляции, позволяющей нивелировать неоднородность температуры на границах стенки камеры сгорания.

В рамках предложенной компьютерной модели теплового состояния ЖРДМТ используется двухтемпературная модель и её численная реализация, описанная Лаевским и Яушевой в работе [17]. Данная модель позволяет учитывать нестационарность процесса, и при этом её двухуровневая полунейная реализация проста и не требует больших вычислительных ресурсов:

$$\frac{\partial T_s}{\partial t} = a_s \frac{\partial^2 T_s}{\partial x^2} + \alpha_s \left(H - T_s - \frac{Q}{c_g} \eta \right) \quad (1)$$

$$\frac{\partial H}{\partial t} = a_g \frac{\partial^2 H}{\partial x^2} - v \frac{\partial H}{\partial x} + \alpha_g \left(T_s - H + \frac{Q}{c_g} \eta \right) \quad (2)$$

$$\frac{\partial \eta}{\partial t} = a_g \frac{\partial^2 \eta}{\partial x^2} - v \frac{\partial \eta}{\partial x} - \widehat{W}(\eta, H) \quad (3)$$

где $a_i = \frac{\lambda_i}{c_i \rho_i}$, λ_i, c_i, ρ_i – коэффициент температуропроводности i -ой фазы,

коэффициент теплопроводности, удельная теплоёмкость при постоянном давлении,

плотность; $\alpha_s = \frac{\alpha}{(1-m)c_s \rho_s}$, $\alpha_g = \frac{\alpha}{m c_g \rho_g}$, α – интенсивность межфазного теплообмена

твёрдой фазы, жидкой фазы и общий; $\widehat{W}(\eta, H) = W \left(\eta, H - \frac{Q}{c_g} \eta \right) = k_0 \eta e^{-\frac{E}{RH}}$ -

функция скорости химической реакции первого порядка, $H = T_g + \frac{Q}{c_g} \eta$ - функция

температуры газа, Q – тепловой эффект реакции, η – концентрация свежего газа.

Модель замыкается следующими граничными условиями, во входном сечении

$x = 0$:

$$T_s = 0, H = T_0 + \frac{Q}{c_g}, \eta = 1; \quad (4)$$

в выходном сечении:

$$\frac{\partial T_s}{\partial x} = 0, \quad \frac{\partial H}{\partial x} = 0, \quad \frac{\partial \eta}{\partial x} = 0. \quad (5)$$

В рамках работы проводятся исследования влияния коэффициента межфазного теплообмена α на скорость распространения фронта горения и соответственно на динамику распределения температуры по пористой засыпке и в газовой фазе, однако напрямую не указывается каким способ следует определять этот коэффициент. Дальнейший анализ литературы показал, что данный коэффициент можно вычислить с помощью критериев подобия [16]:

$$\alpha = \frac{6Nu\lambda_g}{d_p^2\rho_p} \quad (6)$$

где $Nu = 0,395 \cdot Re_p^{0,64} \cdot Pr^{0,33}$, $Re_p = \frac{ud_p\rho_g}{\mu_g}$, $Pr = \frac{\eta c_g}{\lambda_g}$, d_p – диаметр частицы засыпки, λ_g – теплопроводность фильтруемого газа, ρ_p – плотность засыпки, c_g – изобарная теплоемкость газа, η – динамическая вязкость газа.

Засыпка представляет собой набор, выполненный из оксида алюминия с 30-процентным добавлением иридия, и в рамках создаваемой тепловой модели данная пористая структура представляется, как сплошной твердотельный элемент с эффективными теплофизическими свойствами.

Модели для упрощения вычислений

Рассматривая задачу о построении тепловой компьютерной модели ракетного двигателя, следует соблюдать баланс между точностью результатов моделирования и скоростью вычислительного процесса, ведь в ходе проектирования может потребоваться проведение значительного количества расчётов, при этом времена, для которых будут проводиться виртуальные испытания, могут составлять десятки и сотни тысяч секунд.

