

УДК 621.454

Математическая модель и расчетные исследования теплового состояния стенки камеры сгорания РДМТ на газообразном топливе кислород-метан в импульсном режиме работы

О.А. Ворожеева, Д.А. Ягодников

Рассмотрено математическое моделирование теплового состояния стенки камеры сгорания (КС) ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) на экологически чистых газообразных компонентах топлива кислород-метан в импульсном режиме работы, позволяющее сократить объем огневых испытаний, необходимых для отработки двигателя. Предложена математическая модель нестационарной теплопроводности в двумерной осесимметричной постановке, учитывающая осевые перетечки тепла и нестационарность процессов, протекающих внутри камеры двигателя. Определены температурные поля в стенке КС РДМТ на протяжении всего времени работы двигателя. В результате проведения тестовых расчетов получены распределения температур в важных сечениях огневой стенки КС РДМТ таких, как область около форсуночной головки и критическое сечение сопла. Исследовано влияние различных режимных параметров на тепловое состояние стенки КС модельного РДМТ, выполненного из стали и меди. Подтверждена тенденция аккумуляирования тепла для импульсного режима работы двигателя.

Ключевые слова: ракетный двигатель малой тяги, газообразный кислород и метан, камера сгорания, математическое моделирование, импульсный режим, тепловое состояние.

Mathematical Model and Computational Research of Combustion Chamber Wall Thermal State for Gaseous-Propellant Oxygen-Methane Low-Thrust Rocket Engine on a Pulse Mode

O.A. Vorozheeva, D.A. Yagodnikov

The mathematical modeling of the combustion chamber wall thermal state of gaseous-propellant oxygen-methane low-thrust rocket engine on a pulse mode is described in this paper. The objective of this modeling is to reduce the extent of firing tests which are essential for engine development. The 2D axisymmetric transient heat conduction mathematical model which considers heat axial flow-over and unsteady processes inside a combustion chamber is



ВОРОЖЕЕВА
Олеся Андреевна
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

VOROZHEEVA
Olesya Andreevna
(Moscow, Russian Federation,
Bauman Moscow State
Technical University)



ЯГОДНИКОВ
Дмитрий Алексеевич
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

YAGODNIKOV
Dmitry Alexeevich
(Moscow, Russian Federation,
Bauman Moscow State
Technical University)

proposed. A temperature fields spread in the combustion chamber wall of low-thrust rocket engine throughout its firing time is obtained. During the test calculations the heat distribution in the vital zones (near injector head and nozzle throat) of the combustion chamber wall is computed. Various operating conditions influence on the thermal state of the combustion chamber wall of a model low-thrust rocket engine (produced from copper and steel) is explored. An engine tendency to heat storage on pulse mode is confirmed.

Keywords: low-thrust rocket engine, gaseous oxygen and methane, combustion chamber, mathematical modeling, pulse mode, thermal state.

В связи с ограничением финансирования космических программ и ужесточением требований к экологической безопасности космических объектов основным перспективным направлением разработки нового поколения ракетно-космической техники, в том числе ракетных двигателей малой тяги (РДМТ), является применение топлив на экологически чистых компонентах, таких как кислород и метан. Снижение затрат на разработку новых двигателей связано с использованием численного моделирования на этапе проектирования и экспериментальной доводки РДМТ. Один из принципиальных моментов в процессе разработки комплексной методики расчета энергетических характеристик камер сгорания (КС) РДМТ в импульсных режимах работы — учет теплового поля конструкции камеры.

В настоящей работе представлена математическая модель теплового состояния стенки КС РДМТ.

Поскольку в реальном двигателе температура продуктов сгорания (ПС) по осевой координате КС существенно изменяется, это обуславливает и изменение температуры стенки со стороны потока ПС. Поэтому математическая модель рассмотрена в двумерной постановке с учетом осевых перетечек тепла [1]. Для продуктов сгорания кислород-углеводородных топлив характерно наличие углерода в виде сажи, массовое содержание которого варьируется в зависимости от режимных параметров рабочего процесса [2]. При выпадении сажи на ог-

невой стенке КС существенно изменяются, как правило, в худшую сторону, условия ее теплообмена с ПС, что также было учтено при составлении математической модели теплового состояния камеры РДМТ.

Физико-математическая модель теплового состояния стенки КС РДМТ. Радиационный тепловой поток от излучающих продуктов сгорания в КС рассчитывался по формуле [3]

$$q_{\text{рад}} = \varepsilon_r c_0 \left[\left(\frac{T_r}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{\text{ст}}}{100} \right)^4 \right],$$

где ε_r — приведенная степень черноты; c_0 — постоянная Стефана — Больцмана, $c_0 = 5,67 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К}^4)$; T_r — осредненная статическая температура потока продуктов сгорания в рассматриваемом сечении, которая соответствует среднему по сечению значению соотношения компонентов и определяется в результате проведения термодинамического расчета процесса горения топлива и процесса расширения продуктов сгорания при их истечении через сопло; $T_{\text{ст}}$ — температура стенки.

Приведенная степень черноты

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

Здесь $\varepsilon_{\text{ст.эфф}}$ — эффективная степень черноты стенки; $\varepsilon_{\text{г.эфф}}$ — эффективная степень черноты продуктов сгорания топлива.

Эффективная степень черноты стенки в КС с учетом многократного отражения и переизлучения

$$\varepsilon_{\text{ст.эфф}} = \frac{\varepsilon_{\text{ст}} + 1}{2} \cong 0,9,$$

где $\varepsilon_{\text{ст}}$ — степень черноты огневой поверхности стенки. Для КС из медного сплава или коррозионно-стойкой стали принимается $\varepsilon_{\text{ст}} = 0,8$. При наличии сажи на стенках КС степень черноты огневой поверхности стенки считается равной $\varepsilon_{\text{ст}} = 0,8$ [4].

