

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ИСТЕЧЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ СМЕСИ КИСЛОРОДА И МЕТАНА ИЗ СОПЛА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ С УЧЕТОМ ПЕРЕМЕННОСТИ ИХ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ*

К.А. Таран

tarankonstanty@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Выполнено численное моделирование истечения сверхзвуковой струи продуктов сгорания (ПС) топливной пары «кислород — метан» из сопла ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) с учетом зависимости теплофизических свойств ПС от температуры. В программе Terra рассчитаны термодинамические параметры ПС для давления в камере сгорания от 1 до 3 МПа. Определены и графически представлены полиномиальные зависимости удельной теплоемкости, а также коэффициентов теплопроводности и динамической вязкости ПС от температуры на основании данных, полученных в программе Terra. Проведено численное моделирование в программном комплексе ANSYS Fluent истечения высокотемпературных ПС из модельной камеры РДМТ путем решения системы осредненных по Рейнольдсу уравнений сохранения массы, количества движения и энергии. В численных расчетах учтена переменность теплофизических свойств ПС.

Ключевые слова

Численное моделирование, ракетный двигатель малой тяги, продукты сгорания, кислород, метан, вычислительная гидродинамика, сверхзвуковой поток

Поступила в редакцию 25.10.2023

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023

Введение. Изучение и освоение космического пространства невозможно без использования и совершенствования двигательных установок. Для эффективного управления космическими аппаратами (КА) используются ракетные двигатели малой тяги (РМДТ), которые могут работать как в постоянном, так и в импульсном режимах. Данные двигатели служат исполнительными органами реактивных систем управления (РСУ), задача которых заключается в осуществлении таких операций управления, как ориентация и стабилизация аппарата в пространстве, коррекция его траектории, сближение и стыковка, торможение, спуск, посадка [1, 2].

В качестве рабочих тел в РДМТ применяют жидкие, твердые и газообразные компоненты топлива. Наибольшее распространение среди них получили РДМТ, работающие по схемам «жидкость — жидкость», «жидкость — газ»

* Работа выполнена при поддержке гранта Президента РФ МК-3410.2022.4.

и «газ — газ» (см. ГОСТ 22396–77. Двигатели ракетные жидкостные малой тяги. Термины и определения).

В настоящее время набирает популярность экологически чистые топливные пары для РДМТ, такие как «газообразный кислород — газообразный метан» и «газообразный кислород — газообразный водород». В качестве перспективной экологически безопасной пары рассматривается топливная пара «кислород — метан», поскольку метан содержит наибольшую долю водорода по сравнению с другими углеводородными горючими и как ракетное горючее занимает промежуточное положение между водородом и керосином по своим теплофизическим свойствам [3, 4].

С ростом вычислительных мощностей электронных вычислительных машин увеличивается и популярность численного моделирования, которое позволяет решать широкий класс задач газовой динамики [5, 6]. Одним из самых популярных программных комплексов, позволяющих проводить сложные численные расчеты, является ANSYS Fluent.

Работа посвящена решению задачи численного моделирования истечения сверхзвуковой струи ПС модельного РДМТ на компонентах «газообразный кислород — газообразный метан» при различных давлениях в камере сгорания от 1 до 3 МПа.

Описание математической модели и расчетной области. На рис. 1 приведена схема расчетной области РДМТ, включающего в себя цилиндрическую камеру сгорания 1, дозвуковую часть сопла 2, сверхзвуковую часть сопла 3. Области 4 и 5 служат для моделирования взаимодействия сверхзвукового потока с внешней средой.

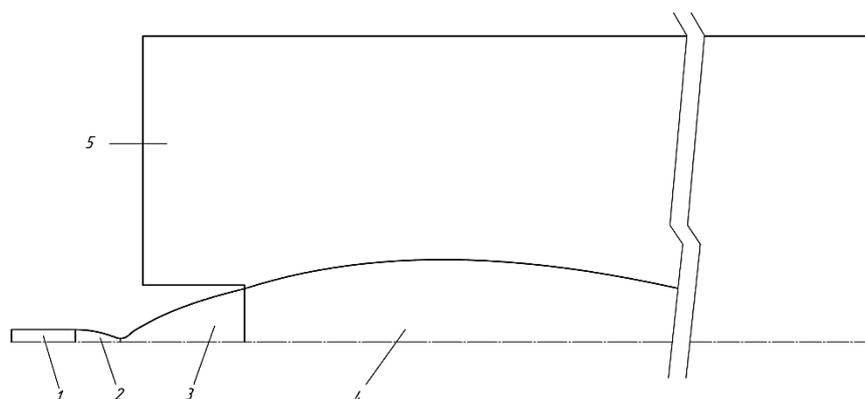


Рис. 1. Схема расчетной области:

- 1 — камера сгорания; 2 — дозвуковая часть сопла; 3 — сверхзвуковая часть сопла;
4 — область сверхзвукового течения в свободном объеме; 5 — свободный объем

Для моделирования истечения сверхзвуковой струи в осесимметричной двумерной стационарной постановке используется система дифференциальных уравнений, включающая в себя уравнения движения в форме Навье — Стокса,

неразрывности и энергии в цилиндрических координатах. Поскольку течение стационарное, осесимметричное, массовые силы отсутствуют, получаем следующую систему уравнений [7]:

$$\left\{ \begin{array}{l} v_r \frac{\partial v_r}{\partial r} + v_z \frac{\partial v_r}{\partial z} - \frac{v_\theta^2}{r} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial r} + \nu \left(\Delta v_r - \frac{v_r}{r^2} \right); \\ v_r \frac{\partial v_\theta}{\partial r} + v_z \frac{\partial v_\theta}{\partial z} + \frac{v_r v_\theta}{r} = \nu \left(\Delta v_\theta - \frac{v_\theta}{r^2} \right); \\ v_r \frac{\partial v_z}{\partial r} + v_z \frac{\partial v_z}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \nu \Delta v_z; \\ \frac{\partial(\rho r v_z)}{\partial z} + \frac{1}{r} \frac{\partial(\rho r v_r)}{\partial r} = 0; \\ \frac{1}{r} \frac{\partial \left(r v_r \left[\rho \left(\frac{v_r^2}{2} + i \right) + p \right] \right)}{\partial r} + \frac{\partial \left(v_z \left[\rho \left(\frac{v_z^2}{2} + i \right) + p \right] \right)}{\partial z} = 0, \end{array} \right. \quad (1)$$

где v_r, v_θ, v_z — проекции вектора скорости в цилиндрических координатах; r, θ, z — координаты пространства; ρ — плотность; p — давление; ν — кинематическая вязкость; Δ — оператор Лапласа; i — внутренняя энергия.

Система уравнений (1) после осреднения оказывается незамкнутой. Для ее замыкания применяется уравнение состояния идеального газа (2) и модель турбулентности k - ε [8]:

$$p = \rho RT,$$

где R — газовая постоянная; T — температура.

Для решения системы уравнений (1) методом контрольного объема расчетная область разбита на сетку, представленную на рис. 2. В местах наибольших градиентов параметров потока выполнено сгущение элементов сетки.

Получение теплофизических свойств продуктов сгорания. Продукты сгорания компонентов ракетного двигателя представляют собой сложную многокомпонентную смесь газов, участвующих в реакциях диссоциации и рекомбинации по длине проточного тракта двигателя [9, 10]. Для упрощения численных расчетов ПС рассматриваются как псевдогаз с переменными теплофизическими свойствами. Расчет теплофизических параметров компонентов смеси «газообразный кислород — газообразный метан» выполнен с помощью программы Tera. Получены параметры при давлении в камере $p = 1, 2, 3$ МПа в диапазоне температуры $T = 500 \dots 4000$ К. На основании результатов расчетов составлены полиномиальные зависимости параметров ПС рассматриваемой топливной пары от температуры, а именно: удельной теплоемкости $c_p(T)$, коэффициента теплопроводности $\lambda(T)$ и коэффициента динамической вязкости $\mu(T)$.