Пакет программ «ЛОГОС» позволяет создавать модели сопряженного теплообмена, который имеет место при течении жидкого топлива по переходнику и истечении продуктов разложения через сверхзвуковое сопло. Целевым параметром в таких расчётах является коэффициент теплообмена, определение которого при вычислениях с использованием трёхмерных систем инженерного анализа требует создания дискретной модели области течения с детальным разрешением пристеночной области. Получающаяся в итоге расчётная сетка, с большим количеством объемных элементов, а также непосредственное использование моделей гидро- и газодинамики может привести к уменьшению необходимого дискретного шага по времени для обеспечения сходимости решения и соответственно увеличить суммарное время расчёта. Поэтому в рамках настоящей работы принято решение о замене задачи сопряженного теплообмена на реализацию авторами дополнительной функциональности, позволяющей учитывать эти явления посредством использования эмпирических методик.

Теплообмен между жидким топливом и стенками трубопроводной арматуры

Для трехмерного переходника рассматривается квазиодномерная задача о кондуктивно-конвективном нестационарном течении жидкого монотоплива в канале.

Кондуктивно-конвективное течение жидкого монотоплива в канале описывается следующим уравнением:

$$\rho c \left(\frac{\partial T}{\partial t} + v \frac{\partial T}{\partial x} \right) = \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + Q(x, t), \quad (7)$$

где $Q(x, t) \sim (T_w - T)$ – источниковый член, учитывающий теплообмен, между стенкой трубопровода и движущимся монотопливом, v – скорость монотоплива.

Для определения коэффициента конвективного теплообмена α на участке подвода монотоплива к двигателю, включая участок внутреннего тракта клапана, используется эмпирическая зависимость вида [19]:

$$\text{Nu} = \frac{\alpha D}{\lambda} = 0,023 \cdot \text{Pr}^{0,4} \cdot \text{Re}^{0,8} \quad (8)$$

где $\text{Re} = \frac{\rho U D}{\mu}$ – число Рейнольдса, $\text{Pr} = \frac{\mu c}{\lambda}$ – число Прандтля, D – диаметр канала, μ – динамический коэффициент вязкости монотоплива, c – теплоёмкость монотоплива, λ – коэффициент теплопроводности монотоплива, U – среднерасходная скорость монотоплива в канале.

Для аппроксимации уравнения (8) используется метод конечных разностей, была построена схема второго порядка точности, где аппроксимация осуществлялась с учётом преобразования А.А.Самарского [20].

Одномерная конечно-разностная сетка строится на основе трехмерной дискретной модели с помощью специально реализованного алгоритма, позволяющая установить соответствие между элементами неструктурированной трехмерной сетки и узлами одномерной сетки.

Течение продуктов разложения монотоплива после пористой засыпки

При расчёте коэффициента теплоотдачи в сопле использовалась модель В.С. Авдеевского [21], значение коэффициента теплоотдачи определялось по следующей формуле:

$$\alpha_w = St_w \cdot \rho_w \cdot U \cdot c_{pw}, \quad (9)$$

где $St_w = 0,0326 Re_w^{-0,2} Pr_w^{-0,2} \left(\frac{h_w}{h_r}\right)^{0,39} \left(1 + \frac{k-1}{2} r M^2\right)^{0,11}$ – число Стантона, ρ_w – плотность продуктов разложения, U – скорость продуктов разложения, c_{pw} – изобарная теплоёмкость продуктов разложения при температуре T_w .

Значение температуры в сопле определяется с использованием газодинамической функции температуры τ :

$$T = T_f \cdot \tau(\lambda, k), \quad (10)$$

где λ – относительная скорость продуктов разложения, k – показатель адиабаты продуктов разложения.

При расчёте теплоотдачи в камере сгорания в области после пористой засыпки для объёмного коэффициента теплоотдачи принято одинаковое по длине значение, равное величине во входном сечении в сопло.

Верификация тепловой модели

Для валидации предлагаемой компьютерной модели рассматривается автономный режим работы термокаталитического ЖРДМТ. Циклограмма работы двигателя представлена на рисунке. Нагреватель мощностью 15 Вт включается на 3600 секунд, происходит разогрев термокаталитического пакета. Через 600 секунд после выключения нагревателя происходит подача монотоплива в течение 20 секунд с расходом $G = 0,023$ кг/с (рисунок).

