

# АНАЛИЗ ТЕПЛООВОГО СОСТОЯНИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ С ВНУТРЕННИМ ЗАВЕСНЫМ ОХЛАЖДЕНИЕМ

Воробьева С.С.\* , Воробьев А.Г.\*\*

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),  
МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

\* e-mail: Kinder-Svetiks@yandex.ru

\*\* e-mail: formula1\_av@mail.ru

Проведен анализ теплового состояния камеры сгорания (КС) жидкостного ракетного двигателя малой тяги (ЖРДМТ), работающего на компонентах топлива *азотный тетроксид* и *несимметричный диметилгидразин* (АТ и НДМГ), с учётом тепловой защиты стенок камеры сгорания методом завесного охлаждения окислителем и горючим. В процессе анализа рассмотрены три режима работы двигателя: установившийся непрерывный режим со стационарным и нестационарным тепловым полем, установившийся импульсный режим. Обоснован выбор горючего для защиты стенок от воздействия продуктов сгорания (ПС).

*Ключевые слова:* ЖРДМТ, тепловое состояние камеры сгорания, завесное охлаждение стенки камеры сгорания, импульсный режим работы ЖРДМТ, нестационарный тепловой режим ЖРДМТ, стационарный тепловой режим ЖРДМТ.

## Введение

Анализ теплового состояния ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) представляет собой довольно трудную для теоретического расчета задачу. Это связано с необходимостью использования большого количества расчетных соотношений, описывающих физические процессы, протекающие в КС двигателя; с применением большого объема информации термодинамической базы данных для различных режимов работы двигателя с учетом неравномерного распределения соотношения компонентов в сечении КС ЖРДМТ; со сложностью моделирования нестационарных процессов при импульсных режимах работы двигателя. Основной трудностью при таких режимах работы является отсутствие надежных экспериментальных данных по внутрикамерным процессам на режимах заполнения и опорожнения КС.

Расчет процесса теплопередачи значительно усложняется в связи с нестационарностью режимов РДМТ, что обусловлено, в первую очередь, нестационарностью изменения температуры стенки во время единичного пуска, и особенно при импульсном режиме работы двигателя. Упростить расчет теплопередачи позволяет переход к квазистационарному методу, когда нестационарный режим заменяется набором стационарных режимов с проме-

жуточными параметрами, наиболее важной и сложной задачей для которого по-прежнему остается выявление связи между температурой стенки и температурой газа в пограничном слое [7].

## Объект исследования

Объектом исследования является жидкостный ракетный двигатель малой тяги ДМТ МАИ-200-1 (рис. 1, 2), разработанный в лаборатории «Жидкостные ракетные двигатели малой тяги» МАИ и прошедший огневые испытания в ФКП НИЦ РКП в 2000 г. [4].

Экспериментальный двигатель ДМТ МАИ-200-1 представляет собой цельную конструкцию камеры сгорания и подрезанного сопла из жаропрочной стали ХН60ВТ, соединяющуюся со съемной головкой посредством фланцевого соединения и уплотнения медным кольцом. В качестве компонентов топлива в ДМТ МАИ-200-1 тягой 200 Н используются азотный тетроксид и несимметричный диметилгидразин.

Смесительная головка двигателя ДМТ МАИ 200-1 (рис. 3) имеет одну центральную форсунку, представляющую собой центробежную двухкомпонентную форсунку с внешним перемешиванием факелов распыла. В качестве внутренней ступени центробежной двухкомпонентной форсунки используется форсунка окислителя (О) с закруткой

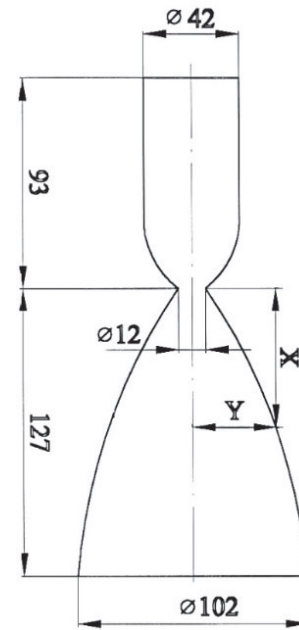
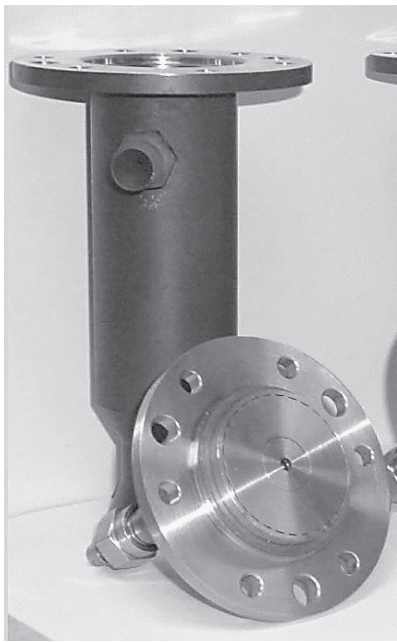