Принятие $\varepsilon_{\text{ст.эфф}} = 0,9$ может приводить к некоторому завышению радиационных тепловых потоков в стенку, однако, с учетом того, что радиационные тепловые потоки малы по сравнению с конвективными, такое предположение

вполне допустимо для практического использования.

Эффективная степень черноты продуктов сгорания топлива

$$\varepsilon_{г.эфф} = 1 - (1 - \varepsilon_{г.}) \exp(-dl),$$

где l — средняя длина пути луча, определяемая по табл. 1; $\varepsilon_{г.}$ — излучательная способность газообразных продуктов сгорания; d — эффективный коэффициент ослабления луча в продуктах сгорания,

$$d = 0,042 \frac{1}{\rho_{к.ф.}} \sqrt[3]{\frac{T_{г.}}{d_{43}^2}} z_{к.ф.}$$

Здесь $\rho_{к.ф.}$, d_{43} — плотность и диаметр частиц конденсированной фазы в продуктах сгорания; $z_{к.ф.}$ — массовое содержание конденсированной фазы в продуктах сгорания.

Излучательная способность газообразных продуктов сгорания $\varepsilon_{г.}$ зависит от излучательной способности паров воды ε_{H_2O} и углекислого газа ε_{CO_2} , а также от их взаимного поглощения излучения [4]:

$$\varepsilon_{г.} = \varepsilon_{H_2O} + \varepsilon_{CO_2} - \varepsilon_{H_2O} \varepsilon_{CO_2}.$$

Излучательные способности паров воды ε_{H_2O} и углекислого газа ε_{CO_2} [4] рассчитывают по формулам

$$\varepsilon_{H_2O} = 4,4425 (p_{H_2O})^{0,8} l^{0,6} \left(\frac{T_{г.}}{100}\right)^{-1};$$

$$\varepsilon_{CO_2} = 1,5306 (p_{CO_2} l)^{0,33} \left(\frac{T_{г.}}{100}\right)^{-0,5},$$

где p_{H_2O} и p_{CO_2} — парциальные давления паров воды и углекислого газа соответственно, МПа.

Таблица 1

Длина пути луча в цилиндрической КС

$L_{КС}/D_{КС}$	1	1,5	2–3	>4
$l/D_{КС}$	0,6	0,75	0,85	0,9

Коэффициент теплоотдачи от горячего газа к стенке определяют по полуэмпирической формуле Гухмана – Илюхина [5]:

$$\frac{\alpha_{г.} d_{вн}}{\lambda_{г.ст}} = 0,0162 \left(\frac{\rho_{г.} w C_{p.г.ст} d_{вн}}{\lambda_{г.ст}} \right)^{0,82} \left(\frac{T_{г.}}{T_{ст.}} \right)^{0,35}.$$

Здесь $\alpha_{г.}$ — коэффициент теплоотдачи от газа к стенке КС; $C_{p.г.ст}$ и $\lambda_{г.ст}$ — теплоемкость и коэффициент теплопроводности продуктов сго-

рания в КС; $\rho_{г.}$ — плотность продуктов сгорания в КС; $d_{вн}$ — внутренний диаметр КС; w — скорость продуктов сгорания в КС.

Конвективный тепловой поток рассчитывают по формуле

$$q_{конв} = \alpha_{г.} (T_{г.} - T_{ст.}).$$

При моделировании процесса теплообмена в КС РДМТ, работающего в импульсном режиме, были приняты следующие допущения:

1) стенка КС представляет собой полый цилиндр, закрытый с одной стороны глухой крышкой, а с другой — крышкой-соплом. С внутренней стороны КС нагревается продуктами сгорания, а с наружной поверхности — охлаждается;

2) во время включения на внутренней поверхности стенки КС двигателя источниками тепловых потоков являются конвективный и радиационный теплообмен с продуктами сгорания $q_{\Sigma вн} = q_{конв. вн} + q_{рад. вн}$;

3) на внешней поверхности стенки КС происходит радиационный теплообмен с окружающей средой и естественная конвекция $q_{\Sigma н} = q_{ест. конв. н} + q_{рад. н}$;

4) во время паузы на внутренней поверхности стенки КС происходит радиационный и конвективный теплообмен с продуктами сгорания, оставшимися в КС после выключения двигателя $q_{\Sigma вн. пауза} = q_{конв. вн. пауза} + q_{рад. вн. пауза}$;

5) зависимости теплофизических свойств материала стенки КС от температуры представлены в виде полиномов третьей степени.

Двумерное уравнение нестационарной теплопроводности в цилиндрических координатах имеет вид [6]

$$\frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial \tau} = \frac{\lambda_{ст}(T)}{\rho_{ст}(T) C_{p.ст}(T)} \times \left(\frac{\partial^2 T(r, z, \tau)}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r} + \frac{\partial^2 T(r, z, \tau)}{\partial z^2} \right),$$

где $\frac{\lambda_{ст}(T)}{\rho_{ст}(T) C_{p.ст}(T)} = a_{ст}(T)$; r — поперечный размер (радиус); z — осевая координата; $C_{p.ст}(T)$, $\lambda_{ст}(T)$, $a_{ст}(T)$ и $\rho_{ст}(T)$ — теплоемкость, коэффициент теплопроводности, коэффициент температуропроводности и плотность материала стенки КС соответственно; τ — время. Ось

z цилиндрической системы координат совмещена с осью КС.