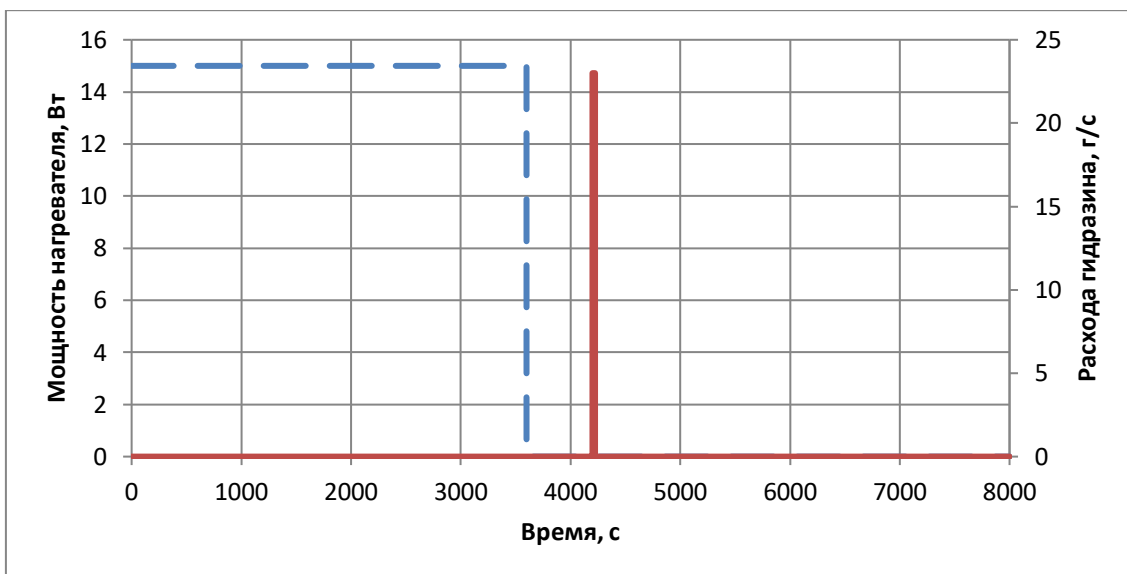


Рисунок 2 Циклограмма работы двигателя, пунктирная линия – работа нагревателя, сплошная линия – подача топлива

В начальный момент времени задаётся однородное распределение температуры:

- по конструкции двигателя – 289 К;
- во входном трубопроводе и клапане – 293 К.

Валидация модели осуществлялась путем сравнения температуры, замеренной в точках, указанных на рисунке и полученных в результате численного эксперимента.