Рис. 1. Камера сгорания и смесительная головка ЖРДМТ ДМТ МАИ-200-1

Рис. 2. Газодинамический профиль ЖРДМТ

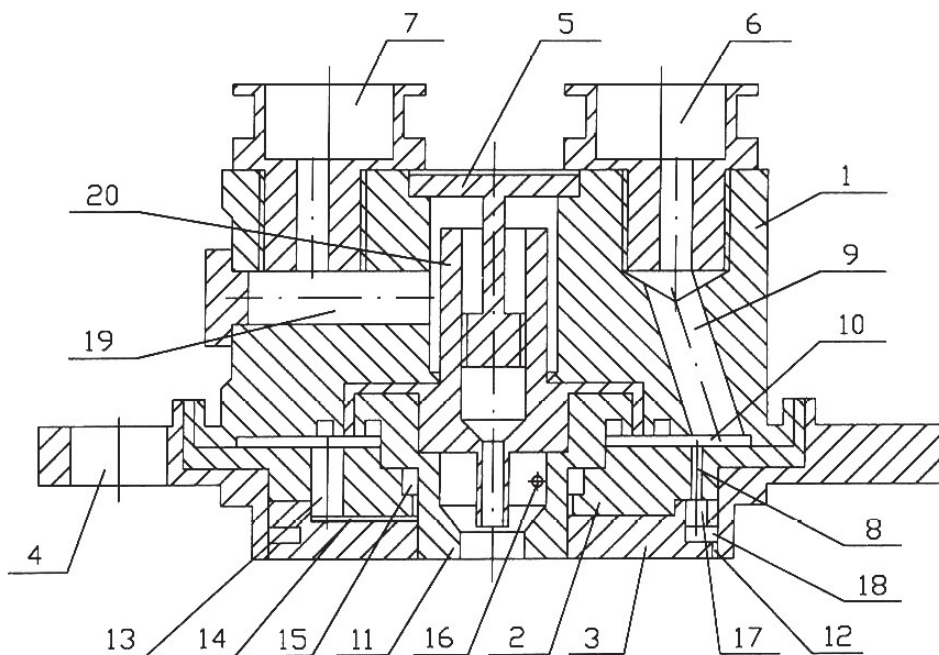


Рис. 3. Конструкция однофорсуночной смесительной головки двигателя ДМТ МАИ-200-1: 1 — корпус; 2 — промежуточное днище; 3 — огневое днище; 4 — фланец; 5 — шнек; 6 — вход Г; 7 — вход О; 8, 17 — каналы подвода Г в завесу; 9 — канал подвода Г; 10 — коллектор Г; 11 — форсунка Г; 12 — тангенциальный канал завесы; 13, 14, 15 — каналы подвода Г к форсунке; 16 — подвод Г в форсунку Г; 18 — коллектор завесы; 19 — подвод О; 20 — корпус форсунки О

потока за счет шнека, а в качестве внешней ступени — тангенциальная форсунка горючего (Г). По окружности огневого днища смесительной головки находится щелевая завеса, обеспечивающая защиту стенки камеры сгорания от горячих продуктов сгорания.

Основные характеристики двигателя МАИ-200-1:

- тяга 200 Н;

- компоненты: азотный тетроксид + несимметричный диметилгидразин (АТ + НДМГ);
- рабочее время 50 с;
- удельный импульс без завесы 2969 м/с;
- коэффициент полноты сгорания топлива 0,92;
- рабочее давление в камере сгорания 0,94 МПа;
- степень расширения сопла по давлению 1060;
- соотношение компонентов 2,6;

- суммарный расход 0,066 кг/с;
- угол на срезе сопла 9,5°.

### Описание математической модели

Для расчета теплового состояния стенки КС на различных режимах работы двигателя применяется математическая модель [4, 5], включающая в свой состав следующие основные модули:

- модуль расчета основных параметров ЖРДМТ;
- модуль построения внутреннего и внешнего профиля стенки КС;
- модуль расчета термодинамических и теплофизических свойств продуктов сгорания;
- модуль расчета внутренних и внешних тепловых потоков;
- модуль расчета параметров динамического пограничного слоя;
- модуль расчета испарения и перемешивания поясов завесы;
- модуль расчета стационарного теплового состояния КС ЖРДМТ;
- модуль расчета нестационарного теплового состояния КС ЖРДМТ для импульсных режимов работы.

Более подробно методика, расчетные формулы и принятые допущения приведены в [3, 4]. Расчет тепловых потоков производится по методикам расчета конвективного и лучистого теплообмена в КС ЖРД.

Конвективный теплообмен определяется параметрами продуктов сгорания в пристеночном слое с учетом перемешивания пристеночного слоя с завесным слоем. При существовании внутреннего охлаждения необходимо использовать параметры продуктов сгорания, определяемые соотношением компонентов возле стенки  $K_{M_{ct}}(x)$ , а не в ядре потока  $K_{M_{я}}(x)$ . Кроме того, на конвективный теплообмен в условиях ЖРД влияют процессы диссоциации-рекомбинации, химические реакции горения, испарения и разложения жидких компонентов в пограничном слое. Учет всех вышеперечисленных факторов одновременно очень затруднителен, поэтому при выборе общих расчетных соотношений конвективного теплообмена в условиях ЖРД учитывают только влияние диссоциации — рекомбинации.

На практике для расчета конвективного теплового потока используют приближенную формулу [2], которая с учетом нестационарности процесса примет вид

$$q_k(x, t) = B \frac{\tau(\lambda)}{\bar{D}^{1,82}} \frac{p_k^{0,85}(t)}{d_{кр}^{0,15}} \frac{S(K_{M_{ct}}(x), T_{ct_r}(x, t))}{Pr^{0,58}}, \quad (1)$$

где  $x$  — координата сечения;  $t$  — расчетное время;  $B$  — коэффициент, учитывающий переход от вязкости  $\mu_{0r}$  к вязкости  $\mu_{1000}$  при температуре 1000 К;

$\tau(\lambda)$  — газодинамическая функция;  $p_k(t)$  — давление в КС;  $S(K_{M_{ct}}(x), T_{ct_r}(x, t))$  — функция теплофизических параметров газа, зависящая от рода топлива, соотношения компонентов в пристеночном слое  $K_{M_{ct}}(x)$  и температуры стенки  $T_{ct_r}(x, t)$ ;

$\bar{D}$  — относительный диаметр;  $d_{кр}$  — критический диаметр КС;  $Pr$  — число Прандтля.