Для получения разностного аналога в частных производных используется явная схема узлов сетки, показанная на рис. 1:

$$\begin{aligned} \left(\frac{\partial T}{\partial \tau}\right)_{i,j,k} &= \frac{T_{i,j,k+1} - T_{i,j,k}}{\Delta \tau}; \\ \left(\frac{\partial T}{\partial r}\right)_{i,j,k} &= \frac{T_{i+1,j,k} - T_{i-1,j,k}}{2\Delta r}; \\ \left(\frac{\partial^2 T}{\partial r^2}\right)_{i,j,k} &= \frac{T_{i+1,j,k} - 2T_{i,j,k} + T_{i-1,j,k}}{\Delta r^2}; \\ \left(\frac{\partial T}{\partial z}\right)_{i,j,k} &= \frac{T_{i,j+1,k} - T_{i,j-1,k}}{2\Delta z}; \\ \left(\frac{\partial^2 T}{\partial z^2}\right)_{i,j,k} &= \frac{T_{i,j+1,k} - 2T_{i,j,k} + T_{i,j-1,k}}{\Delta z^2}. \end{aligned}$$

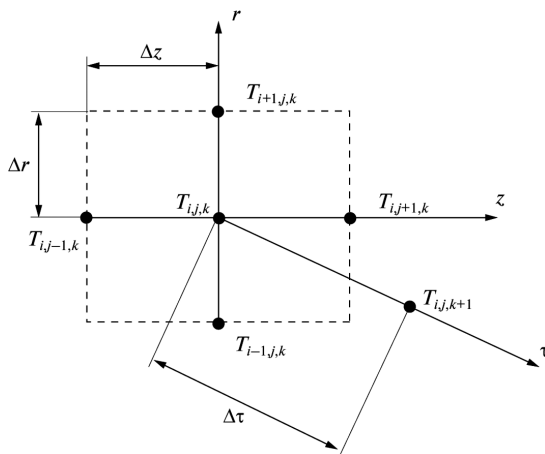


Рис. 1. Схема расположения узлов сетки

Для граничных точек:

$$\begin{aligned} \left(\frac{\partial T}{\partial r}\right)_{i,j,k} &= \frac{T_{i+1,j,k} - T_{i,j,k}}{\Delta r}; \\ \left(\frac{\partial T}{\partial r}\right)_{i,j,k} &= \frac{T_{i,j,k} - T_{i-1,j,k}}{\Delta r}; \\ \left(\frac{\partial T}{\partial z}\right)_{i,j,k} &= \frac{T_{i,j+1,k} - T_{i,j,k}}{\Delta z}; \\ \left(\frac{\partial T}{\partial z}\right)_{i,j,k} &= \frac{T_{i,j,k} - T_{i,j-1,k}}{\Delta z}. \end{aligned}$$

Здесь i — номер узла по радиусу КС, $i = 1, 2, \dots, i_{\text{кон}}$; j — номер узла по длине КС, $j = 1, 2, \dots, j_{\text{кон}}$; k — номер узла по времени, $k = 1, 2, \dots, k_{\text{кон}}$;

Δr — шаг интегрирования функции по радиусу; Δz — шаг интегрирования функции по оси; $\Delta \tau$ — шаг интегрирования функции по времени; r_i — текущий радиус, $r_i = (i - 1)\Delta r + R_{\text{вн}}$; z_j — текущая длина, $z_j = (j - 1)\Delta z$; τ_k — текущее время, $\tau_k = (k - 1)\Delta \tau$.

Переход от точного значения функции к ее приближенному значению справедлив только в том случае, если выбранные шаги интегрирования удовлетворяют соотношению

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

После преобразований разностный аналог уравнения нестационарной теплопроводности принимает следующий вид:

$$\begin{aligned} T_{i,j,k+1} &= \Delta \tau a_{\text{ст}}(T) \times \\ &\times \left(\frac{T_{i+1,j,k} - 2T_{i,j,k} + T_{i-1,j,k}}{\Delta r^2} + \right. \\ &+ \frac{1}{(i-1)\Delta r + R_{\text{вн}}} \frac{T_{i+1,j,k} - T_{i-1,j,k}}{2\Delta r} + \\ &+ \left. \frac{T_{i,j+1,k} - 2T_{i,j,k} + T_{i,j-1,k}}{\Delta z^2} \right) + T_{i,j,k}. \end{aligned}$$

Начальное условие:

$$T = T(r, z, \tau) = f(r, z) = \text{const} = T_0, \quad \tau = 0,$$

где T_0 — температура окружающей среды.

Граничные условия и их разностный аналог:

1) на внутренней поверхности стенки КС во время работы двигателя:

$$\begin{aligned} q_{\Sigma \text{вн}} &= q_{\text{конв. вн}} + q_{\text{рад. вн}} = -\lambda_{\text{ст}}(T) \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r}, \\ \alpha_{\text{г}}(T_{\text{г}} - T_{\text{ст.вн}}) + \varepsilon_{\text{рвн}} c_0 \times \\ &\times \left[\left(\frac{T_{\text{г}}}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{\text{ст.вн}}}{100} \right)^4 \right] = -\lambda_{\text{ст}}(T) \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \alpha_{\text{г}}(T_{\text{г}} - T_{1,j,k}) + \varepsilon_{\text{рвн}} c_0 \times \\ \times \left[\left(\frac{T_{\text{г}}}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{1,j,k}}{100} \right)^4 \right] = -\lambda_{\text{ст}}(T) \frac{T_{1,j,k} - T_{2,j,k}}{\Delta r}; \end{aligned}$$

2) на внутренней поверхности стенки КС во время паузы:

$$\begin{aligned}
 q_{\text{Свн. пауза}} &= q_{\text{конв. вн. пауза}} + q_{\text{рад. вн. пауза}} = \\
 &= -\lambda_{\text{ст}}(T) \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r}, \\
 \alpha_{\text{ост}}(T_{\text{ост}} - T_{\text{ст. вн}}) + \varepsilon_{r \text{ вн. пауза}} c_0 \times \\
 \times \left[\left(\frac{T_{\text{ост}}}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{\text{ст. вн}}}{100} \right)^4 \right] &= -\lambda_{\text{ст}}(T) \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r}, \\
 \alpha_{\text{ост}}(T_{\text{ост}} - T_{1,j,k}) + \varepsilon_{r \text{ вн. пауза}} c_0 \times \\
 \times \left[\left(\frac{T_{\text{ост}}}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{1,j,k}}{100} \right)^4 \right] &= \lambda_{\text{ст}}(T) \frac{T_{1,j,k} - T_{2,j,k}}{\Delta r} F.
 \end{aligned}$$