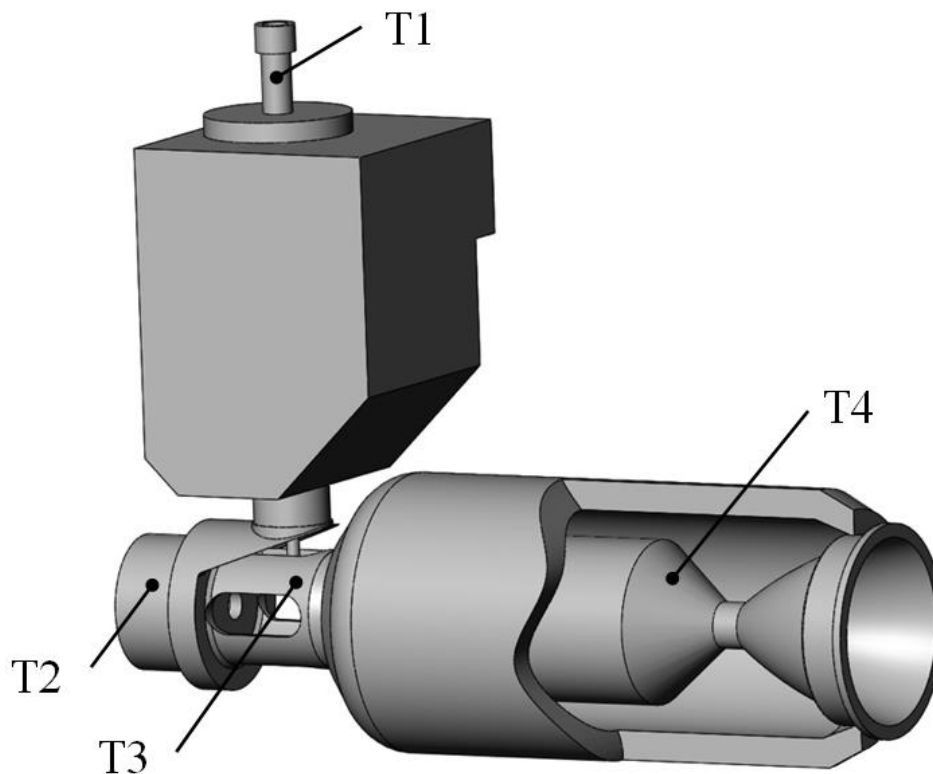
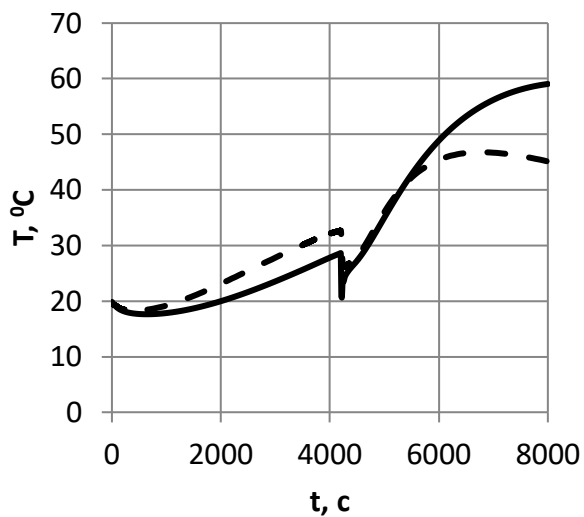
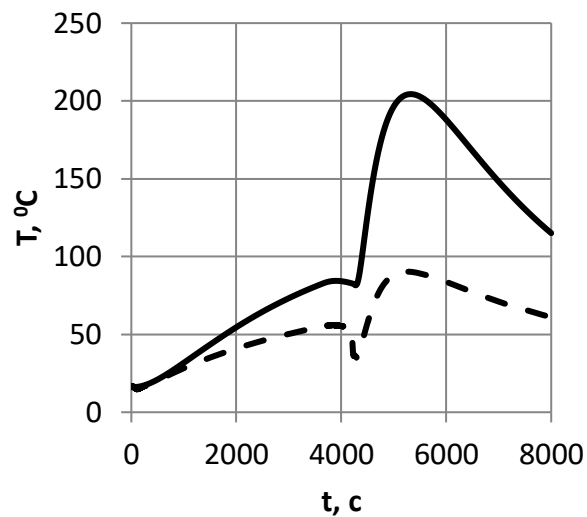


Рисунок 3 Схема расположения датчиков температуры

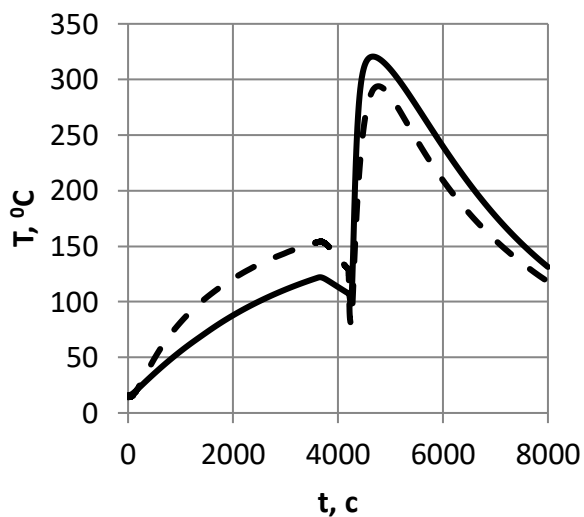
Результаты численного моделирования и сравнение с результатами огневых испытаний в точках, где расположены датчики температуры, представлены на рисунках .