Лучистый тепловой поток определяется по закону Стефана—Больцмана, согласно которому мощность излучения прямо пропорциональна четвертой степени температуры тела:

$$q_{л}(t) = \varphi_3 \varepsilon_{ст.эф}(t) \varepsilon_r C_0 \left[ \left( \frac{T_{я}}{100} \right)^4 - \left( \frac{T_{ct}(t)}{100} \right)^4 \right], \quad (2)$$

где  $\varphi_3$  — коэффициент, учитывающий поглощение завесой лучистого потока от ядра ПС;  $\varepsilon_{ст.эф}$  — эффективная степень черноты материала стенки;  $\varepsilon_r$  — степень излучательной способности газа;  $C_0$  — постоянная Стефана—Больцмана;  $T_{я}$  и  $T_{ct}$  — статические температуры ядра и стенки со стороны газа соответственно. Для нестационарного случая (из-за изменения температуры стенки) по времени процесса изменяющимися будут величины  $T_{ct}$  и  $\varepsilon_{ст.эф}$ .

Для расчета теплообмена на стенке КС при условии существования завесного охлаждения необходимо сначала определить длину, на которой жидкая завеса полностью испаряется. Длина участка испарения завесы определяется исходя из баланса теплоты, в котором теплота, передаваемая конвекцией от ПС к жидкой пленке, идет на ее прогрев от начальной температуры подачи компонента до температуры испарения или разложения компонента [2, 3]. Расчет производится исходя из теплофизических свойств охладителя, числа  $Re$ , определяющего характер течения жидкой пленки, температуры стенки со стороны газа, по следующему выражению:

$$l_{ж} = \eta \frac{\dot{m}_{зав}}{\pi D_{к}} \left[ \frac{c_{ж}(T_S - T_H)}{\alpha_{к}(T_{r0} - T_{cp})} + \frac{Q_S}{\alpha_{к}(T_{r0} - T_S)} \right], \quad (3)$$

где  $\eta$  — коэффициент, учитывающий процесс частичного срывания пленки с ее поверхности (0,5 — 0,9) и зависящий от гидродинамики течения пленки и ее взаимодействия с основным потоком,  $\eta = f(\text{Re}_3)$ , где  $\text{Re}_3 = \rho_{\text{ж}} W_{\text{ж}} \delta_{\text{ж}} / \mu_{\text{ж}}$ ;  $\dot{m}_{\text{зав}}$  — секундный расход жидкости на завесу;  $\pi D_{\text{к}}$  — длина окружности КС;  $T_{\text{н}}$  — начальная температура жидкости;  $T_{\text{с}}$  — температура кипения жидкости при данном давлении в КС;  $c_{\text{ж}}$  — теплоемкость жидкости при средней температуре  $T_{\text{ср}} = T_{\text{н}} + T_{\text{с}}/2$ ;  $Q_{\text{с}}$  — теплота испарения компонента;  $\alpha_{\text{к}}$  — конвективный коэффициент теплоотдачи, вычисленный без учета завесного охлаждения;  $T_{\text{г0}}$ ,  $T_{\text{ст.г}}$  — температура газа в пристеночном слое и температура стенки, зависящие от соотношения компонентов в данном сечении, при отсутствии завесы;  $\rho_{\text{ж}}$  — плотность жидкости;  $W_{\text{ж}}$  — средняя скорость движения жидкости в пленке;  $\delta_{\text{ж}}$  — толщина пленки жидкости;  $\mu_{\text{ж}}$  — вязкость жидкости.

Для решения нестационарной задачи теплопроводности используется дифференциальное уравнение теплопроводности Фурье—Кирхгофа в случае неподвижной среды и при отсутствии внутренних источников тепла в цилиндрических координатах:

$$\frac{\partial T(r, z, t)}{\partial t} = \frac{\lambda_{\text{ст}}(T)}{\rho_{\text{ст}}(T)C_{\text{ст}}(T)} \times \left( \frac{\partial^2 T(r, z, t)}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T(r, z, t)}{\partial r} + \frac{\partial^2 T(r, z, t)}{\partial z^2} \right), \quad (4)$$

где  $\lambda_{\text{ст}}(T)$ ,  $\rho_{\text{ст}}(T)$ ,  $C_{\text{ст}}(T)$  — теплопроводность, плотность и теплоемкость материала стенки КС в зависимости от температуры;  $r$  — геометрическая величина поперечного размера (радиус);  $z$  — геометрическая величина продольного размера (шаг по радиусу);  $t$  — время.

Расписав частные производные, получаем разностный аналог выражения (4)

$$\frac{\partial T(r, z, t)}{\partial t} = \frac{T_{i,j,k+1} - T_{i,j,k}}{\Delta t}, \quad (5)$$

$$\frac{\partial T(r, z, t)}{\partial r} = \frac{T_{i+1,j,k} - T_{i,j,k}}{2\Delta r}, \quad (6)$$

$$\frac{\partial^2 T(r, z, t)}{\partial r^2} = \frac{T_{i+1,j,k} - 2T_{i,j,k} + T_{i-1,j,k}}{\Delta r^2}, \quad (7)$$

$$\frac{\partial T(r, z, t)}{\partial z} = \frac{T_{i,j+1,k} - T_{i,j-1,k}}{2\Delta z}, \quad (8)$$

$$\frac{\partial^2 T(r, z, t)}{\partial z^2} = \frac{T_{i,j+1,k} - 2T_{i,j,k} + T_{i,j-1,k}}{\Delta z^2}, \quad (9)$$

где  $k$  — шаг по времени;  $i$  — номер узла сетки вдоль оси оболочки;  $j$  — номер узла сетки перпендикулярно оси;  $\Delta z$  — шаг по оси;  $\Delta r_i$  — шаг по радиусу в  $i$ -м сечении.

Окончательный вид разностного аналога уравнения (4) после введения переменной толщины стенки приобретает вид

$$\frac{T_{i,j,k+1} - T_{i,j,k}}{\Delta t} = \frac{\lambda_{\text{ст}}(T)}{\rho_{\text{ст}}(T)C_{\text{ст}}(T)} \left( \frac{T_{i+1,j,k} - 2T_{i,j,k} + T_{i-1,j,k}}{\Delta r^2} + \frac{T_{i+1,j,k} - T_{i,j,k}}{2\Delta r} + \frac{T_{i,j+1,k} - 2T_{i,j,k} + T_{i,j-1,k}}{\Delta z^2} \right). \quad (10)$$

Для решения уравнения устанавливаются начальные условия в виде распределения температуры в стенке КС и задаются граничные условия в виде зависимостей изменения теплового потока на внутренней и внешней поверхностях камеры сгорания, а также на торцах камеры со стороны смесительной головки и среза сопла.

