

На правах рукописи
УДК 621.454

Ворожеева Олеся Андреевна

**МОДЕЛИРОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ
РАБОТАЮЩЕГО В ИМПУЛЬСНОМ РЕЖИМЕ ЖИДКОСТНОГО
РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ**

Специальность 05.07.05 – Тепловые, электроракетные двигатели и
энергоустановки летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2017

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель: **Ягодников Дмитрий Алексеевич**
доктор технических наук, профессор

Официальные оппоненты: **Глебов Геннадий Александрович**
доктор технических наук, доцент
профессор федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ»

Петренко Владислав Михайлович
кандидат технических наук
начальник экспериментально-испытательного отдела Публичного акционерного общества «Тураевское машиностроительное конструкторское бюро «Союз»

Ведущая организация: **Публичное акционерное общество «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва»**

Защита состоится «04» октября 2017 г. в 14 часов 00 минут на заседании диссертационного совета Д 212.141.08 при Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, Лефортовская наб., д. 1, факультет «Энергомашиностроение», ауд. 202э.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте www.bmstu.ru Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана.

Ваш отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенный печатью организации, просим направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, МГТУ им. Н. Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного Совета Д 212.141.08.

Автореферат разослан «___» _____ 2017 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.141.08
кандидат технических наук, доцент


К.С. Егоров

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы. В настоящее время освоение космического пространства и решение задач в области науки и обороны связаны с созданием высокоэкономичных и надежных реактивных систем управления космическими летательными аппаратами (КЛА) и двигательных установок (ДУ) для их выведения на основе жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ).

В Советском Союзе и России «КБхиммаш им. А.М. Исаева», НИИмаш, ТМКБ «Союз», РКК «Энергия» им. С.П. Королева созданы и эксплуатируются ЖРДМТ тягой от 0,01 Н до 1600 Н, работающие как в непрерывном, так и в импульсном режимах на жидких (как правило азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ), гидразин) и газообразных (газифицируемый жидкий кислород) компонентах топлива.

К вновь разрабатываемым ЖРДМТ как и ранее предъявляются требования, обусловленные необходимостью повышения надежности, экономичности и энергетической эффективности, одновременное обеспечение которых представляет определенные трудности. Например, повышение экономичности ЖРДМТ связано с увеличением действительного удельного импульса двигателя, что ведет к росту температур и теплонапряженности элементов конструкции и усложняет задачу проектирования из-за необходимости прогнозирования надежности элементов конструкции при повышенных энергетических характеристиках двигателя.

При этом сокращение стоимости и сроков разработки может быть выполнено за счет снижения количества огневых испытаний с помощью математического моделирования рабочих процессов в камере сгорания (КС), теплопрочностного состояния на этапах пред- и эскизного проектирования ЖРДМТ. Имеющиеся математические модели позволяют рассчитывать энергетические, внутрикамерные и теплопрочностные характеристики ЖРДМТ применительно, в основном, только к непрерывным режимам работы. Кроме того, большинство опубликованных расчетных исследований посвящены перспективным экологически безопасным компонентам топлива, в частности кислороду и метану, в то время как моделирование ЖРДМТ на штатных компонентах практически не проводилось.

Учитывая приведенные выше обстоятельства актуальным представляется создание универсальной математической модели и методики расчета, позволяющих получать характеристики теплового состояния и их отличие от максимально допустимых значений температур элементов конструкции вновь разрабатываемых ЖРДМТ, как на штатных, так и на экологически чистых компонентах топлива с учетом реальной геометрии проточного тракта КС ЖРДМТ, работающего в импульсном и непрерывном режимах.

В связи с изложенным **целью диссертационной работы** является обоснование повышения надежности работающего в импульсном режиме ЖРДМТ на штатных компонентах топлива (АТ + НДМГ) с помощью расчетного моделирования температурного состояния камеры реальной геометрии и схемы смесеобразования.

Объект исследований. Модельный ракетный двигатель малой тяги (РДМТ), работающий в импульсном режиме на газообразных компонентах топлива кислород + метан, а также ЖРДМТ разработки КБхиммаш им. А.М. Исаева на компонентах АТ + НДМГ.

Предмет исследований. Расчетно-теоретическое и экспериментальное определение характеристик теплового состояния элементов конструкции модельного и серийного ЖРДМТ в зависимости от различных режимных параметров (давление в КС p_k , коэффициент избытка окислителя α и др.).

Научная новизна работы.

1. Математическая модель нестационарной теплопроводности в двумерной осесимметричной постановке, учитывающая конвективный, кондуктивный и радиационный механизмы теплообмена между продуктами сгорания (ПС) и внутренней поверхностью стенки двигателя с учетом осевых «перетечек» тепла и методика расчета теплового состояния элементов конструкции ЖРДМТ, работающего в импульсном режиме.

2. Температурные поля в элементах конструкции РДМТ и ЖРДМТ; нестационарные температуры стенки двигателя, работающего в непрерывном и импульсном режимах, в зависимости от различных режимных параметров.

3. Значения температур элементов конструкции ЖРДМТ разработки КБхиммаш им. А.М. Исаева на компонентах АТ + НДМГ для различных значений коэффициента заполнения импульсного режима k_3 и частоты включений f .

4. Зависимость вероятности безотказной работы ЖРДМТ от температурного запаса огневой стенки камеры.

Практическая ценность диссертации заключается в следующем.

1. В разработке математической модели и алгоритма расчета теплового состояния РДМТ на газообразных компонентах топлива кислород + метан, а также ЖРДМТ штатной конструкции разработки КБхиммаш им. А.М. Исаева на компонентах АТ + НДМГ, работающих в импульсном режиме.

2. В практическом использовании расчетных значений температур элементов конструкции для определения запасов по допустимой температуре камеры ЖРДМТ разработки КБхиммаш им. А.М. Исаева на компонентах АТ + НДМГ.

3. В разработке модельной установки и методики огневых испытаний модельного кислород-метанового РДМТ, работающего в импульсном режиме.

На защиту выносятся:

1. Двумерная осесимметричная математическая модель и алгоритм расчета теплового состояния РДМТ на газообразных компонентах топлива кислород + метан, а также ЖРДМТ разработки КБхиммаш им. А.М. Исаева на компонентах АТ + НДМГ, работающих в импульсном режиме.

2. Метод верификации математической модели теплового состояния камеры ЖРДМТ, работающего в импульсном режиме.

3. Результаты экспериментальных и расчетных исследований влияния режимных параметров на тепловое состояние конструкций РДМТ и ЖРДМТ.

4. Результаты параметрических расчетных исследований теплового состояния камеры ЖРДМТ, работающего в непрерывном и импульсном режимах, и расчетов показателей надежности штатной конструкции разработки КБхиммаш им. А.М. Исаева.

Достоверность и обоснованность результатов работы подтверждается.

1. Удовлетворительным согласованием результатов численных расчетов и проведенных в работе экспериментов, а также удовлетворительным согласованием расчетных и экспериментальных данных, полученных в процессе стендовой отработки в КБхиммаш им. А.М. Исаева и МАИ (национальном исследовательском университете).

2. Использованием фундаментальных уравнений теплообмена, известных теплофизических и термодинамических свойств ПС топливных композиций, а также теплофизических свойств материалов элементов камеры ЖРДМТ.

3. Применением аттестованных средств измерения и регистрации, обеспечивающих необходимую точность для теплотехнических экспериментов.

Апробация работы проведена на Всероссийской научно-технической конференции «Студенческая научная весна – 2013», МГТУ им. Н.Э. Баумана, (Москва, 2013); на Всероссийской научно-технической конференции «Ракетно-космические двигательные установки», МГТУ им. Н.Э. Баумана, (Москва, 2015); на XXXVIII и XL Академических «Королевских научных чтениях по космонавтике», МГТУ им. Н.Э. Баумана, (Москва, 2014 и 2016); на IX Всероссийской молодежной научно-инженерной выставке «Политехника», МГТУ им. Н.Э. Баумана, (Москва, 2014); на Научно-техническом конгрессе по двигателестроению (НТКД-2016), ЦИАМ (Москва, 2016), а также на научных семинарах кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав, выводов, списка литературы и содержит 146 страниц основного машинописного текста, 10 таблиц, 81 рисунок. Список литературы включает 101 наименование.