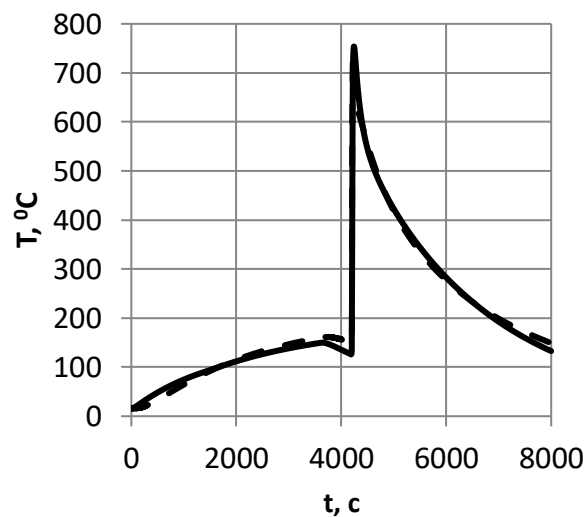
а



б



в



г

Рисунок 4 Изменение температуры на датчиках с течением времени а) датчик T1 б) датчик T2 в) датчик T3 г) датчик T4, пунктирная линия – экспериментальные данные, сплошная линия – результаты численного моделирования

Температурные поля, полученные в результате численного моделирования, представлены на рисунке .