Здесь $F = 1$, если в конце включения $T_{\text{ст. вн}} < T_{\text{ост}}$ и $F = -1$, если в конце включения $T_{\text{ст. вн}} \geq T_{\text{ост}}$; $\alpha_{\text{ост}}$ — коэффициент теплоотдачи от газа к стенке КС во время паузы; $T_{\text{ост}}$ — температура оставшихся в КС продуктов сгорания во время паузы;

3) на внешней поверхности стенки КС:

$$\begin{aligned}
 q_{\Sigma \text{н}} &= q_{\text{ест. кон. н}} + q_{\text{рад. н}} = -\lambda_{\text{ст}}(T) \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r}, \\
 \alpha_0(T_0 - T_{\text{ст. н}}) + \varepsilon_{r \text{ н}} c_0 \left[\left(\frac{T_0}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_{\text{ст. н}}}{100} \right)^4 \right] &= \\
 = -\lambda_{\text{ст}}(T) \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r},
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \alpha_0(T_{i_{\text{кон}j,k}} - T_0) + \varepsilon_{r \text{ н}} c_0 \left[\left(\frac{T_{i_{\text{кон}j,k}}}{100} \right)^4 - \left(\frac{T_0}{100} \right)^4 \right] &= \\
 = \lambda_{\text{ст}}(T) \frac{T_{i_{\text{кон}-1j,k}} - T_{i_{\text{кон}j,k}}}{\Delta r},
 \end{aligned}$$

где α_0 — коэффициент теплоотдачи при естественной конвекции;

4) на торце КС со стороны форсуночной головки:

$$\frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial z} = 0, \quad T_{i,1,k} = T_{i,2,k};$$

5) на торце сопла:

$$\frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial z} = 0, \quad T_{i,j_{\text{кон}},k} = T_{i,j_{\text{кон}-1},k}.$$

Исходные данные. Конструктивная схема рассматриваемой модельной КС показана на рис. 2, основные геометрические размеры КС РДМТ приведены в табл. 2.

Вдув кислорода в форкамеру осуществляется через центральное отверстие, в котором также установлена электроискровая свеча зажигания. Впрыск горючего обеспечивается посредством системы радиальных отверстий, через первый пояс которых подается так называемое пусковое горючее, необходимое для надежности процесса запуска двигателя, основная порция метана поступает в форкамеру через вто-

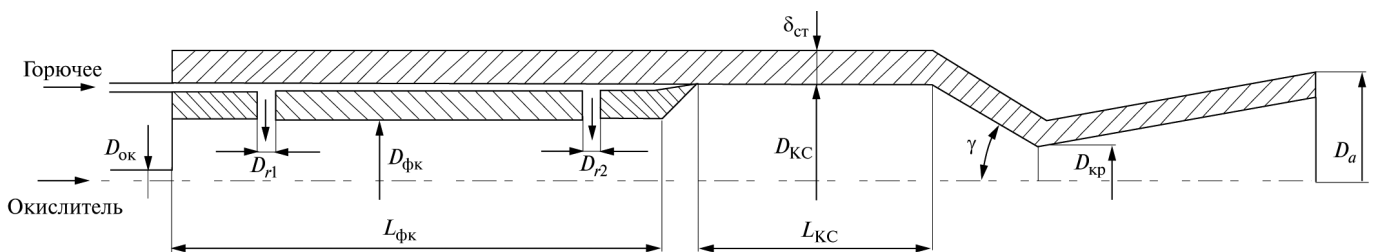


Рис. 2. Конструктивная схема КС РДМТ

Таблица 2

Основные геометрические размеры КС РДМТ

$D_{\text{КС}}$, мм	$D_{\text{кр}}$, мм	D_a , мм	$\text{tg} \gamma$	$D_{\text{фк}}$, мм	$L_{\text{фк}}$, мм	$L_{\text{КС}}$, мм	D_{r1} , мм	D_{r2} , мм	$D_{\text{ок}}$, мм	$\delta_{\text{ст}}$, мм
16	3	5	0,577	10	40	19	1,5	1,5	2,0	2,5

Примечание. $D_{\text{КС}}$ — внутренний диаметр камеры сгорания; $D_{\text{кр}}$ — диаметр критического сечения сопла; D_a — диаметр выходного сечения сопла; γ — угол входной части сопла; $D_{\text{фк}}$ — внутренний диаметр форкамеры; $L_{\text{фк}}$ — длина форкамеры; $L_{\text{КС}}$ — длина КС; D_{r1} , D_{r2} — диаметры отверстий первого и второго пояса подвода горючего; $D_{\text{ок}}$ — диаметр отверстия подвода окислителя; $\delta_{\text{ст}}$ — толщина стенки КС.

рой пояс. Предварительно перемешанная и воспламененная смесь из форкамеры течет в основную КС, где происходит завершение процессов горения и смесеобразования, а затем вылетает через тяговое сопло.

В качестве материалов модельной КС рассматриваются коррозионно-стойкая сталь 12Х18Р10Т и медь М2.

Для определения значений коэффициентов теплопроводности и температуропроводности стали 12Х18Р10Т использованы следующие экспериментальные зависимости [7]:

$$a_{ст}(T) = 3,91 \cdot 10^{-6} + 2,1 \cdot 10^{-9} \Delta T - 3 \cdot 10^{-13} \Delta T^2;$$

$$\lambda_{ст}(T) = 13,9 + 0,0185 \Delta T - 5 \cdot 10^{-6} \Delta T^2,$$

где $a_{ст}$ в м²/с; $\lambda_{ст}$ в Вт/(м·К); $\Delta T = T - 273,15$, T — температура в К.