Основное содержание работы

Во введении показана актуальность темы диссертации и сформулирована цель работы.

В первой главе приведен обзор научно-технической информации в области экспериментально-теоретического исследования теплового состояния элементов конструкции и рабочих процессов в ЖРДМТ, работающих на штатных и экологически чистых компонентах топлива. На основе анализа обзорной информации сформулированы задачи экспериментально-теоретического исследования.

Во второй главе рассмотрены результаты термодинамического расчета параметров ПС в КС, используемые в качестве исходных данных для определения теплового состояния конструкции рассматриваемого модельного РДМТ. Представлены математическая модель нестационарной теплопроводности в двумерной осесимметричной постановке, учитывающая конвективный, кондуктивный и радиационный механизмы теплообмена между

ПС и внутренней поверхностью стенки двигателя с учетом осевых «перетечек» тепла и методика расчета теплового состояния элементов конструкции РДМТ, работающего в импульсном режиме.

На Рисунке 1 представлена схема камеры модельного РДМТ с основными элементами и размерами. Структурированная прямоугольная расчетная сетка, построенная на упрощенной конструкции, показана на Рисунке 2. Шаг интегрирования по времени принят равным $\Delta\tau = 0,001$ с, шаги интегрирования по радиусу и длине приняты равными $\Delta r = \Delta z = 0,25$ мм. Общее количество узлов в расчетной области равно 19 224.

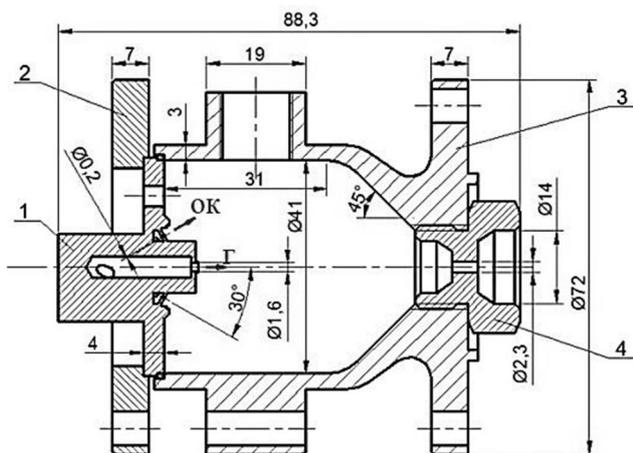


Рисунок 1. Схема камеры модельного РДМТ: 1 – смесительная головка; 2 – накидной фланец; 3 – КС; 4 – сопловой блок

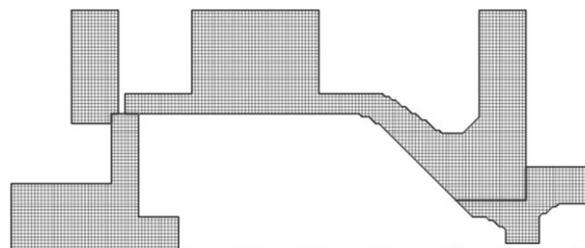


Рисунок 2. Расчетная сетка камеры модельного РДМТ

Во время работы РДМТ в КС находятся высокотемпературные ПС, от которых тепло передается элементам конструкции двигателя посредством конвективного и радиационного теплообмена.

Конвективная составляющая теплового потока вычисляется по формуле:

$$q_k = \alpha_{\Gamma} \cdot (T_{\Gamma}^* - T_{\text{СТ}}),$$

где α_{Γ} – коэффициент теплоотдачи от горячего газа к стенке; T_{Γ}^* – температура торможения газового потока; $T_{\text{СТ}}$ – температура стенки.

Для расчета α_{Γ} используется полуэмпирическая формула Гухмана-Илюхина:

$$\frac{\alpha_{\Gamma} \cdot d_{\text{ВН}}}{\lambda_{\Gamma, \text{СТ}}} = 0,0162 \cdot \left(\frac{\rho_{\Gamma} \cdot w \cdot C_{p, \Gamma, \text{СТ}} \cdot d_{\text{ВН}}}{\lambda_{\Gamma, \text{СТ}}} \right)^{0,82} \cdot \left(\frac{T_{\Gamma}^*}{T_{\text{СТ}}} \right)^{0,35}.$$

Здесь $C_{p, \Gamma, \text{СТ}}$ и $\lambda_{\Gamma, \text{СТ}}$ – теплоемкость и коэффициент теплопроводности ПС при температуре стенки; ρ_{Γ} и w – плотность и скорость ПС; $d_{\text{ВН}}$ – внутренний диаметр.

Значения $C_{p, \Gamma, \text{СТ}}$ и $\lambda_{\Gamma, \text{СТ}}$ определяются с учетом массовых и мольных долей вещества в ПС.

Расчет радиационной составляющей теплового потока от излучающих ПС в стенку проводится по формуле

$$q_p = \varepsilon_r \cdot c_0 \cdot \left[\left(\frac{T_{\Gamma}}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{\text{СТ}}}{100} \right)^4 \right].$$

Здесь ε_r – приведенная степень черноты системы газ-стенка; $c_0 = 5,67$ Вт/(м²·К⁴) – постоянная Стефана-Больцмана; T_r – осредненная статическая температура потока ПС в рассматриваемом сечении, которая соответствует среднему по сечению значению соотношения компонентов и определяется в результате проведения термодинамического расчета в камере двигателя.

Значение ε_r определяется по эффективным степеням черноты стенки $\varepsilon_{ст.эф}$ и ПС $\varepsilon_{г.эф}$. При этом $\varepsilon_{ст.эф}$ рассчитывается с учетом многократного отражения и переизлучения, $\varepsilon_{г.эф}$ определяется концентрацией трехатомных молекул CO₂ и H₂O:

$$\varepsilon_r = \frac{\varepsilon_{г.эф} \cdot \varepsilon_{ст.эф}}{\varepsilon_{ст.эф} + \varepsilon_{г.эф} \cdot (1 - \varepsilon_{ст.эф})}.$$

Наружная поверхность охлаждается за счет излучения и естественной конвекции при работе двигателя в атмосфере.

Естественная конвекция описывается уравнением

$$q_{ест} = \alpha_0 \cdot (T_{ст} - T_0),$$

где α_0 – коэффициент теплоотдачи при естественной (свободной) конвекции; T_0 – температура окружающей среды.

Среднее значение α_0 при естественной конвекции для $5 \cdot 10^2 \leq Pr \cdot Gr \leq 2 \cdot 10^7$ определяется по формуле

$$\alpha_0 = \frac{\overline{Nu}_{f,l_0} \cdot \lambda_f}{l_0}, \quad \overline{Nu}_{f,l_0} = 0,54 \cdot (Pr_f \cdot Gr_{f,l_0})^{0,25},$$

$$Pr_f = \frac{\nu_f}{a_f}, \quad Gr_{f,l_0} = \frac{g \cdot l_0^3}{\nu_f^2} \cdot \beta \cdot (T_{ст} - T_0).$$

Здесь \overline{Nu}_{f,l_0} , Pr_f и Gr_{f,l_0} – числа Нуссельта, Прандтля и Грасгофа; λ_f , a_f и ν_f – коэффициенты теплопроводности, температуропроводности и кинематическая вязкость воздуха, взятые при средней температуре пограничного слоя $T_f = 0,5 \cdot (T_{ст} + T_0)$; l_0 – характерный линейный размер; $g = 9,81$ м/с² – ускорение свободного падения; $\beta = 3,665 \cdot 10^{-3}$ 1/К – коэффициент объемного расширения воздуха.