#### Анализ стационарного теплового поля КС

Анализ стационарного теплового поля конструкции КС основан на установлении теплового баланса входящего и исходящего тепловых потоков. В общем случае при радиационном охлаждении, характерном для ЖРДМТ, имеет место следующий баланс тепловых потоков:

$$q_{\text{к}} + q_{\text{л}} = q_{\text{к.н}} + q_{\text{л.н}},$$

где  $q_{\text{к}}$  и  $q_{\text{л}}$  — конвективный и лучистый тепловые потоки в стенку камеры двигателя;  $q_{\text{к.н}}$  и  $q_{\text{л.н}}$  — конвективный и лучистый тепловые потоки в окружающую среду.

Конвективный тепловой поток в стенку  $q_{\text{к}}$  определяется исходя из условий теплообмена на стенке с учетом перемешивания пристеночного слоя с завесой. Лучистый тепловой поток в стенку  $q_{\text{л}}$  определяется исходя из температуры газа в ядре потока, излучательной способности этих газов и поглощательной способности стенки с учетом потерь потока при прохождении завесы. Конвективный тепловой поток в окружающую среду  $q_{\text{к.н}}$  определяется исходя из условий работы двигателя на ог-

невом стенде, это может быть естественная конвекция с учетом ориентации двигателя или вынужденная конвекция, если камера обдувается каким-либо газом. Лучистый тепловой поток в окружающую среду  $q_{л.н}$  определяется исходя из излучательной способности внешней поверхности стенки, без учета взаимного излучения стенки и элементов конструкции рабочего участка стенда.

На рис. 4 показано расчетное изменение температуры поверхности стенки со стороны газа по сечениям в зависимости от типа завесы и расхода на завесу для случая стационарного теплового режима. Увеличение температуры стенки в докритической части сопла связано с увеличением теплового потока из-за реакции догорания паров завесы с рабочим телом пристеночного слоя.

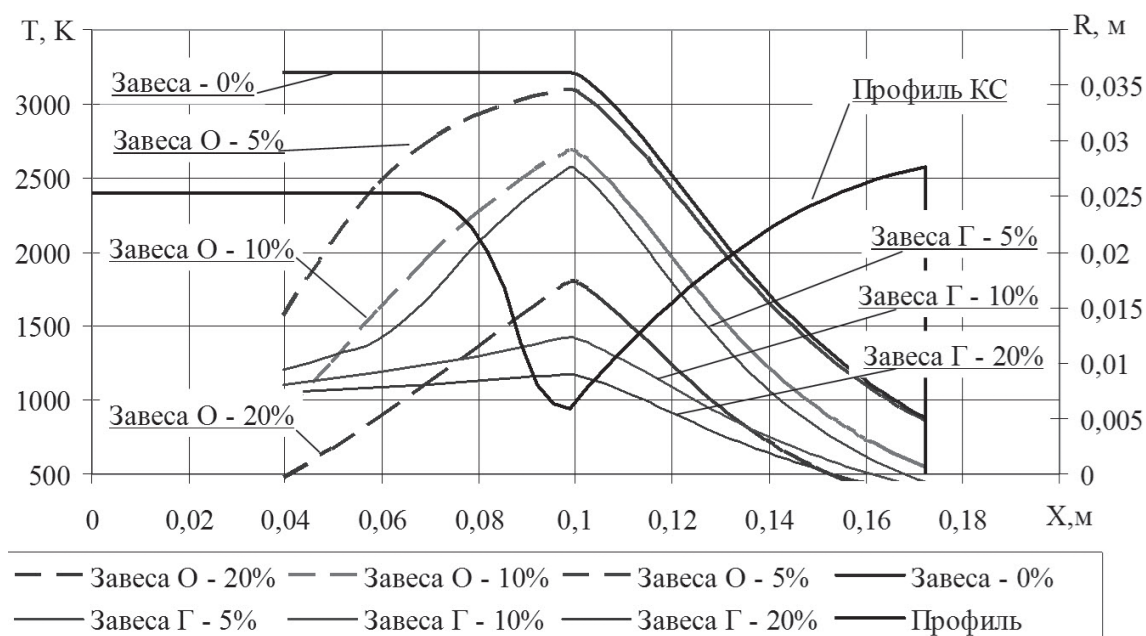


Рис. 4. Зависимость температуры поверхности стенки со стороны газа от типа завесы и относительно расхода на завесу

В качестве материала стенки экспериментального двигателя использовался сплав ХН60ВТ, рабочая температура которого в условиях работы ЖРДМТ не должна превышать 1100—1200 К.

Результаты расчетов показывают, что данным требованиям отвечает охлаждение с применением завесы из горючего с относительным расходом не менее 20%, в то время как для охлаждения завесой из окислителя требуется больший расход (рис. 4). Дальнейший тепловой анализ проведен для данного значения относительного расхода на завесу.

При применении горючего в завесе, из-за избытка горючего в пристеночном слое, в продуктах сгорания будет образовываться углеводородная сажа; помимо этого, будет происходить выпадение

сажи на внутреннюю поверхность КС. Эти процессы будут влиять на теплообмен между ПС и стенкой КС — как на конвективную составляющую теплового потока, так и на лучистый теплообмен. Выпадение сажи на поверхность КС и влияние сажи в пристеночном слое на параметры теплообмена в данной работе не учитываются.