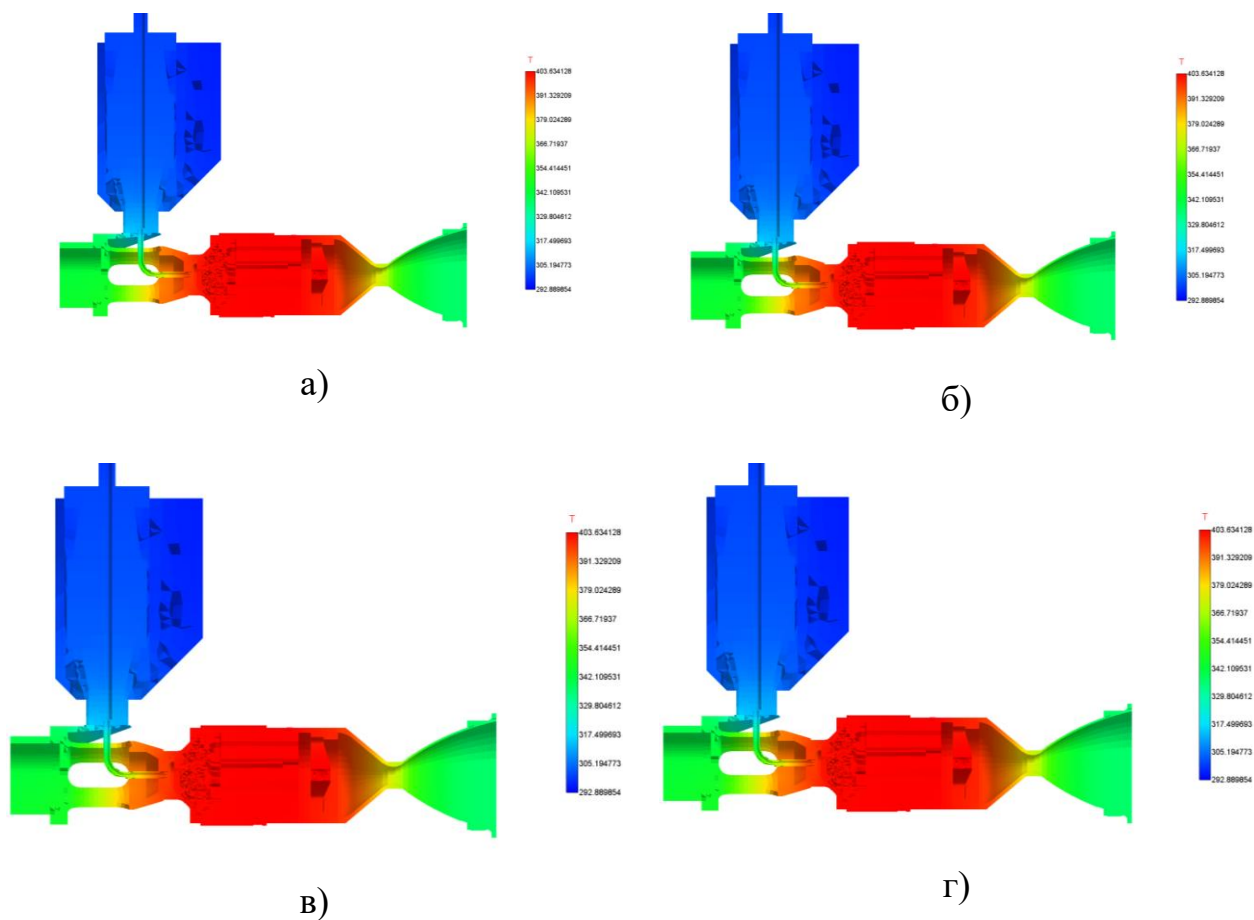


Рисунок 5 Температурные поля в различные моменты времени а) $t = 0$ с,
 б) $t = 4200$ с, в) $t = 4220$ с, г) $t = 8000$ с

Как видно из результатов расчёта, для различных датчиков значение погрешности различается, из чего можно сделать вывод, что основные погрешности могут быть связаны (помимо упрощения модели физических явлений) со следующими факторами:

- упрощение конструкции двигателя, в частности отсутствие крепления двигателя к стенду и учёт части пассивной массы в районе установки датчиков Т3, Т4, что приводит к завышению значений температуры в данных областях;
- несовпадение положения численных и реальных датчиков.

Заключение

Представлена компьютерная модель теплового состояния термокаталитического ЖРДМТ, позволяющая моделировать различные режимы его работы. Расширен функционал пакета программ «ЛОГОС» путем разработки авторской методики, позволяющей учитывать воздействие плоскопараллельного потока излучения Солнца. Предложены способы сократить время вычислительного процесса и снизить требования к вычислительным ресурсам за счёт использования квазиодномерной модели течения жидкого монотоплива в трубопроводе и эмпирической методики для расчёта теплообмена в сопле ракетного двигателя. Проведены расчёты с использованием реализованной компьютерной модели, результаты моделирования сравнивались с экспериментальными данными.

Список источников

1. Leverone F., Cervone A., Gill E. Cost analysis of solar thermal propulsion systems for microsatellite applications // Acta Astronautica, 2019, no.155, pp. 90-110. DOI: [10.1016/j.actaastro.2018.11.025](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.11.025)
2. Улыбышев С.Ю. Математическое моделирование и сравнительный анализ схем применения аппарата-буксировщика для решения задачи увода объектов космического мусора на орбиту захоронения. Часть 1. // Труды МАИ. 2019. № 106. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=105746>

3. Wucherer E.J., et al. Hydrazine Catalyst Production-Sustaining S-405 Technology // 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003, pp. 5079. DOI: [10.2514/6.2003-5079](https://doi.org/10.2514/6.2003-5079)
4. Lee K.H. et al. Firing Performance Measurement of Monopropellant Decomposition Catalyst and Domestic Development Status // Journal Korean Society of Propulsion Engineers, 2006, vol. 3, no. 10, pp. 109-117.
5. McRight P. et al. Confidence Testing of Shell 405 and S-405 Catalysts in a Monopropellant Hydrazine Thruster // 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2005. DOI: [10.2514/6.2005-3952](https://doi.org/10.2514/6.2005-3952)
6. Коватова Ю.С., Богачева Д.Ю. Оценка теплового состояния камеры сгорания жидкостных ракетных двигателей малой тяги, работающего на экологически чистых компонентах // Труды МАИ. 2013. № 65. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=40191>
7. Формалёв В.Ф., Колесник С.А. Методика, алгоритм и программный комплекс по определению теплового состояния охлаждаемых микроракетных двигателей // Труды МАИ. 2014. № 78. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=53710>
8. Митрофанова Ю.А., Загитов Р.А., Трусков П.В. Оценка влияния учёта сопряжённого теплообмена между частями камеры сгорания и реагирующим потоком на результаты моделирования эмиссии оксидов азота // Труды МАИ. 2023. № 132. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=176856>
9. Sarazov A.V., Kozelkov A.S., Strelets D. Yu., Zhuchkov R. N., Modeling Object Motion on Arbitrary Unstructured Grids Using an Invariant Principle of Computational