Радиационный тепловой поток в окружающее пространство равен

$$q_{изл} = \varepsilon_{ст.эф} \cdot c_0 \cdot \left[\left(\frac{T_{ст}}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_0}{100} \right)^4 \right].$$

Для расчета температуры во внутренних узлах сетки используется двумерное уравнение нестационарной теплопроводности в цилиндрических координатах, не учитывающее окружающие «перетечки» тепла в конструкции:

$$\frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial \tau} = a_{ст}(T) \cdot \left(\frac{\partial^2 T(r, z, \tau)}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \cdot \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r} + \frac{\partial^2 T(r, z, \tau)}{\partial z^2} \right).$$

Здесь r – геометрическая величина поперечной координаты (радиуса); z – геометрическая величина осевой координаты; τ – время; $a_{ст}(T)$ – коэффициент температуропроводности материала стенки, который задан в виде полинома

$$a_{ст}(T) = a_0 + a_1 \cdot T + a_2 \cdot T^2,$$

где a_0 , a_1 и a_2 – константы аппроксимации.

Для получения разностного аналога в частных производных использована явная схема узлов, имеющая вид:

$$T_{i,j,k+1} = \Delta\tau \cdot a_{\text{ст}}(T) \cdot \left(\frac{T_{i+1,j,k} - 2 \cdot T_{i,j,k} + T_{i-1,j,k}}{\Delta r^2} + \frac{1}{r_i} \cdot \frac{T_{i+1,j,k} - T_{i-1,j,k}}{2 \cdot \Delta r} + \frac{T_{i,j+1,k} - 2 \cdot T_{i,j,k} + T_{i,j-1,k}}{\Delta z^2} \right) + T_{i,j,k}.$$

Здесь i – номер узла по радиусу, $i = 0, 1, \dots, i_{\text{кон}}$; j – номер узла по осевой координате, $j = 0, 1, \dots, j_{\text{кон}}$; k – номер узла по времени, $k = 0, 1, \dots, k_{\text{кон}}$; Δr – шаг интегрирования функции по радиусу; Δz – шаг интегрирования функции по осевой координате; $\Delta\tau$ – шаг интегрирования функции по времени; r_i – текущий радиус, $r_i = i \cdot \Delta r + R_{\text{вн}}$; $R_{\text{вн}}$ – внутренний радиус.

Для сходимости расчета должно выполняться следующее неравенство

$$0 \leq 1 - 2 \cdot a_{\text{ст}}(T) \cdot \Delta\tau \cdot \left(\frac{1}{\Delta r^2} + \frac{1}{\Delta z^2} \right) \leq 1.$$

Начальные условия для решения дифференциальных уравнений имеют вид:

$$\tau = 0, \quad T = T(r, z, \tau) = \text{const} = T_{\text{нач}},$$

где $T_{\text{нач}} = 300$ К – начальная температура элементов конструкции.

Граничные условия определяются соответствующей геометрией двигателя и записываются следующим образом.

1. Для внутренней поверхности стенки камеры во время работы двигателя:

$$q_{\text{к}} + q_{\text{р}} = -\lambda_{\text{ст}}(T) \cdot \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r}, \quad q_{\text{к}} + q_{\text{р}} = -\lambda_{\text{ст}}(T) \cdot \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial z},$$

где $\lambda_{\text{ст}}(T)$ – коэффициент теплопроводности материала стенки.

2. Для наружной поверхности стенки камеры во время работы двигателя и во время паузы:

$$q_{\text{ест}} + q_{\text{изл}} = -\lambda_{\text{ст}}(T) \cdot \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r}, \quad q_{\text{ест}} + q_{\text{изл}} = -\lambda_{\text{ст}}(T) \cdot \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial z}.$$

3. Для внутренней поверхности стенки камеры во время паузы:

$$0 = -\lambda_{\text{ст}}(T) \cdot \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r}, \quad 0 = -\lambda_{\text{ст}}(T) \cdot \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial z}.$$

4. На границе раздела двух деталей, изготовленных из различных материалов, характеристики которых обозначены индексами 1 и 2:

$$\lambda_{\text{ст}1}(T) \cdot \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r} = \lambda_{\text{ст}2}(T) \cdot \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r},$$

$$\lambda_{\text{ст}1}(T) \cdot \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial z} = \lambda_{\text{ст}2}(T) \cdot \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial z}.$$

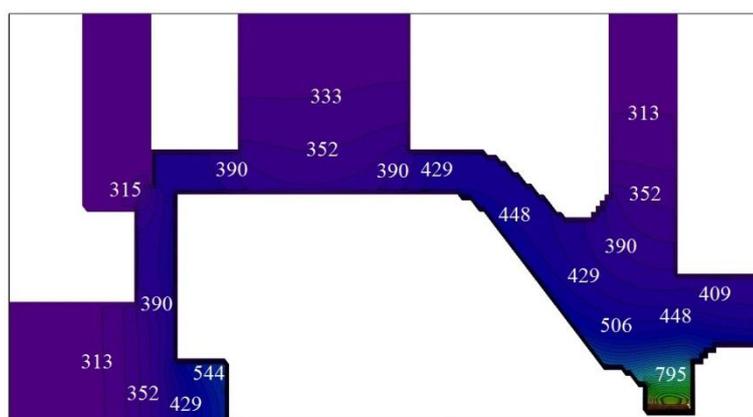
Для решения уравнения нестационарной теплопроводности создана программа, позволяющая получать температурные поля в конструкции РДМТ в любой момент времени включения $\tau_{\text{вк}}$ и паузы между включениями $\tau_{\text{п}}$, а также зависимости температуры стенки от времени работы в характерных точках. Программа реализована в среде Mathcad 15.

Исследования теплового состояния элементов конструкции проводились для следующих значений режимных параметров:

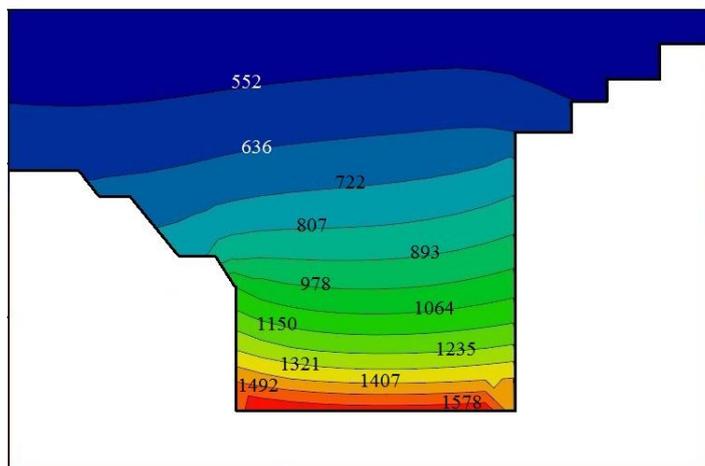
- $p_k = 0,2; 0,5; 1,0; 1,5$ МПа;
- $\alpha = 0,25; 0,5; 0,75; 1,0; 1,5; 2,5$;
- непрерывный и импульсный режим работы;
- $f = 1; 2; 5; 10$ Гц;
- $k_3 = 0,2; 0,5; 0,8$.

В качестве материала смесительной головки и соплового блока рассмотрена нержавеющая сталь 12Х18Н10Т, в качестве материала накидного фланца и КС – сталь 45.

В результате численного исследования теплового состояния элементов конструкции РДМТ получены поля температур в конце работы двигателя для рассматриваемых режимов (Рисунок 3).



a



б

Рисунок 3. Поля температур в элементах конструкции РДМТ (*a*) и в области критического сечения сопла (*б*) для $p_k = 1,5$ МПа, $\alpha = 0,75$, $f = 2$ Гц и $k_3 = 0,8$

По характеру изолиний температур видно, что элементы фланцевых соединений КС РДМТ выступают в роли теплоотводящих элементов конструкции с температурой 300...420 К. Наиболее теплонапряженным элементом конструкции является сопловой блок с $T_{ст} = 400 \dots 1609$ К. Повышенные температуры до 310...600 К также наблюдаются в смесительной головке в зоне подачи окислителя в КС, что объясняется большей поверхностью контакта с ПС.