Для меди М2 по данным из работы [8] получены следующие полиномиальные зависимости коэффициентов теплопроводности и температуропроводности от температуры:

$$a_{ст}(T) = 1,72 \cdot 10^{-6} + 2,7 \cdot 10^{-9} T + 3 \cdot 10^{-12} T^2 - 10^{-15} T^3;$$

$$\lambda_{ст}(T) = 417 + 0,0255 T - 5 \cdot 10^{-5} T^2.$$

Здесь $a_{ст}$ в м²/с; $\lambda_{ст}$ в Вт/(м·К); T — температура в К.

Расчеты выполнены для газообразного топлива кислород-метан в диапазоне изменения избытка окислителя $\alpha = 0,1 \dots 1,25$. При $\alpha < 0,26$ в составе продуктов сгорания наблюдается конденсированная фаза в виде сажи (рис. 3), $\alpha = 0,1$ соответствует максимальному массовому содер-

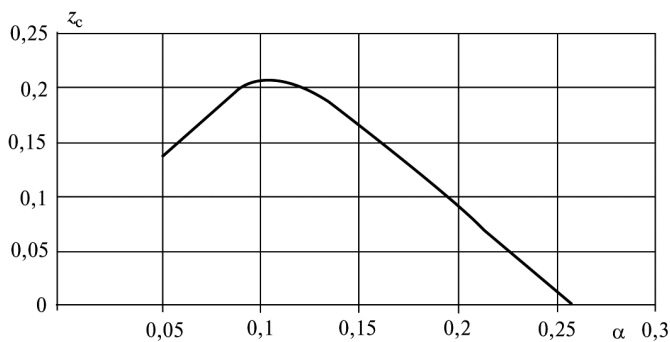


Рис. 3. Расчетная зависимость массовой доли сажи в продуктах сгорания z_c от коэффициента избытка окислителя α

жанию сажи в продуктах сгорания $z_c = 0,21$. Давление в КС $p_{КС} = 1$ МПа. Тяга модельного РДМТ равна 15 Н.

Распределения температуры в КС и свойств продуктов сгорания по объему и времени получены по результатам численного моделирования рабочего процесса в КС РДМТ, алгоритм которого приведен в работах [9, 10].

Выбранные шаги интегрирования по радиусу $\Delta r = 0,05$ мм, по длине $\Delta z = 0,05$ мм и по времени $\Delta \tau = 0,0001$ с удовлетворяют соотношению (1) для рассматриваемых материалов на протяжении всей работы двигателя.

Расчеты проведены для импульсного режима работы модельного двигателя с частотой включений $f = 10$ Гц и временем одного включения $t_1 = 0,05$ с при количестве включений $n = 10$.

Результаты тестовых расчетов. Изменение температуры стальной стенки КС во время работы модельного РДМТ представлено на рис. 4, а изменение температуры стенки КС сделанной из меди — на рис. 5. Распределение температур приведено для нескольких радиусов с шагом 0,25 мм и на расстоянии 5 мм от входа в КС.

Поскольку теплоотвод в окружающую среду при работе РДМТ не играет существенной роли, после запуска конструкция КС аккумулирует тепло. При импульсной работе РДМТ остаточная температура стенки КС при последующем включении увеличивается, что ведет к снижению интенсивности теплового потока от газа в стенку, а, следовательно, и к уменьшению темпа роста температуры при работе двигателя. Для наглядности данного утверждения в табл. 3 приведены значения темпа роста температуры внутренней стенки КС на 1, 5 и 10 включениях двигателя для коэффициента избытка окислителя $\alpha = 0,1$ и 1.

Во время паузы происходит охлаждение внутренней поверхности стенки КС и нагрев наружной поверхности стенки.

Зависимость температуры стенки КС от коэффициента избытка окислителя α в конце работы модельного РДМТ представлена на рис. 6. На рисунке видно, что максимальная температура внутренней стенки КС наблюдается при коэффициенте избытка окислителя, близком к $\alpha = 1$. При этом температура внутренней по-