Domain Topology: Key Features // Symmetry, 2023, vol. 15 (11), pp. 2081. DOI: [10.3390/sym15112081](https://doi.org/10.3390/sym15112081)

10. Kozelkov A.S., Galanov N.G., Semenov I.V., Zhuchkov R.N., Strelets D.Yu. Computational Investigation of the Water Droplet Effects on Shapes of Ice on Airfoils // Aerospace, 2023, vol. 10, pp. 906. DOI: [10.3390/aerospace10100906](https://doi.org/10.3390/aerospace10100906)

11. Бабкин В.С., Лаевский Ю.М. Фильтрационное горение газов // Физика горения и взрыва. 1987. Т. 23. № 5. С. 27-44.

12. Kesten A.S. Analytical study of catalytic reactors for hydrazine decomposition. Quarterly progress report. 1966. URL: https://archive.org/details/NASA_NTRS_Archive_19680001165/mode/1up

13. Бабкин В.С., Дробышев В.И., Лаевский Ю.М., Потытняков С.И. Фильтрационное горение газов // Физика горения и взрыва. 1983. Т. 19. № 2. С. 17-26.

14. Бабкин В.С., Дробышев В.И., Лаевский Ю.М., Потытняков С.И. О механизме распространения волн горения в пористой среде при фильтрации газа // Доклады АН СССР. 1983. № 2. С. 1157–1161.

15. Кандрюкова Т.А., Лаевский Ю.М. О некоторых подходах к моделированию фильтрационного горения газа // Сибирский журнал индустриальной математики. 2015. Т. 18. № 4. С. 49-60.

16. Рычков А.Д., Шокина Н.Ю. Математические модели фильтрационного горения и их приложения // Вычислительные технологии. 2003. Т. 8. С. 124-144.

17. Лаевский Ю.М., Яушева Л.В. Моделирование процессов фильтрационного горения газа в неоднородных пористых средах // Сибирский журнал вычислительной математики. 2009. Т. 12. № 2. С. 171-187.
18. Лаевский Ю.М., Попов П.Е., Калинин А.А. Моделирование фильтрации двухфазной жидкости смешанным методом конечных элементов // Математическое моделирование. 2010. Т. 22. № 3. С. 74-90.
19. Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. Теплообмен и трение в турбулентном пограничном слое. – М.: Энергоатомиздат, 1985. – 320 с.
20. Крайнов А.Ю., Миньков Л.Л. Численные методы решения задач тепло- и массопереноса. – Томск: STT, 2016. - 92 с.
21. Авдудевский В.С., Галицейский Б.М., Глебов Г.А. и др. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике. – М.: Машиностроение, 1992. – 518 с.