На Рисунке 4 и 5 приведены временные температурные зависимости характерные для наиболее теплонапряженных элементов конструкции.

Так как теплоотвод в окружающую среду при работе РДМТ не играет существенной роли, то после запуска конструкция КС аккумулирует тепло. Во время

паузы между включениями происходит охлаждение конструкции. Однако при этом начальное тепловое состояние не достигается и остаточная температура стенки КС на следующем включении увеличивается.

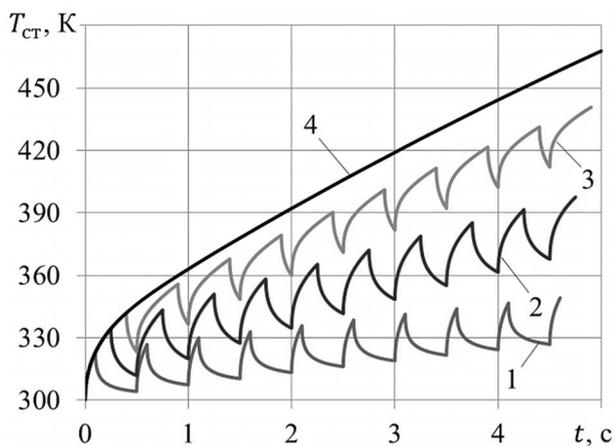


Рисунок 4. Зависимость $T_{ст}$ от времени для $p_k = 1,0$ МПа, $\alpha = 1,0$, $f = 2$ Гц: 1 – $k_3 = 0,2$; 2 – $k_3 = 0,5$; 3 – $k_3 = 0,8$; 4 – непрерывный режим

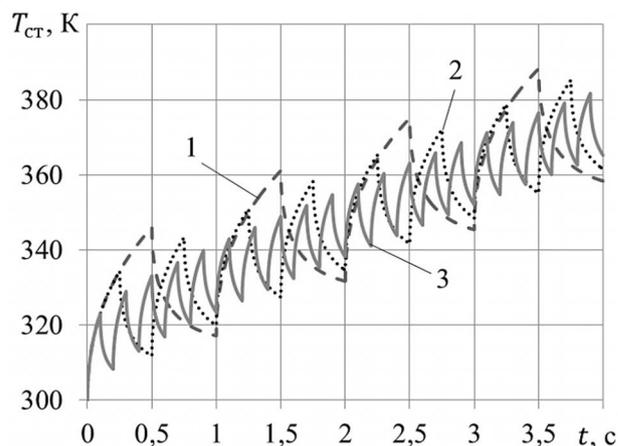


Рисунок 5. Зависимость $T_{ст}$ от времени для $p_k = 1,0$ МПа, $\alpha = 1,0$, $k_3 = 0,5$: 1 – $f = 1$ Гц; 2 – $f = 2$ Гц; 3 – $f = 5$ Гц

В ходе исследования теплового состояния стенки при времени огневой наработки 30 с получены зависимости максимальной температуры стенки $T_{ст.мах}$, зафиксированной на внутренней поверхности в районе критического сечения сопла, от p_k , α , f и k_3 , приведенные на Рисунках 6 и 7.

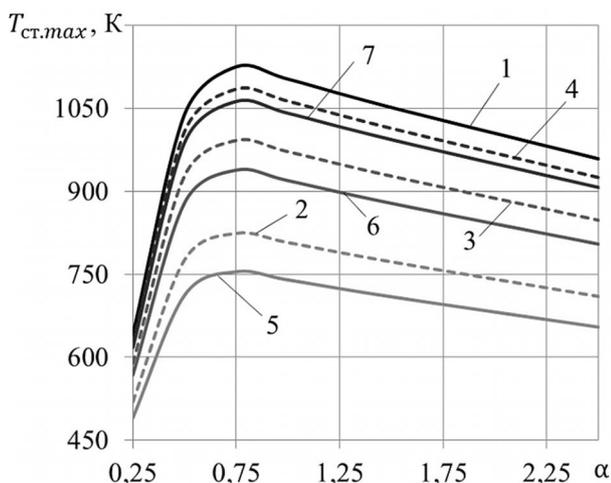


Рисунок 6. Зависимости $T_{ст.мах}$ от α для $p_k = 0,5$ МПа для непрерывного (1) режима и импульсных режимов (2-7): 2 – $f = 2$ Гц, $k_3 = 0,2$; 3 – $f = 2$ Гц, $k_3 = 0,5$; 4 – $f = 2$ Гц, $k_3 = 0,8$; 5 – $f = 10$ Гц, $k_3 = 0,2$; 6 – $f = 10$ Гц, $k_3 = 0,5$; 7 – $f = 10$ Гц, $k_3 = 0,8$

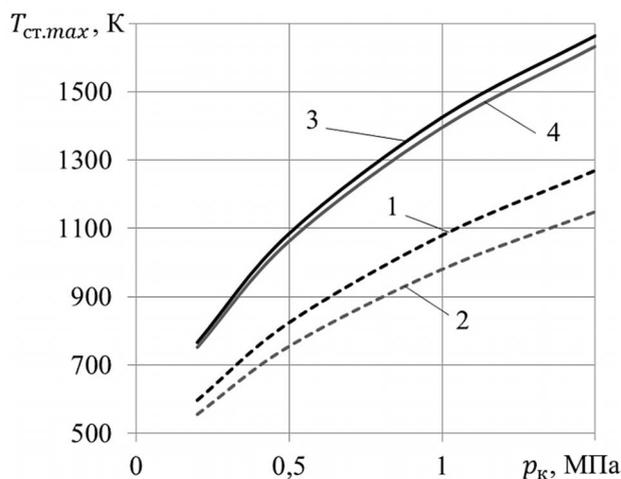


Рисунок 7. Зависимости $T_{ст.мах}$ от p_k для $\alpha = 0,75$ на импульсных режимах: 1 – $k_3 = 0,2$, $f = 2$ Гц; 2 – $k_3 = 0,2$, $f = 10$ Гц; 3 – $k_3 = 0,8$, $f = 2$ Гц; 4 – $k_3 = 0,8$, $f = 10$ Гц

Для рассмотренного диапазона давлений в КС $T_{ст.мах}$ камеры РДМТ как для непрерывного ($T_{ст.мах} = 1125$ К), так и для импульсного ($T_{ст.мах} = 755 \dots 1096$ К) режима работы получены при $\alpha \cong 0,75$

(см. Рисунок б), что объясняется влиянием температуры ПС, массовым расходом компонентов топлива, концентрации углекислого газа и паров воды, на величину теплового потока от ПС к стенке.

Увеличение p_k от 0,2 МПа до 1,5 МПа (см. Рисунок 7) ведет к увеличению теплового потока от ПС к стенке и, следовательно, к росту $T_{ст.мах}$ с 555...774 К до 1157...1664 К.

Влияние k_3 на $T_{ст.мах}$ объясняется тем, что при больших значениях k_3 снижается $\tau_{п}$ и, следовательно, время, за которое происходит перераспределение тепла в конструкции от наиболее нагретых участков к холодным, что в свою очередь ведет к ухудшению условий охлаждения конструкции в области критического сечения сопла, где зафиксирована наибольшая температура стенки. При росте k_3 от 0,2 до 0,8 $T_{ст.мах}$ увеличивается с 755...870 К до 1055...1075 К.

При росте f от 1 до 10 Гц снижаются временные интервалы подвода и перераспределения теплового потока в конструкции двигателя, поэтому при одинаковом количестве подведенного тепла для больших f распределение температуры по конструкции более равномерное, что и объясняет снижение $T_{ст.мах}$ с 870...1075 К до 755...1060 К. При этом температуры более холодных областей с ростом частоты включения будут увеличиваться с 300...419 К до 303...424 К.