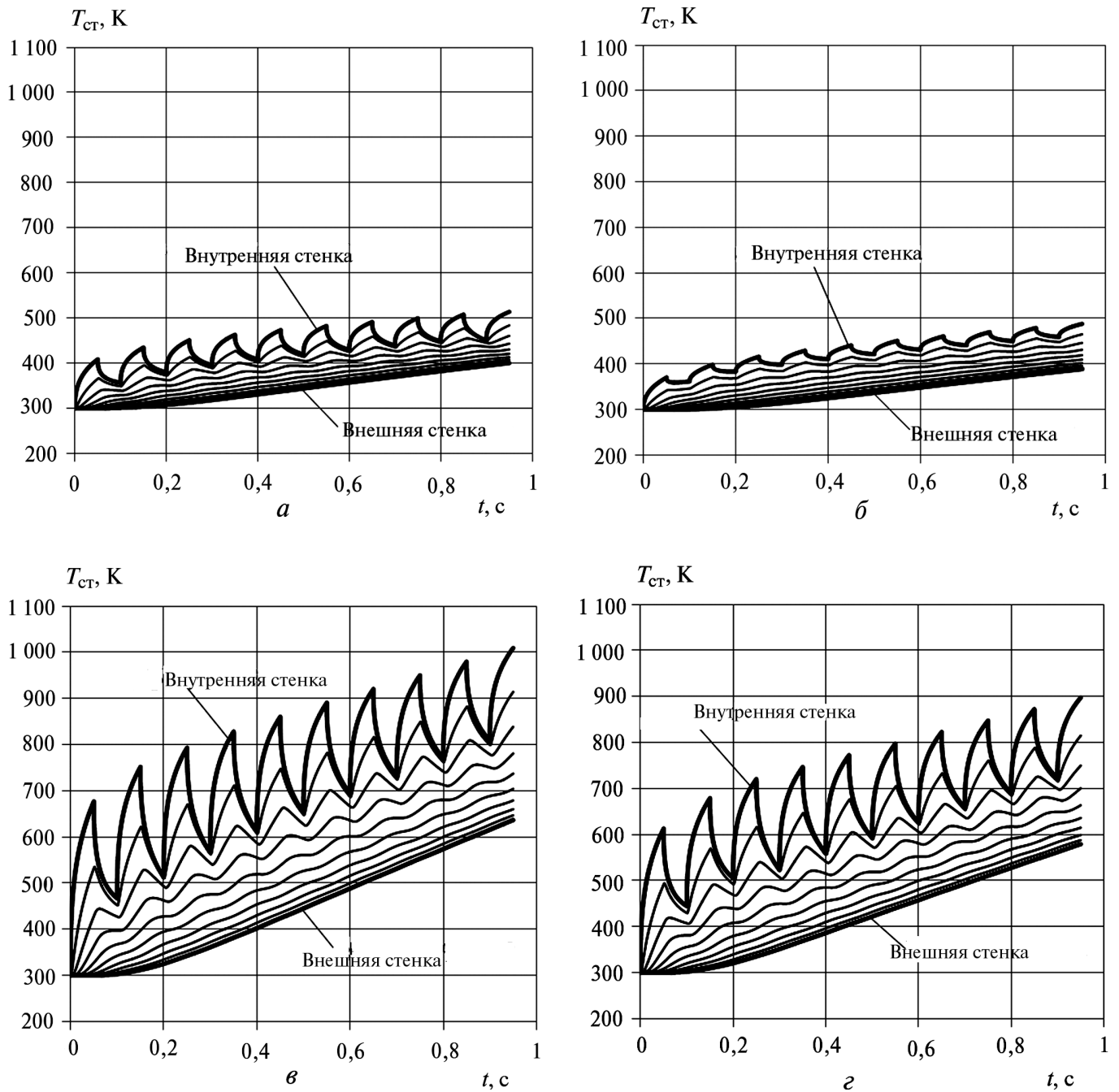


Рис. 4. Изменение температуры стальной стенки КС во время работы ЖРДМТ:

$a - \alpha = 0,1$; $b - \alpha = 0,4$; $v - \alpha = 1$; $z - \alpha = 1,25$

верхности стенки медной КС не превышает 351 К, а температура внешней поверхности стенки — 315 К. Для стальной камеры температура внутренней поверхности стенки КС достигает 1 009 К, а внешней поверхности — 636 К.

Некоторое увеличение температуры стенки КС при коэффициенте избытка окислителя $\alpha < 0,26$ объясняется присутствием в продуктах сгорания конденсированной фазы в виде сажи, что в свою очередь увеличивает интенсивность теплового потока от газа в стенку. Наи-

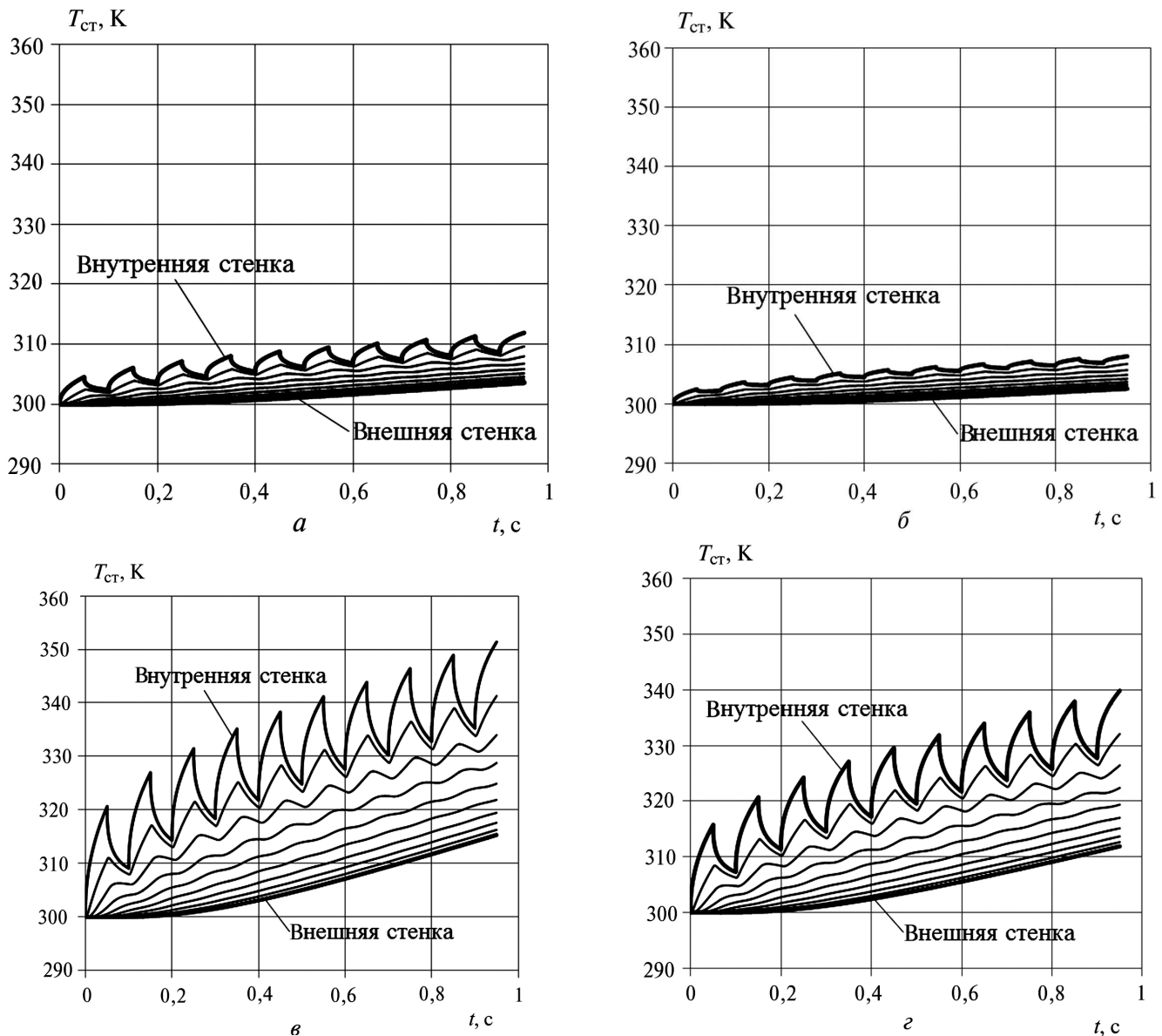


Рис. 5. Изменение температуры медной стенки КС во время работы ЖРДМТ:

$a - \alpha = 0,1$; $б - \alpha = 0,4$; $в - \alpha = 1$; $г - \alpha = 1,25$

Таблица 3

Темп роста температуры стенки КС РДМТ за время включения

Темп роста температуры	α					
	0,1			1		
	i					
	1	5	10	1	5	10
$\Delta T_{ст.вн}^{ст}, K$	108,5	65	63,6	376,8	248,9	200,8
$\Delta T_{ст.вн}^м, K$	4,5	3,4	3,3	20,7	16,5	16,1

Примечание. i — номер включения; $\Delta T_{ст.вн}^{ст}$ — темп роста температуры за i -е включение для внутренней стенки стальной КС; $\Delta T_{ст.вн}^м$ — темп роста температуры за i -е включение для внутренней стенки медной КС.

большая температура стенки КС для данного интервала значений коэффициента избытка окислителя наблюдается при $\alpha \approx 0,1$, что соответствует максимальному массовому содержанию сажи в продуктах сгорания для рассматриваемой пары компонентов (см. рис. 3).

Выводы

1. Результаты тестовых расчетов теплового состояния стенки КС по представленной в данной работе математической модели нестационарной теплопроводности в двумерной постановке подтверждают то, что при работе РДМТ

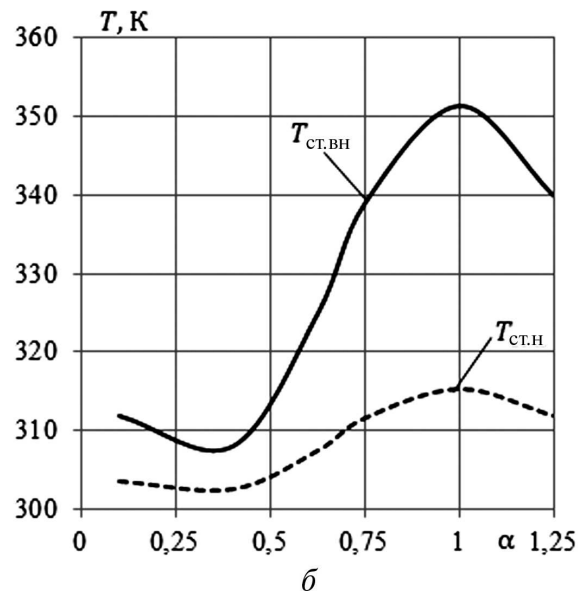
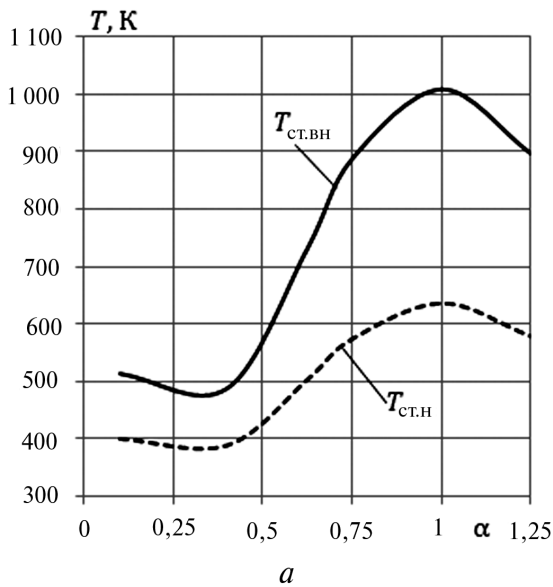


Рис. 6. Зависимость температуры стенки КС от коэффициента избытка окислителя α в конце работы модельного РДМТ:

a — стальная КС; b — медная КС

в импульсном режиме конструкция КС аккумулирует тепло.

2. В сравнении с коррозионно-стойкой сталью использование меди в качестве конструкционного материала КС РДМТ является предпочтительным. При увеличении количества включений РДМТ, либо при изменении режима его работы использование стали в качестве материала стенки КС в отличие от меди, может потребовать организации дополнительного охлаждения конструкции. Так, при количестве включений РДМТ $n = 35$, температура внутренней стенки стальной КС достигает 1 742 К, близкой к температуре плавления стали 12Х18Р10Т $\Delta T_{пл}^{ст} = 1\ 753$ К, а температура внешней стенки достигает 1 521 К, температура внутренней и внешней стенок медной КС не превышают 412 К и 377 К соответственно.

Литература

1. Новиков А.В., Ягодников Д.А., Антонов Ю.В. Роль осевых перетечек тепла вдоль стенки камеры сгорания при расчете охлаждения РДМТ на компонентах топлива: газообразный кислород-керосин // Ракетно-космические двигательные установки: Тез. докл. Всерос. науч.-техн. конф. М., 2008. С. 24—25.
2. Разработка математической модели и методики расчета рабочих процессов в камере сгорания РДМТ на компонентах топлива кислород-сжиженный природный газ, работающего в импульсном режиме: Отчет о НИР /

- МГТУ им. Н.Э. Баумана; Рук. Д.А. Ягодников. Инв. № Э1/006—12. М., 2012. 74 с.

3. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / Е.В. Лебединский, Г.П. Калмыков, С.В. Мосолов и др.; Под ред. А.С. Коротева. М.: Машиностроение, 2008. 512 с.

4. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. и др.; Под ред. В.М. Кудрявцева. М.: Высш. шк., 1993. 368 с.

5. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования / Под ред. Д.А. Ягодникова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 488 с.