На рис. 5 показана зависимость расчетного удельного импульса двигателя от типа завесы, расхода на завесу и коэффициента избытка окислителя в двигателе. Максимального значения удельный импульс двигателя достигает без использования завесного охлаждения, что понятно, так как его величина определяется коэффициентом избытка окислителя. Изменение удельного импульса при использовании завесы связано с расходом части ком-

понента в пристеночном слое для охлаждения стенки.

#### Анализ нестационарного теплового поля КС

Анализ нестационарного теплового поля конструкции КС основан на решении дифференциального уравнения теплопроводности с учетом изменения тепловых потоков в стенку КС в связи с ее нагревом.

Для решения поставленной задачи необходимо сформировать расчетную сетку модели камеры сгорания исходя из ее геометрических размеров и требований по сходимости разностной схемы расчета. Расчетная схема формируется постоянным или переменным шагом по осям  $X$  и  $Y$ , а также времен-

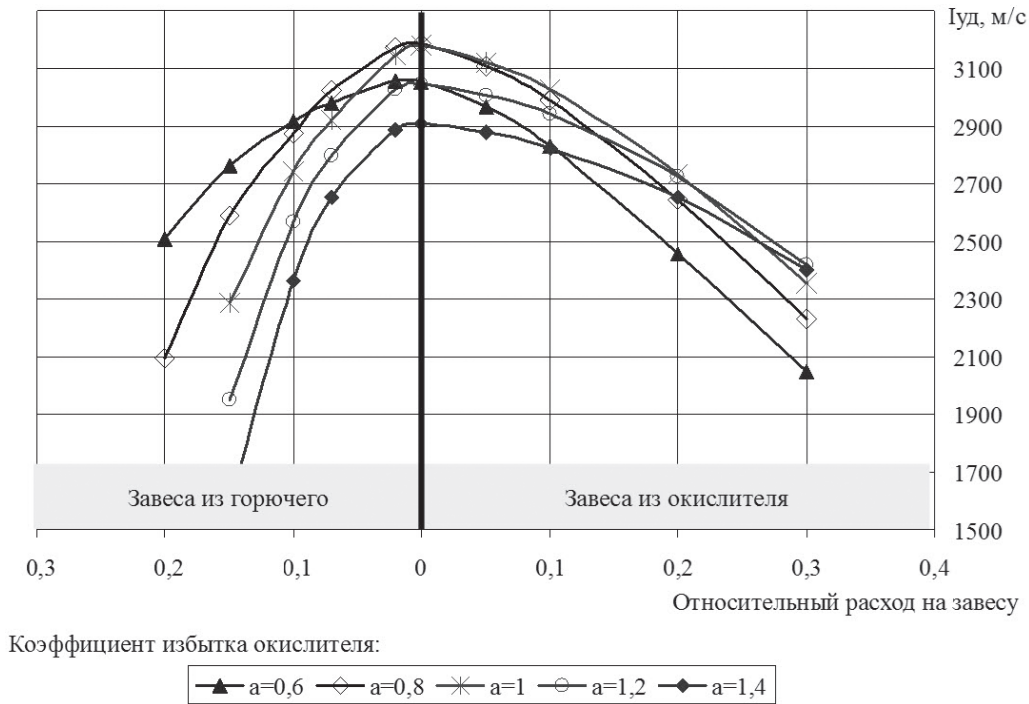


Рис. 5. Зависимость расчетного удельного импульса от коэффициента избытка окислителя в двигателе, типа завесы и относительного расхода на завесу

ным шагом, определяющим величину приращения изменения температуры в расчетной ячейке.

Время расчета составляет 20 с, шаг по времени — 0,01 с. Камера сгорания имеет расчетную сетку: по оси  $Y$  количество ячеек 10 и постоянный шаг, по оси  $X$  — 200 ячеек и переменный шаг с уплотнением в зоне дозвуковой части сопла и критического сечения.

На рис. 6 показана зависимость изменения температуры внутренней поверхности стенки КС по ее длине от времени работы, полученная расчетным

путем. Полученные результаты показывают, что температура стенки со стороны газа в районе критического сечения достаточно быстро достигает значения, близкого к максимально допустимому, к 10-й с прогреваясь свыше 1000 К. Дальнейший рост температуры незначителен. В зоне цилиндрической части КС в начальный момент времени рост температуры также незначителен, прогрев происходит медленно и по большей части связан с осевыми перетечками тепла от более нагретых зон к менее нагретым.

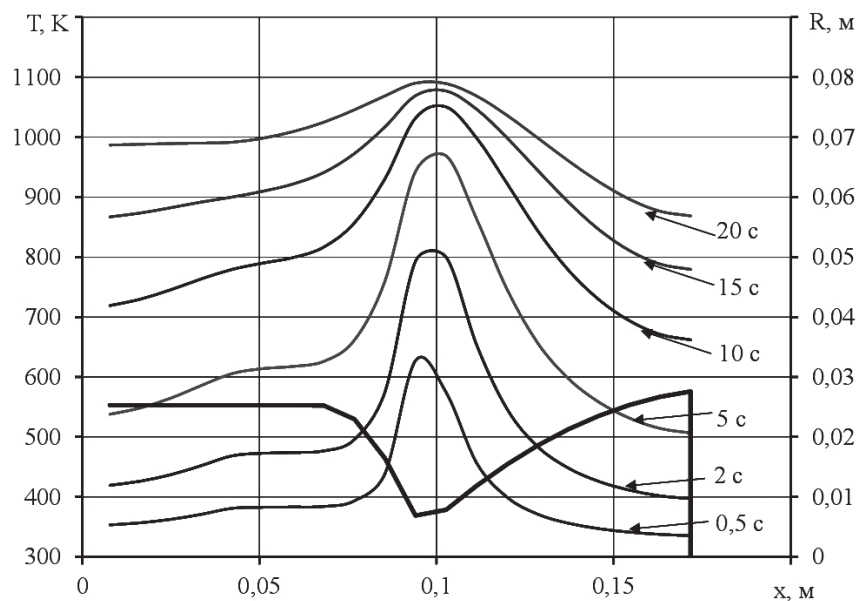


Рис. 6. Зависимость температуры внутренней поверхности стенки КС по времени для 20%-ной завесы из горючего