По полученным данным построена регрессионная модель и рассчитаны ее коэффициенты для непрерывного и импульсного режимов работы РДМТ в широком диапазоне изменения режимных параметров:

$$T_{ст.мах} = (1780 - 500 \cdot n) \cdot \alpha^{(0,5-n)} \cdot p_k^{0,35} \cdot f^{-0,03} \cdot k_3^{0,18},$$

где n – коэффициент, учитывающий влияние α . Так, $n = 0$ при $0,25 \leq \alpha \leq 0,75$ и $n = 0,65$ при $0,75 \leq \alpha \leq 2,5$. В зависимость подставляются значения p_k в МПа, f в Гц.

В третьей главе приведены описание экспериментального стенда и методика проведения огневых испытаний, основными задачами которых является экспериментальное подтверждение прогнозируемого теплового состояние элементов конструкции РДМТ, а также регистрация температурного поля камеры двигателя в процессе варьирования режимными параметрами (p_k , α газообразного топлива кислород + метан, f и k_3).

Экспериментальный стенд включает в себя системы подачи и хранения окислителя и горючего; систему принудительной вентиляции огневого бокса; систему управления экспериментальной установкой; систему измерений и регистрации; систему визуального контроля и видеорегистрации. Циклограмма работы РДМТ реализуется автоматически с помощью управления электропневмоклапанами подачи рабочих компонентов в камеру с помощью блока управления Siemens LOGO! 12/24 RC. Регистрация первичных измерительных преобразователей (ПИП) и первичная обработка экспериментальных данных осуществляются на цифровом регистраторе-анализаторе характеристик динамических процессов МПС-300М. Видеорегистрация температуры наружной поверхности всех элементов

конструкции экспериментального РДМТ проводится с помощью тепловизора «Optris PI160» в диапазоне температур от 0°С до 250°С с частотой опроса 10 Гц.

Расчет значений предельных погрешностей проводимых измерений (Таблица 1) показал удовлетворительную для теплофизического эксперимента точность.

Таблица 1.

Предельные погрешности проводимых измерений

Параметр	Предельная погрешность
Давление	± 1,5 %
Массовый расход окислителя / горючего	± 1,94 / 2,44 %
Суммарный массовый расход топлива	± 3,12 %
Коэффициент избытка окислителя	± 3,12 %
Расходный комплекс / коэффициент расходного комплекса	± 3,49 %
Температура наружной стенки двигателя	± 2 %

Основными элементами экспериментального РДМТ являются КС 6, сопловой блок 7 и смесительная головка 2 (Рисунок 8). Особенностью РДМТ является емкостное и радиационное охлаждение стенок КС и сопла.

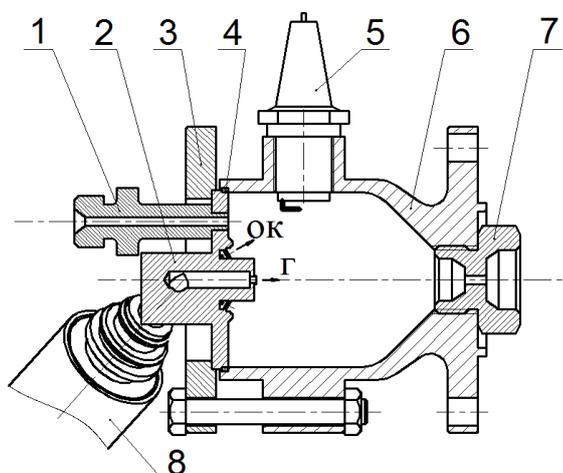


Рисунок 8. Конструкция экспериментального РДМТ: 1 – штуцер для установки ПИП давления; 2 – смесительная головка; 3 – накидной фланец; 4 – уплотнительное кольцо; 5 – электроискровая свеча зажигания; 6 – КС; 7 – сопловой блок; 8 – электропневмоклапан

среднего давления в КС составили $p_{к.ср} = 0,22 \dots 0,38$ МПа при $\alpha = 0,62 \dots 0,79$. Экспериментальные значения расходного комплекса β_3 и коэффициента

Газообразный метан поступает в КС через центробежную форсунку, расположенную на оси смесительной головки. Газообразный кислород подается через 12 периферийных струйных форсунок, расположенных под углом к оси, что приводит к образованию холодного пристеночного слоя, а смешение компонентов топлива и их горение происходит в объеме КС. Подача компонентов топлива в соответствии с заданной циклограммой работы РДМТ обеспечивается электропневмоклапанами. Воспламенение компонентов топлива осуществляется с помощью автомобильной электроискровой свечи зажигания.

Проведен комплекс огневых стендовых испытаний (ОСИ) модельного РДМТ в непрерывном и импульсных ($f = 2$ Гц и $k_3 = 0,6$) режимах работы, характерные циклограммы которых приведены на Рисунке 9. Значения

расходного комплекса φ_B для непрерывного режима составили 1266 м/с и 0,7 соответственно, а для импульсного – 748...958 м/с и 0,48...0,53.

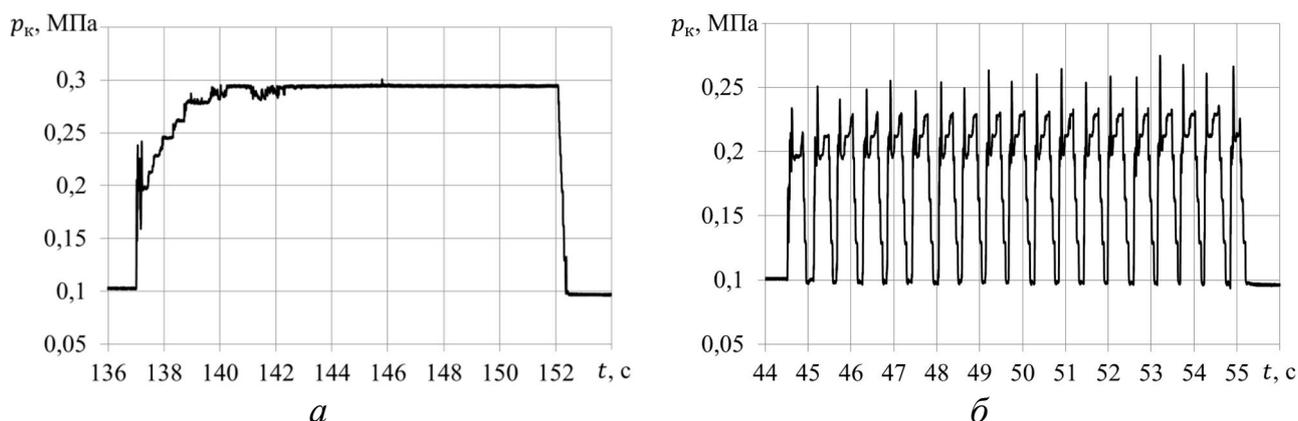


Рисунок 9. Циклограммы работы двигателя в непрерывном (а) и импульсных режимах (б)

С помощью тепловизора получены видеоряды температурного поля на наружной поверхности элементов конструкции (Рисунок 10). Наибольший

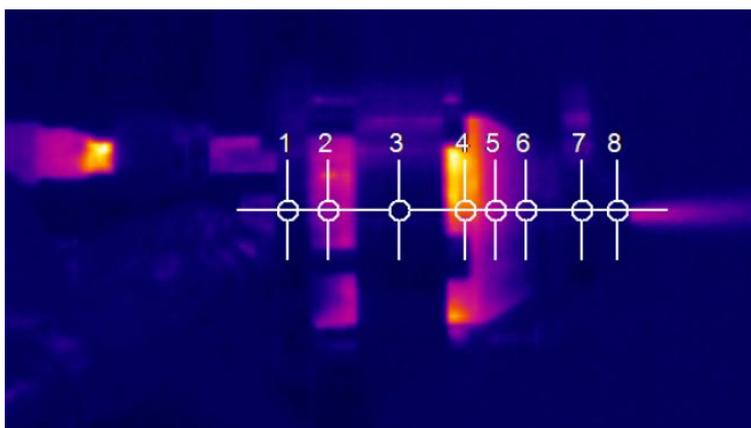


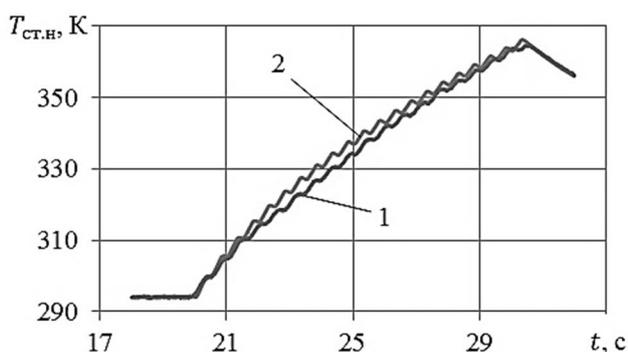
Рисунок 10. Характерные изображения температурного поля на наружной поверхности элементов конструкции модельного РДМТ

нагрев наружной стенки до 400...460 К происходит на цилиндрической и конической частях камеры модельного РДМТ. Меньшие температуры приметно 300...350 К получены в элементах фланцевых соединений. Наружная поверхность соплового блока прогревается до 350...400 К.