6. Кузьмин М.П., Лагун И.М. Нестационарный тепловой режим элементов конструкции двигателей летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1988. 240 с.

7. Коэффициенты теплопроводности нержавеющей стали 12Х18Н10Т в широком интервале температур // С.В. Станкус, И.В. Савченко, А.В. Багинский и др. Теплофизика высших температур. 2008. Т. 45. № 5. С. 795—797.

8. Осинцев О.Е., Федоров В.Н. Медь и медные сплавы. Отечественные и зарубежные марки: Справочник. М.: Машиностроение, 2004. 336 с.

9. Численное моделирование и экспериментальное исследование рабочего процесса в камере РДМТ на газообразных компонентах топлива кислород + метан / В.А. Буркальцев, В.И. Лапицкий, А.В. Новиков и др. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 60 с.

10. Новиков А.В., Ягодников Д.А., Буркальцев В.А., Лапицкий В.И. Математическая модель и расчет характеристик рабочего процесса в камере сгорания ЖРД малой тяги на компонентах топлива метан-кислорода // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2004. № 3. Спец. вып. С. 8—17.

References

1. Novikov A.V., Iagodnikov D.A., Antonov Iu.V. *Role of axial heat leakages along the axial wall of the combustion chamber of a liquid rocket engine on the components of the fuel: oxygen-kerosene* [Role heat leakages along the axial wall of the

combustion chamber when calculating the cooling RDMT on components Fuel gas oxygen kerosene]. *Raketno-kosmicheskie dvigatel'nye ustanovki. Tezisy докладov Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii* [Rocket and Space Propulsion. Abstracts of the Russian scientific and technical conference]. Moscow, 2008, pp. 24—25.

2. *Razrabotka matematicheskoi modeli i metodiki rascheta rabochikh protsessov v kamere sgoraniia RDMT na komponentakh topliva kislorod-szhizhennyi prirodnyi gaz, rabotaiushchego v impul'snom rezhime* [Development of mathematical models and calculation methods of work processes in the combustion chamber RDMT on the components of oxygen-fuel liquefied natural gas, operating in a pulsed mode]. *Otchet o Nauchno-issledovatel'skoi rabote* [Report on the research work]. Head Iagodnikov D.A. MSTU named after N.E. Bauman publ., no.E1/006—12. Moscow, 2012. 74 p.

3. Lebedinskii E.V., Kalmykov G.P., Mosolov S.V. *Rabochie protsessy v zhidkostnom raketnom dvigatele i ikh modelirovanie* [Working processes in liquid-propellant rocket engine and their simulation]. Ed. Koroteev A.S. Moscow, Mashinostroenie publ., 2008. 512 p.

4. Vasil'ev A.P., Kudriavtsev V.M., Kuznetsov V.A., Kurpatenkov V.D., Obel'nitskii F.M., Poliaev V.M., Poluian B. Ia. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigatelei* [Fundamentals of the theory and design of liquid rocket engines]. Moscow, Vysshaya shkola publ., 1993. 368 p.

5. Dobrovolskii M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniia* [Liquid rocket engines. Principles of design]. Moscow, MSTU named after N.E. Bauman publ., 2005. 488 p.

6. Kuz'min M.P., Lagun I.M. *Nestatsionarnyi teplovoi rezhim elementov konstruktssii dvigatelei letatel'nykh apparatov* [Unsteady thermal regime of structural elements of aircraft engines]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1988. 240 p.

7. Stankus S.V., Savchenko I.V., Baginskii A.V., Verba O.I., Prokop'ev A.M., Khairulin R.A. *Koeffitsienty teploprovodnosti nerzhaveiushchei stali 12Kh18N10T v shirokom intervale temperatur* [Coefficients of thermal conductivity stainless steel 12X18H10T a wide temperature range]. *Teplofizika vysokikh temperatur* [High Temperature]. 2008, vol. 45, no. 5, pp. 795—797.

8. Osintsev O.E., Fedorov V.N. *Med' i mednye splavy. Otechestvennye i zarubezhnye marki* [Copper and copper alloys. Domestic and foreign brands]. Directory. Moscow, Mashinostroenie publ., 2004. 336 p.

9. Burkal'tsev V.A., Lapitskii V.I., Novikov A.V. *Chislennoe modelirovanie i eksperimental'noe issledovanie rabochego protsessa v kamere RDMT na gazoobraznykh komponentakh topliva kislorod + metan* [Numerical simulation and experimental study of the working process in the chamber RDMT for gaseous oxygen propellants + methane]. Moscow, MSTU named after N.E. Bauman publ., 2009. 60 p.

10. Novikov A.V., Iagodnikov D.A., Burkal'tsev V.A., Lapitskii V.I. *Matematicheskaiia model' i raschet kharakteristik rabochego protsessa v kamere sgoraniia ZhRD maloi tiagi na komponentakh topliva metan-kisloroda* [Mathematical model and calculates the performance of the workflow in the combustion chamber rocket engine thrusters on the components of the methane-oxygen fuel]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie* [Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Mechanical Engineering. Mechanical Engineering]. 2004, no. 3, special issue, pp. 8—17.

Статья поступила в редакцию 16.04.2012

Информация об авторах

ВОРОЖЕЕВА Олеся Андреевна (Москва) — аспирант кафедры «Ракетные двигатели». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: oa-vorozheeva@mail.ru).

ЯГОДНИКОВ Дмитрий Алексеевич (Москва) — доктор технических наук, профессор, зав. кафедрой «Ракетные двигатели». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Information about the authors

VOROZHEEVA Olesya Andreevna (Moscow) — Post-Graduate of «Rocket Engines» Department. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation, e-mail: oa-vorozheeva@mail.ru).

YAGODNIKOV Dmitry Alexeevich (Moscow) — Dr. Sc. (Eng.), Professor Head of «Rocket Engines» Department. Bauman Moscow State Technical University (BMSTU, building 1, 2-nd Baumanskaya str., 5, 105005, Moscow, Russian Federation).