References

1. Leverone F., Cervone A., Gill E. Cost analysis of solar thermal propulsion systems for microsatellite applications, *Acta Astronautica*, 2019, no.155, pp. 90-110. DOI: [10.1016/j.actaastro.2018.11.025](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.11.025)
2. Ulybyshev S.Yu. *Trudy MAI*, 2019, no. 106. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=105746>
3. Wucherer E.J., et al. Hydrazine Catalyst Production-Sustaining S-405 Technology, *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, 2003, pp. 5079. DOI: [10.2514/6.2003-5079](https://doi.org/10.2514/6.2003-5079)

4. Lee K.H. et al. Firing Performance Measurement of Monopropellant Decomposition Catalyst and Domestic Development Status, *Journal Korean Society of Propulsion Engineers*, 2006, vol. 3, no. 10, pp. 109-117.
5. McRight P. et al. Confidence Testing of Shell 405 and S-405 Catalysts in a Monopropellant Hydrazine Thruster, *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2005. DOI: [10.2514/6.2005-3952](https://doi.org/10.2514/6.2005-3952)
6. Kovateva Yu.S., Bogacheva D.Yu. *Trudy MAI*, 2013, no. 65. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=40191>
7. Formalev V.F., Kolesnik S.A. *Trudy MAI*, 2014, no. 78. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=53710>
8. Mitrofanova Yu.A., Zagitov R.A., Trusov P.V. *Trudy MAI*, 2023, no. 132. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=176856>
9. Sarazov A.V., Kozelkov A.S., Strelets D. Yu., Zhuchkov R. N., Modeling Object Motion on Arbitrary Unstructured Grids Using an Invariant Principle of Computational Domain Topology: Key Features, *Symmetry*, 2023, vol. 15 (11), pp. 2081. DOI: [10.3390/sym15112081](https://doi.org/10.3390/sym15112081)
10. Kozelkov A.S., Galanov N.G., Semenov I.V., Zhuchkov R.N., Strelets D.Yu. Computational Investigation of the Water Droplet Effects on Shapes of Ice on Airfoils, *Aerospace*, 2023, vol. 10, pp. 906. DOI: [10.3390/aerospace10100906](https://doi.org/10.3390/aerospace10100906)
11. Babkin V.S., Laevskii Yu.M. *Fizika gorennya i vzryva*, 1987, vol. 23, no. 5, pp. 27-44.

12. Kesten A.S. *Analytical study of catalytic reactors for hydrazine decomposition. Quarterly progress report*, 1966. URL: https://archive.org/details/NASA_NTRS_Archive_19680001165/mode/1up
13. Babkin V.S., Drobyshevich V.I., Laevskii Yu.M., Potytnyakov S.I. *Fizika goreniya i vzryva*, 1983, vol. 19, no. 2, pp. 17-26.
14. Babkin V.S., Drobyshevich V.I., Laevskii Yu.M., Potytnyakov S.I. *Doklady AN SSSR*. 1983, no. 2, pp. 1157–1161.
15. Kandryukova T.A., Laevskii Yu.M. *Sibirskii zhurnal industrial'noi matematiki*, 2015, vol. 18, no. 4, pp. 49-60.
16. Rychkov A.D., Shokina N.Yu. *Vychislitel'nye tekhnologii*, 2003, vol. 8, pp. 124-144.
17. Laevskii Yu.M., Yausheva L.V. *Sibirskii zhurnal vychislitel'noi matematiki*, 2009, vol. 12, no. 2, pp. 171-187.
18. Laevskii Yu.M., Popov P.E., Kalinkin A.A. *Matematicheskoe modelirovanie*, 2010, vol. 22, no. 3, 74-90.
19. Kutateladze S.S., Leont'ev A.I. *Teplomassoobmen i trenie v turbulentnom pograničnom sloe* (Heat and mass transfer and friction in a turbulent boundary layer), Moscow, Energoatomizdat, 1985, 320 p.
20. Krainov A.Yu., Min'kov L.L. *Chislennye metody resheniya zadach teplo- i massoperenosa* (Numerical methods for solving heat and mass transfer problems), Tomsk, STT, 2016, 92 p.

21. Avduevskii V.S., Galitseiskii B.M., Glebov G.A. et al. *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoi i raketno-kosmicheskoi tekhnike* (Basic methods in aviation and rocket and space technology), Moscow, Mashinostroenie, 1992, 518 p.

Статья поступила в редакцию 21.06.2024

Одобрена после рецензирования 28.07.2024

Принята к публикации 25.10.2024

The article was submitted on 21.06.2024; approved after reviewing on 28.07.2024; accepted for publication on 25.10.2024