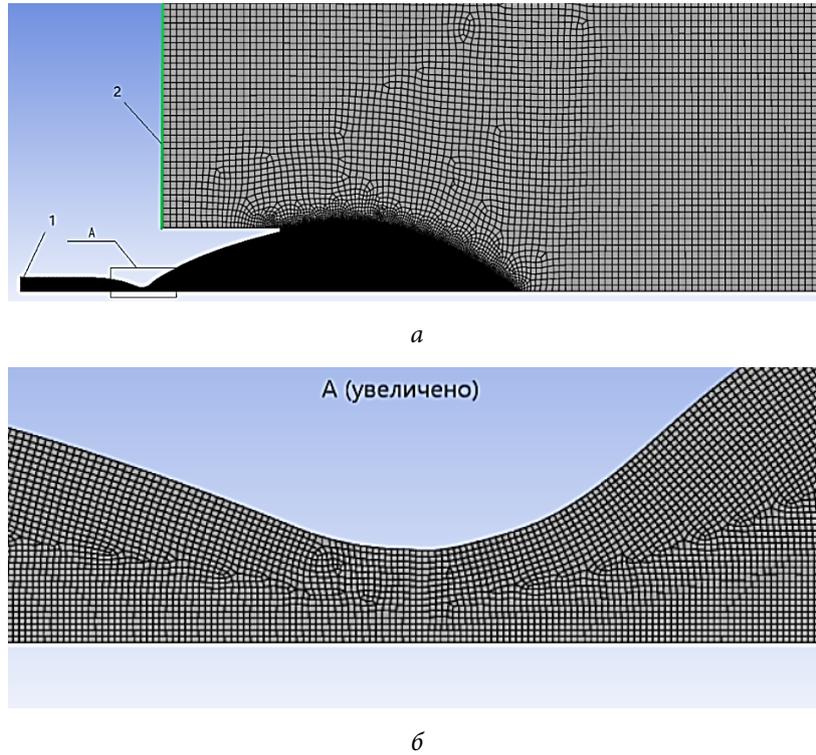


Рис. 2. Схема расчетной области (а) и критическое сечение (б):

1 — вход в камеру с давлением $p = 1; 2; 3$ МПа и температурой $T = 3200$ К;
 2 — вход в свободный объем с давлением 1 кПа и температурой $T = 300$ К

Общий вид получаемых в работе полиномов:

$$f(T) = AT^5 + BT^4 + CT^3 + DT^2 + ET + F, \quad (2)$$

где $f(T)$ — зависимость удельной теплоемкости, коэффициента теплопроводности и коэффициента динамической вязкости от температуры; A, B, C, D, E, F — коэффициенты полиномов (см. таблицу).

Коэффициенты полиномов в уравнении (2)

Параметр	p , МПа	A	B	C	D	E	F
c_p , кДж/(кг · К)	1	$-2,99 \cdot 10^{-14}$	$1,19 \cdot 10^{-10}$	$9,46 \cdot 10^{-7}$	$-3,92 \cdot 10^{-3}$	4,8	-138,43
	2	$-1,56 \cdot 10^{-15}$	$-1,51 \cdot 10^{-10}$	$1,75 \cdot 10^{-6}$	$-4,95 \cdot 10^{-3}$	5,4	-264,54
	3	$-5,94 \cdot 10^{-15}$	$-9,03 \cdot 10^{-11}$	$1,39 \cdot 10^{-6}$	$-4,15 \cdot 10^{-3}$	4,7	-61,19
λ , Вт/(м · К)	1	$9,36 \cdot 10^{-21}$	$2,48 \cdot 10^{-15}$	$-1,63 \cdot 10^{-11}$	$3,21 \cdot 10^{-8}$	$8,01 \cdot 10^{-5}$	-0,00346
	2	$3,50 \cdot 10^{-19}$	$-1,71 \cdot 10^{-15}$	$1,25 \cdot 10^{-12}$	$-1,43 \cdot 10^{-10}$	$1,05 \cdot 10^{-4}$	-0,01025
	3	$4,14 \cdot 10^{-19}$	$-2,68 \cdot 10^{-15}$	$5,74 \cdot 10^{-12}$	$-8,75 \cdot 10^{-9}$	$1,12 \cdot 10^{-4}$	-0,01213
μ , Па · с	1	$-2,45 \cdot 10^{-23}$	$-2,17 \cdot 10^{-20}$	$2,09 \cdot 10^{-15}$	$-1,22 \cdot 10^{-11}$	$4,91 \cdot 10^{-8}$	$-1,55 \cdot 10^{-6}$
	2	$-2,68 \cdot 10^{-23}$	$4,85 \cdot 10^{-20}$	$1,64 \cdot 10^{-15}$	$-1,12 \cdot 10^{-11}$	$4,82 \cdot 10^{-8}$	$-1,29 \cdot 10^{-6}$
	3	$-1,76 \cdot 10^{-23}$	$-4,54 \cdot 10^{-20}$	$1,99 \cdot 10^{-15}$	$-1,18 \cdot 10^{-11}$	$4,86 \cdot 10^{-8}$	$-1,41 \cdot 10^{-6}$

Полученные полиномиальные зависимости термодинамических параметров от температуры для трех различных давлений представлены в виде графиков на рис. 3 – 5.