### Анализ теплового поля при импульсном режиме работы

Типичная экспериментальная циклограмма импульсного включения штатного ЖРДМТ с длительностью командного сигнала 0,05 с приведена на рис. 7 [1, 6]. Процесс работы двигателя можно разделить на следующие характерные участки: I — подача напряжения на клапан и нарастание индукции в катушке обмотки; II — отрыв уплотнителя от седла — начало открытия клапана; III — открытие клапана и заполнение компонентами полостей смесительной головки; точка *a* — поступление первых порций компонентов в объем КС; IV — предпла-

Передний (зона V) и задний фронты (зоны VII и VIII) импульса ЖРДМТ представляют собой сложную совокупность процессов различной физической природы и значительно отличаются от процессов, происходящих на установившемся участке импульса. Моделирование этих процессов в настоящий момент трудно выполнимо и связано с отсутствием достоверных математических моделей отдельных процессов, таких, как: заполнение и опорожнение смесительной головки при постепенной подаче компонентов топлива; работа форсунок и распыление компонентов на нерасчетных режимах; взаимодействие неустановившихся факелов распыла форсунок; воспламенение и распространение фрон-

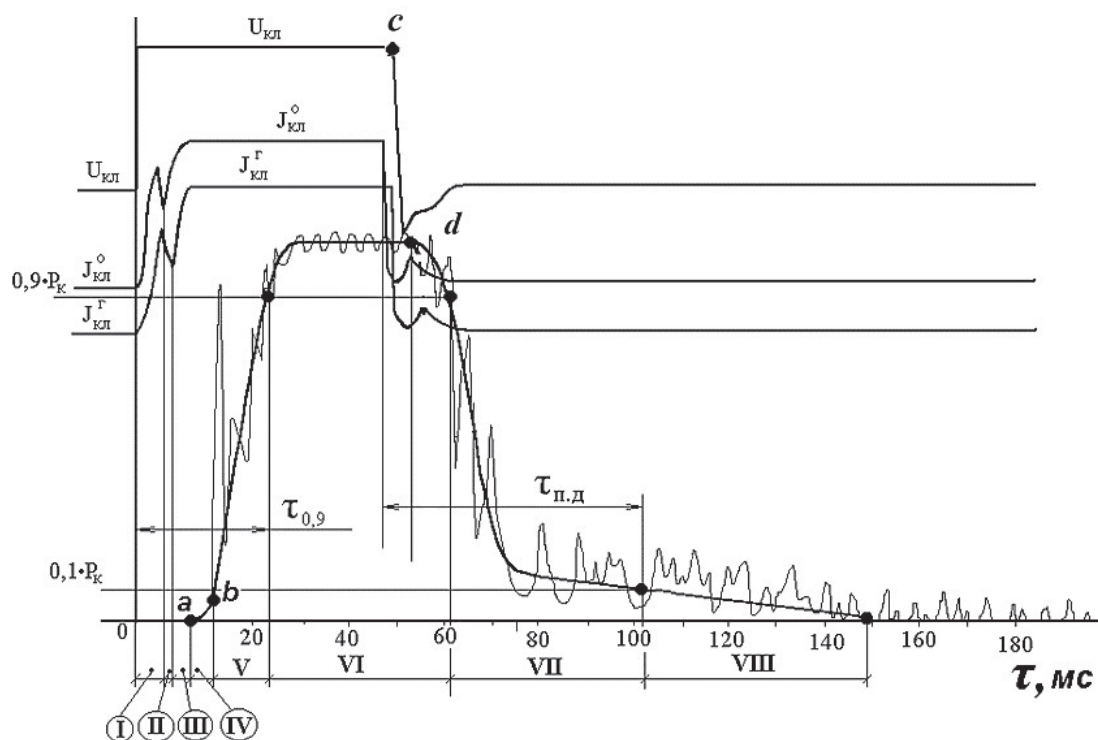


Рис. 7. Циклограмма работы ЖРДМТ с длительность командного сигнала 0,05 с [1]

менные процессы и нарастание давления без процесса горения компонентов топлива; точка *b* — воспламенение компонентов топлива; V — горение компонентов топлива с образованием основных продуктов реакции, заполнение продуктами сгорания объема КС и повышение давления в ней до уровня 0,9 от значений номинального давления; VI — работа двигателя на установившемся режиме; точка *c* — подача команды на закрытие клапанов; точка *d* — фактическое закрытие клапанов; VII — догорание компонентов топлива, истекающих из заклапанных полостей смесительной головки, окончание процесса горения; VIII — опорожнение объема камеры сгорания оставшимися парами компонентов топлива и газами продуктов сгорания.

та пламени в камере сгорания и ряд других сопряженных нестационарных физико-химических процессов.

Применительно к импульсному режиму включения ЖРДМТ задачу моделирования сопряженного теплообмена разбивают на две: моделирование теплообмена на установившемся участке импульса и моделирование теплообмена на неустановившихся участках в квазистационарной постановке. В квазистационарном подходе используются уравнения для установившегося режима, однако учитываются изменяющиеся значения основных параметров термодинамического процесса течения продуктов сгорания — давление и температура. Реализация изложенного подхода также описывается в работе [1].

Для решения поставленной задачи введен ряд допущений, таких, как:

- процесс между точками подачи напряжения на клапан и точкой  $b$  не моделируется, процесс расчета теплового состояния начнется согласно установленной временной задержке;
- процесс от точки  $a$  до точки  $P_k$  моделируется линейной зависимостью роста  $P_k$  с заданным временем нарастания давления;
- процесс на установившемся режиме  $P_k$  моделируется согласно стационарному подходу;

— процесс от точки  $P_k$  до конца импульса моделируется квадратичной зависимостью падения  $P_k$  с учетом времени протекания данного процесса.