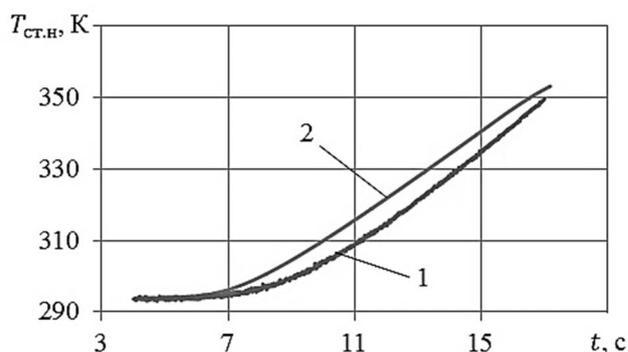
Для реализованных экспериментальных режимов проведены численные расчеты температурного поля в конструкции модельного РДМТ с целью верификации

верификации математической модели. Временные зависимости расчетных $T_{ст.н.р}$ и осредненных экспериментальных $T_{ст.н.э}$ температур на наружной поверхности стенки в некоторых характерных сечениях (Рисунок 10) показаны на Рисунке 11, свидетельствующие о монотонном увеличении температур, что обусловлено положительной суммой двух отличных по знаку тепловых потоков: с одной стороны подводимого от высокотемпературных ПС; с другой стороны теряемого от принудительного и естественного теплоотвода.

Для наиболее теплонапряженных зон, расположенных в цилиндрической и конической частях модельного РДМТ – сечения №2, 4-6 (Рисунок 10), характер изменения расчетных значений температуры удовлетворительно согласуются с экспериментальными данными (Рисунок 11, а).



а – ОСИ №2, сечение №4



б – ОСИ №4, сечение №8

Рисунок 11. Характерные зависимости $T_{ст.н.э}$ (1) и $T_{ст.н.р}$ (2) по времени ОСИ

На наружной поверхности соплового блока и элементов фланцевых соединений – сечения №1, 3, 7 и 8 также характерно согласование (но с большим отклонением в пределах $\pm 5\%$) расчетных и экспериментальных зависимостей (Рисунок 11, б), обусловленное принятыми допущениями при построении расчетной сетки, поскольку в реальной конструкции предусмотрены элементы крепления к стапелю, система воспламенения и др., которые не учитывались.

В результате сравнения расчетных и экспериментальных данных получены диапазоны изменения значений относительной погрешности определения температуры стенки $\delta T_{ст}$, приведенные на Рисунке 12, из которого следует, что для всех рассмотренных режимов в сечениях №3 и №7 $\delta T_{ст}$ составляет « \rightarrow »5...1,5 %, а в сечениях № 1, 2, 4–6: « \rightarrow »3...1 %.

Приведенные данные на Рисунке 12 свидетельствуют об удовлетворительной точности математического моделирования и подтверждают возможность применения разработанной математической модели при проектировании РДМТ, работающих как в непрерывном, так и в импульсном режиме.

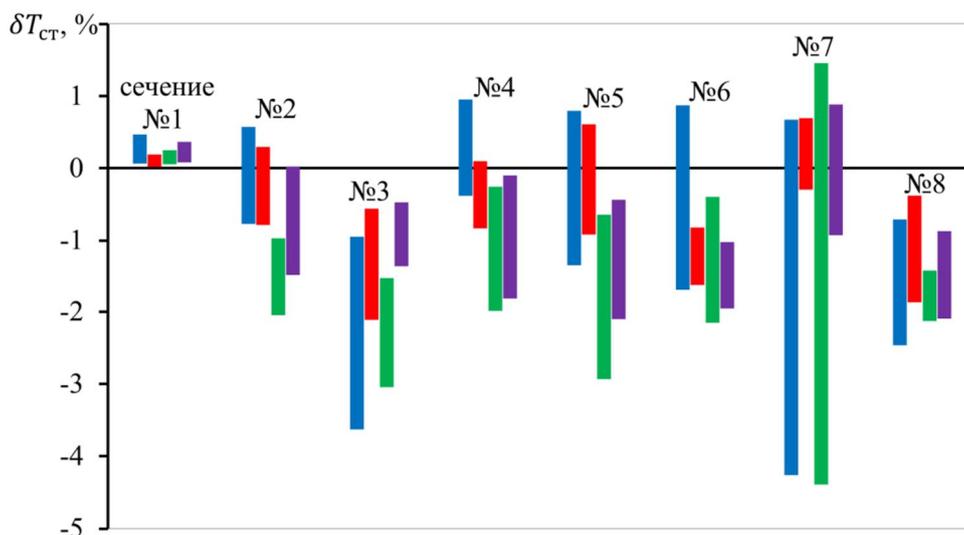


Рисунок 12. Диаграммы изменения значений $\delta T_{ст}$ для ОСИ: ■ – №1; ■ – №2; ■ – №3; ■ – №4

В экспериментах установлено, что β_3 практически не зависит от α в диапазоне $\alpha = 0,44 \dots 0,85$. Выявлена тенденция увеличения полноты сгорания топлива, а соответственно и β_3 от p_k , обусловленная увеличением характерного времени пребывания в КС. Экспериментально получено, что при работе РДМТ в импульсном режиме эффективность рабочего процесса в КС снижается, что приводит к уменьшению значений β_3 на 30-40 % по сравнению с непрерывной работой двигателя.

В четвертой главе представлены результаты численного исследования теплового состояния камеры ЖРДМТ на штатных компонентах топлива АТ + НДМГ разработки КБхиммаш им. А.М. Исаева (Рисунок 13).

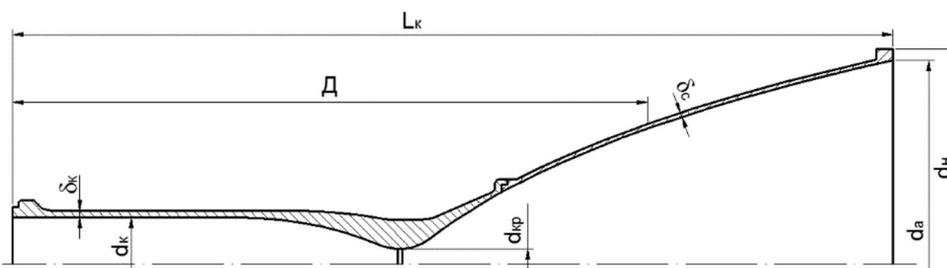


Рисунок 13. Схема ЖРДМТ разработки КБхиммаш им. А.М. Исаева

Отличительной особенностью рассмотренного ЖРДМТ является центробежно-дефлекторная схема подачи компонентов топлива в камеру, обеспечивающая образование на стенке КС жидкой пленки, обеспечивающей смешение компонентов в жидкой фазе и тепловую защиту огневой стенки. Камера ЖРДМТ выполнена из ниобиевого сплава типа Нб5В2МЦ с покрытием из дисилицида молибдена $MoSi_2$ и силицидов ниобия.