На рис. 8 и 9 представлены результаты математического моделирования теплового состояния стенки КС двигателя ДМТ-МАИ-200-1 в импульсном установившемся режиме для случая применения 20%-ной завесы из горючего и  $\alpha = 0,85$  при различных продолжительностях импульса и времени паузы. При импульсной работе наблюдается циклическое тепловое нагружение конструкции КС.

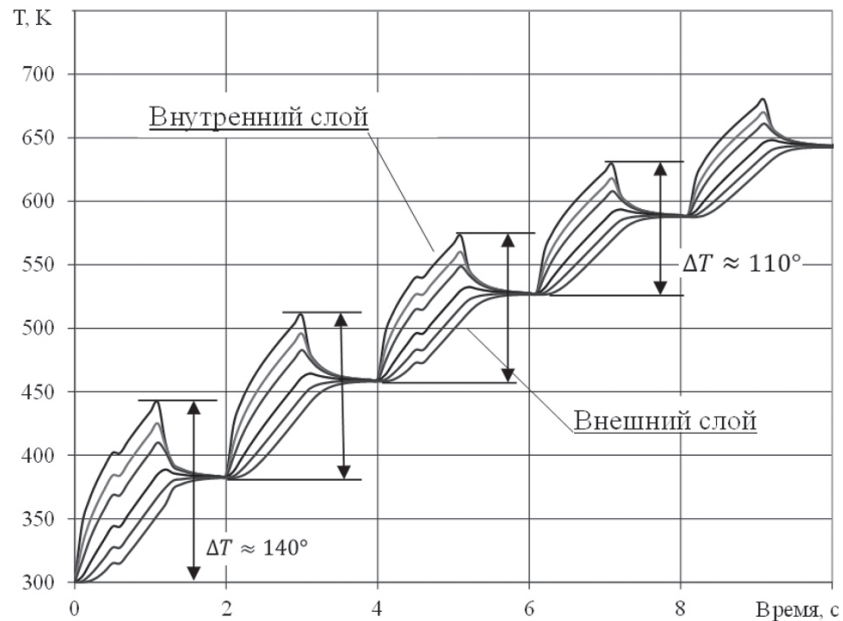


Рис. 8. Тепловое поле стенки КС в критическом сечении по времени при импульсе 1 с и времени паузы 1 с для случая 20%-ной завесы горючего,  $\alpha = 0,85$

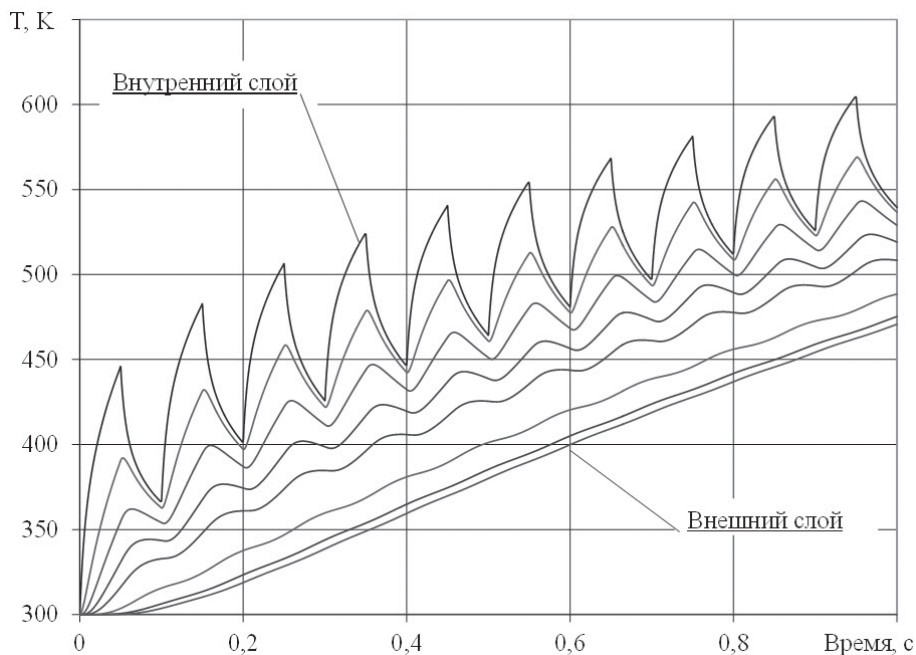


Рис. 9. Тепловое поле стенки КС в критическом сечении по времени при импульсе 0,05 с и времени паузы 0,05 с для случая 20%-ной завесы горючего,  $\alpha = 0,85$



При выключении двигателя тепло перераспределяется от более нагретых слоев (внутренняя поверхность стенки) к менее нагретым (внешняя поверхность) и от более нагретых зон (область дозвуковой части сопла) — к менее нагретым (цилиндрическая часть камеры сгорания). На рис. 9 показано, что слои, находящиеся ближе к внутренней поверхности КС, работают с большой температурной амплитудой, которая уменьшается с прогревом стенки. Таким образом, покрытия, которые применяются при производстве КС ЖРДМТ, должны обладать достаточными прочностными и адгезионными свойствами, позволяющими им работать в условиях циклических температур и химического воздействия продуктов сгорания.

### Выводы

Проведено теоретическое исследование теплового состояния ЖРДМТ тягой 200 Н, работающего на компонентах топлива АТ и НДМГ, с учётом завесного охлаждения.

Рассмотрены три режима работы двигателя: установившийся непрерывный режим со стационарным и нестационарным тепловым полем, установившийся импульсный режим. Проанализировано применение завесы из горючего и окислителя. Установлено, что для сохранения работоспособности КС из высокотемпературной стали ХН60ВТ, рабочая температура которой 1100—1200 К, относительный расход на завесное охлаждение горючим должен составлять не менее 20%, что гораздо ниже требуемого расхода на завесу из окислителя.

При расчете теплового состояния ЖРДМТ на импульсном установившемся режиме получена

большая температурная амплитуда на внутренней поверхности КС, составляющая на первых импульсах 75—100 К и зависящая от времени импульса и времени паузы между включениями.

### Библиографический список

1. Безменова Н.В. Численное моделирование сопряженного теплообмена в ЖРД малых тяг в целях повышения их эффективности: дис. ... канд. техн. наук. — Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2001. — 201 с.
2. Березанская Е.Л., Курпатенков В.Д., Надеждина Ю.Д. Расчет конвективных тепловых потоков в сопле Лавалья. — М.: МАИ, 1976. — 77 с.
3. Васильев А. П., Кудрявцев В. М., Кузнецов В. А. и др. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей: Учебник для вузов. — М.: Высшая школа, 1975. — 656 с.
4. Воробьев А.Г. Экспериментально-теоретическая модель теплового состояния камеры сгорания двухкомпонентных жидкостных ракетных двигателей малых тяг, работающих на непрерывном режиме: Дис. ... канд. техн. наук. — М.: МАИ, 2010. — 169 с.
5. Воробьев А.Г. Математическая модель теплового состояния ЖРДМТ // Вестник Московского авиационного института. 2007. Т. 14. № 4. С. 42-49.
6. Егорычев В.С., Сулинов А.В. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики. Электронное учебное издание. — Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2010. URL: [www.twirpx.com/file/1689272](http://www.twirpx.com/file/1689272) (дата обращения: 22.06.16).
7. Кокорин В.В., Рutowский Н.Б., Соловьев Е.В. Комплексная оптимизация двигательных установок системы управления. — М.: Машиностроение, 1983. — 184 с.

## LOW-THRUST ROCKET ENGINE WITH INTERNAL BOUNDARY COOLING COMBUSTION CHAMBER THERMAL STATE ANALYSIS

Vorob'eva S.S. \*, Vorob'ev A.G.\*\*

Moscow Aviation Institute (National Research University),  
MAI, 4, Volokolamskoe shosse, Moscow, A-80, GSP-3, 125993, Russia

\*e-mail: [Kinder-Svetiks@yandex.ru](mailto:Kinder-Svetiks@yandex.ru)

\*\*e-mail: [formula1\\_av@mail.ru](mailto:formula1_av@mail.ru)

### Abstract

The paper considers the issue of low-thrust liquid engine powered by nitrogen tetroxide and dimethyl hydrazine components non-symmetrical dimethyl hydrazine thermal state theoretical study with account for boundary cooling. The goal of the paper consists in analyzing the results of combustion chamber wall thermal

state computation at various operating modes, such as steady-state continuous mode with stationary and non-stationary thermal field, as well as steady-state pulse mode.

Liquid rocket engine MAI-200-1 developed in the laboratory of MAI “Liquid rocket thrusters” and

undergone fire tests at FKPNITS RCP in 2000 was selected as a subject of research.

For thermal state computation, the authors used mathematical model based on the proposition of combustion chamber wall incoming and outgoing heat flows equality. To solve non-stationary heat problem the differential Fourier-Kirchhoff heat equation in cylindrical coordinates in the case of stationary environment and the absence of internal heat sources is used. Pulse mode of the engine operation is modeled by a quasi-steady approach when non-stationary modes during engine starting and voiding are replaced by the set of stationary modes with intermediate parameters.

Oxidizer and fuel were considered as boundary cooling components to protect the combustion chamber walls from hot combustion products impact.

Computation results prove selection of fuel as boundary cooling component with relative boundary mass-flow rate not less than 20%. Under these engine operating conditions it will allow sustaining the wall temperature within the limits of maximum permissible temperature for XH60BT material.

The combustion chamber wall thermal state for pulse operating mode with various on-time and off-time values, such as on-time of 1 s, off-time of 1 s and on-time of 0.05 s, off-time of 0.05 s were analyzed.

Presented computation results may be interesting for specialists working in the field of liquid-propellant thrusters, as well as for specialists occupied with spacecraft propulsion systems design.

**Keywords:** low-thrust liquid rocket engine, combustion chamber thermal state, combustion chamber wall boundary cooling, thruster pulse mode, thruster nonstationary thermal state, thruster stationary thermal state.

## References

1. Bezmenova N.V. *Chislennoe modelirovanie sopryazhennogo teploobmena v ZhRD malykh tyag v tselyakh povysheniya ikh effektivnosti* (Computational modeling of conjugated heat transfer of small thrust LRE for efficiency increasing), Samara, Samarskii gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet, 2001, 201 p.
2. Berezanskaya E.L., Kurpatenkov V.D., Nadezhdina Yu.D. *Raschet konvektivnykh teplovykh potokov v sople Lavalya* (Calculation of convective heat flow in Laval nozzle), Moscow, MAI, 1976, 77 p.
3. Vasil'ev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* (Liquid rocket engines theory and design basics. Textbook for universities), Moscow, Vysshaya Shkola, 1975, 656 p.
4. Vorob'ev A.G. *Eksperimental'no-teoreticheskaya model' teplovogo sostoyaniya kamery sgoraniya dvukhkomponentnykh zhidkostnykh raketnykh dvigatelei malykh tyag, rabotayushchikh na nepreryvnom rezhime* (Thermal state experimental and theoretical model of two-component low-thrust liquid rocket engines, operating in continuous mode, combustion chamber), Moscow, MAI, 2010, 169 p.
5. Vorob'ev A.G. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2007, vol. 14, № 4, pp. 42-49.
6. Egorychev V.S., Sulinov A.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli maloi tyagi i ikh kharakteristiki* (Liquid rocket thrusters and their characteristics), Samara, Samarskii gosudarstvennyi aerokosmicheskii universitet, 2010, [www.twirpx.com/file/1689272](http://www.twirpx.com/file/1689272) (accessed 22.06.16).
7. Kokorin V.V., Rutovskii N.B., Solov'ev E.V. *Kompleksnaya optimizatsiya dvigatel'nykh ustanovok sistemu upravleniya* (Complex optimization of control system engine units), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 184 p.