Величина теплового потока от стенки к охладителю $q_{охл}$ и коэффициент теплоотдачи $\alpha_{охл}$ определялись выражениями

$$q_{охл} = \alpha_{охл} \cdot (T_{ст.охл} - T_{охл}),$$

$$\frac{\alpha_{охл} \cdot d_э}{\lambda_{охл}} = 0,021 \cdot \left(\frac{\rho_{охл} \cdot w_{охл} \cdot d_э}{\mu_{охл}} \right)^{0,8} \cdot \left(\frac{\mu_{охл} \cdot C_{p,охл}}{\lambda_{охл}} \right)^{0,43} \cdot \Psi_T,$$

где $T_{ст.охл}$ – температура стенки со стороны охладителя; $T_{охл}$ – температура охладителя; $C_{p,охл}$, $\mu_{охл}$ и $\lambda_{охл}$ – теплоемкость, динамическая вязкость и коэффициент теплопроводности охлаждающей жидкости; $\rho_{охл}$ – плотность охлаждающей жидкости; $d_э$ – эквивалентный (гидравлический) диаметр поперечного сечения канала охлаждения; $w_{охл}$ – скорость течения охлаждающей жидкости в канале охлаждения, в нашем случае скорость течения пленки; Ψ_T – коэффициент, учитывающий направление теплового потока и температурный напор. Охладителем является жидкая пленка, представляющая из себя либо чистый окислитель (на участке до смешения компонентов), либо смесь горючего и окислителя (после смешения компонентов в жидкой фазе).

Распределения температуры на наружной поверхности стенки в конце работы двигателя на режимах №1 (при максимальном времени непрерывной работы двигателя) и №2 (при минимальных временах включения двигателя и паузы при максимальных частоте и количестве включений), а также

экспериментальные зависимости, полученные в КБхиммаш им. А.М. Исаева приведены на Рисунке 14. Характер изменения расчетных и экспериментальных $T_{ст.н}$ совпадает, а их значения в наиболее теплонапряженной области отличаются не более чем на $\pm 15\%$.

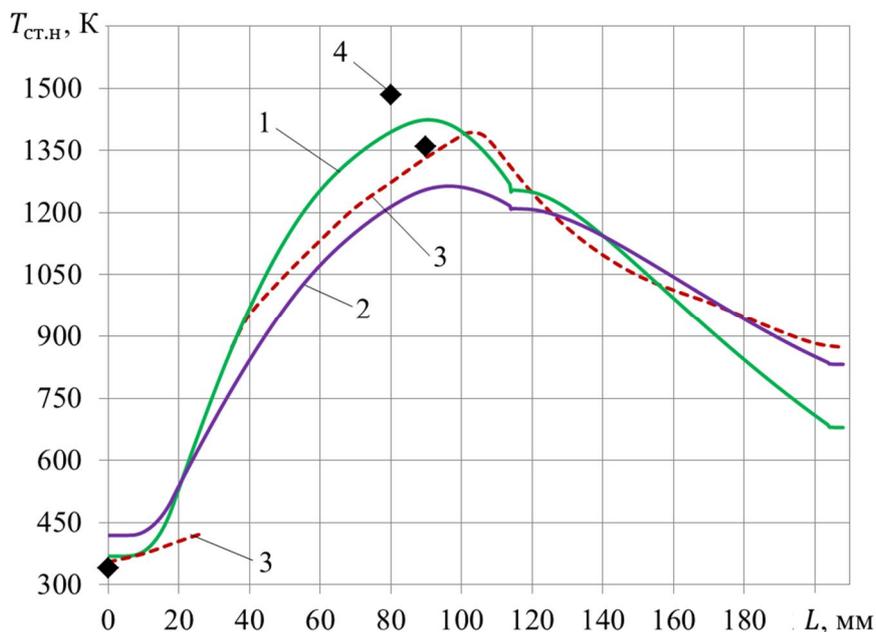


Рисунок 14. Распределение $T_{ст.н}$ по длине камеры ЖРДМТ: 1 – непрерывный режим, расчет; 2 – импульсный режим, расчет; эксперимент КБхиммаш им. А.М. Исаева: 3 – [1]; \blacklozenge – [2]

по разработанной методике камеры РДМТ разработки МАИ (национального исследовательского университета), использующего газообразные компоненты топлива кислород + метан [3]. На Рисунке 15 представлены расчетные значения температур на внутренней поверхности стенки $T_{ст.вн}$ в конце работы двигателя.

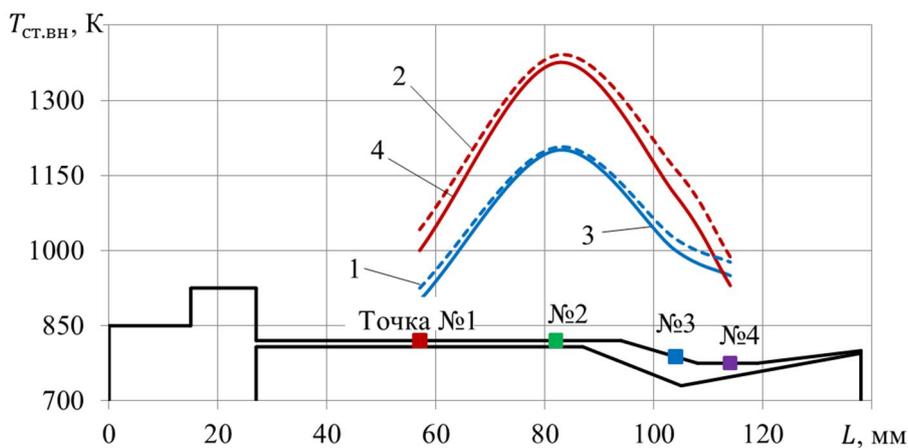


Рисунок 15. Распределения $T_{ст.вн}$ в конце работы двигателя: 1 и 2 – расчет $t_{н.р.} = 16$ с и 30 с соответственно; 3 и 4 – расчет МАИ $t_{н.р.} = 16$ с и 30 с соответственно [3]

Удовлетворительное согласование расчетных и экспериментальных данных подтверждает возможность применения рассмотренной методики для определения теплового состояния, работающего в импульсном режиме ЖРДМТ на штатных компонентах с дефлекторно-центробежной схемой смесеобразования.

Достоверность полученных результатов также подтверждена при расчете

Отличие рассчитанных по приведенной в Главе 2 математической модели значений температур от полученных в МАИ, не превышает 7%.

Проведен также расчет вероятности безотказной работы $R_{пр}$ ЖРДМТ по модели надежности «Нагрузка-прочность», как вероятности того,

что действующая нагрузка X ($T_{ст.мах}$) не превзойдет прочность Y (максимальную допустимую температуру для материала конструкции $T_{ст.доп}$). В предположении нормального закона распределения нагрузки и прочности значение $R_{пр}$ определяется следующими зависимостями

$$R_{пр} = \frac{1}{\sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot \int_{-\infty}^h e^{-\frac{z^2}{2}} dz, \quad h = \frac{T_{ст.доп} - T_{ст.мах}}{\sqrt{\sigma_{T_{ст.доп}}^2 + \sigma_{T_{ст.мах}}^2}},$$

где $\sigma_{T_{ст.доп}}$ и $\sigma_{T_{ст.мах}}$ – среднеквадратичные отклонения.

Для значений $T_{ст.мах}$ камеры ЖРДМТ разработки КБХиммаш им. А.М. Исаева рассчитаны значения $R_{пр}$ зависимости от k_3 (Рисунок 16).

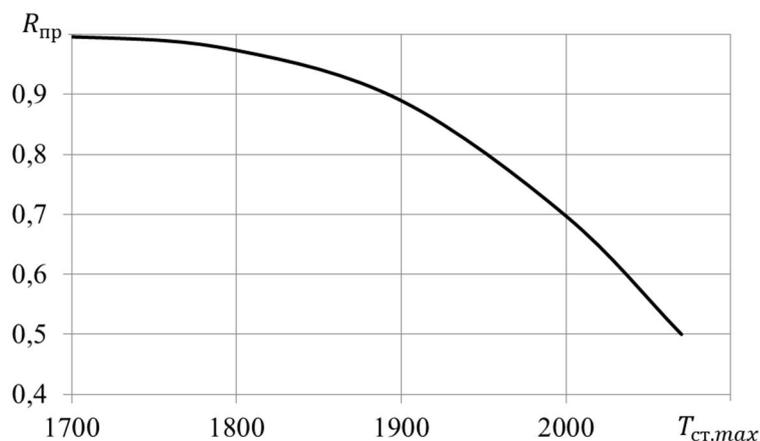


Рисунок 16. Зависимость $R_{пр}$ от $T_{ст.мах}$

Снижение $T_{ст.мах}$ от 2070 К до 1700 К приводит к увеличению значений $R_{пр}$ с 0,5 до 1.

При увеличении k_3 , когда температура элементов конструкции возрастает, вероятность безотказной работы двигателя снижается, достигая $R_{пр} = 0,999984$, при $k_3 = 1$, что соответствует непрерывной работе.

Основные результаты и выводы

1. Разработана осесимметричная нестационарная математическая модель теплового состояния работающего в непрерывном и импульсном режимах ЖРДМТ на штатных (АТ + НДМГ) и экологически чистых компонентах топлива (газообразные кислород + метан), учитывающая реальную геометрию камеры ЖРДМТ, кондуктивный теплообмен в осевом направлении, а также конвективный и радиационный теплообмен между огневой стенкой и окружающим газом, а также алгоритм расчета теплового состояния элементов конструкции.

2. Разработаны экспериментальный стенд, модельный РДМТ, методики проведения огневых испытаний и регистрации температурных полей, позволяющие определить эффективность рабочего процесса в КС и оценить тепловое состояние элементов его конструкции в зависимости от начальных значений режимных параметров и различных вариантов импульсных режимов работы модельного двигателя.

3. Установлено снижение эффективности рабочего процесса в КС на 30-40% при переходе с непрерывного на импульсный режим работы двигателя, а также отсутствие зависимости β_3 от α . Выявлена тенденция увеличения полноты сгорания топлива, соответственно β_3 с ростом p_K , обусловленная увеличением характерного времени пребывания в КС.

4. Выполнена верификация математической модели теплового состояния камеры работающего в импульсном режиме РДМТ путем сравнения расчетных и экспериментальных значений $T_{ст.н}$ камеры модельного РДМТ, отличающиеся не более чем на $\pm 5\%$, что подтверждает достоверность разработанной математической модели и корректность принятых допущений.

5. В результате расчетного исследования получены нестационарные температурные поля в элементах конструкции работающего в непрерывном и импульсном режимах РДМТ в зависимости от p_k , α и параметров импульсного режима работы.

6. Получена расчетная аппроксимирующая многопараметрическая зависимость, позволяющая определить значение $T_{ст.мах}$ в конструкции модельного РДМТ для различных импульсных режимов работы ($1 \leq f \leq 10$ Гц и $0,2 \leq k_3 \leq 0,8$) и значений $0,25 \leq \alpha \leq 2,5$ и $0,2 \leq p_k \leq 1,5$ МПа.

7. Рассчитаны характеристики температурного поля в элементах конструкции ЖРДМТ разработки КБХиммаш им. А.М. Исаева на компонентах АТ + НДМГ с дефлекторно-центробежной схемой организации рабочего процесса, а также значения температурных запасов 300...700 К при вероятности безотказной работы более 0,999984 в диапазонах $0,2 \leq k_3 \leq 1,0$ и частоты включений $1 \leq f \leq 10$ Гц.

8. Удовлетворительное согласование расчетных значений $T_{ст.н}$ камеры ЖРДМТ разработки КБХиммаш им. А.М. Исаева и экспериментальных данных при $\delta T_{ст.н} < 15\%$ подтвердило возможность применения разработанной математической модели при проектировании двигателей малой тяги, работающих в соответствующих условиях применения импульсном режиме не только на высокоэнергетическом экологически чистом топливе кислород + метан (сжиженный природный газ), но и на жидких компонентах топлива АТ + НДМГ.

9. Результаты исследований использованы в учебном процессе кафедры ракетных двигателей МГТУ им. Н.Э. Баумана.

10. Перспективы дальнейшего развития связаны с внедрением полученных результатов в отраслевых организациях, занимающихся разработкой ЖРДМТ, в том числе КБХиммаш им. А.М. Исаева, ОАО РКК «Энергия», НИИмаш. (г. Нижняя Салда).

Список использованных источников

1. Агеенко Ю.И., Пегин И.В., Чесноков Д.В. Двигатель коррекции тягой 50 Н для посадочного аппарата «ЛУНА-РЕСУРС» // Вестник СГАУ. 2014. Спец. выпуск № 5-1 (47). С. 112-117.

2. Основные достижения в ракетных двигателях малой тяги разработки конструкторского бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева / Ю.И. Агеенко [и др.] // Двигатель. № 2 (92). 2014. С. 24-27.

3. Чудина Ю.С. Рабочие процессы в ракетном двигателе малой тяги на газообразных компонентах топлива кислород и метан: дис. ... канд. техн. наук. М. 2014. 167 с.

Основное содержание диссертации отражено в следующих публикациях.

1. Ягодников Д.А., Ворожеева О.А. Математическая модель и расчетные исследования теплового состояния стенки камеры сгорания РДМТ на газообразном топливе кислород-метан в импульсном режиме работы // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2013. № 7. С. 11-20. (1,25 п.л. / 1 п.л.).
2. Ягодников Д.А., Ворожеева О.А. Расчетное исследование теплового состояния ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива кислород-метан, работающего в импульсном режиме // Наука и образование. Электрон. журн. 2014. №11. С. 330-344. <http://technomag.bmstu.ru/doc/742636.html> (1,875 п.л. / 1,2 п.л.).
3. Ягодников Д.А., Ворожеева О.А. Численное исследование влияния режимных параметров на тепловое состояние конструкции ракетного двигателя малой тяги на топливе кислород-метан при работе в импульсном режиме // Инженерный журнал: наука и инновации. Электрон. журн. 2017. № 1. С. 1-11. <http://engjournal.ru/catalog/arise/teje/1570.html> (1,375 п.л. / 1 п.л.).
4. Арефьев К.Ю., Ворожеева О.А. Расчетные исследования теплового состояния резонатора газодинамической системы воспламенения на двухфазной топливной композиции // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2016. № 5. С. 91-100. (1,25 п.л. / 1 п.л.).
5. Ягодников Д.А., Ворожеева О.А. Расчет и обоснование выбора материалов конструкции РДМТ на газообразных компонентах топлива кислород-природный газ // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXVIII Академических чтений по космонавтике. М. 2014. С. 65-66. (0,0625 п.л. / 0,06 п.л.).
6. Ворожеева О.А., Ягодников Д.А., Новиков А.О. Экспериментальный стенд и методика исследования рабочего процесса в РДМТ на газообразных компонентах кислород-метан, работающего в импульсном режиме // Ракетно-космические двигательные установки: сб. материалов Всероссийской научно-технической конференции. М. 2015. С. 110-111. (0,0625 п.л. / 0,05 п.л.).
7. Ягодников Д.А., Ворожеева О.А. Экспериментально-теоретические исследования рабочего процесса в РДМТ на газообразных компонентах кислород-метан, работающего в импульсном режиме // XL Академические чтения по космонавтике. Сб. материалов. М. 2015. С. 54-55. (0,0625 п.л. / 0,055 п.л.).
8. Ягодников Д.А., Ворожеева О.А. Экспериментальные исследования теплового состояния элементов конструкции и эффективности рабочего процесса РДМТ на компонентах газообразный кислород-метан // Международный форум двигателестроения. Научно-технический конгресс по двигателестроению. Сб. материалов. М. 2016. С. 446-448. (0,18 п.л. / 0,15 п.л.).
9. Физические основы рабочего процесса в ракетных двигателях: методические указания к выполнению лабораторных работ / О.А. Ворожеева [и др.]. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 117 с. (7,5 п.л. / 0,3 п.л.).