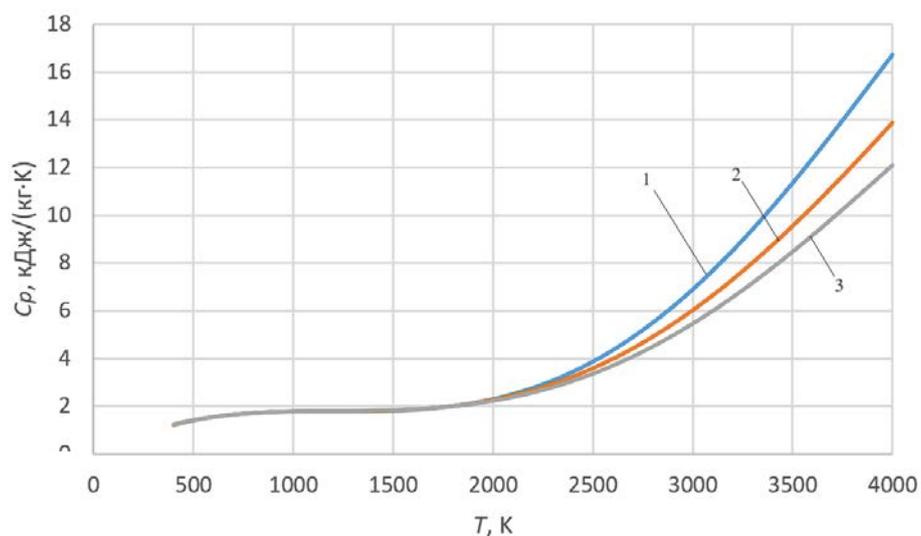


Рис. 3. Зависимость удельной теплоемкости продуктов сгорания смеси кислорода с метаном от температуры при различном давлении:
1 — $p = 1$ МПа, 2 — $p = 2$ МПа, 3 — $p = 3$ МПа

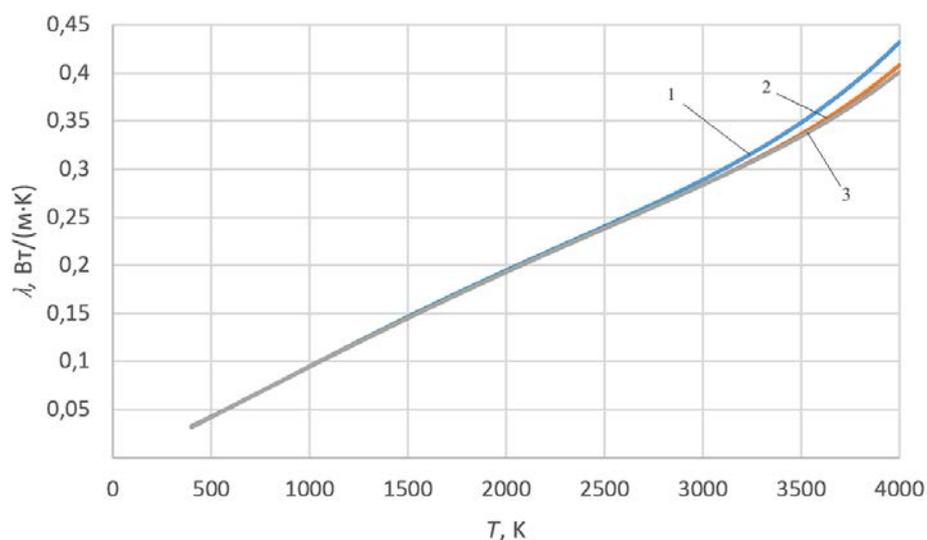


Рис. 4. Зависимость коэффициента теплопроводности продуктов сгорания смеси кислорода с метаном от температуры при различном давлении:
1 — $p = 1$ МПа, 2 — $p = 2$ МПа, 3 — $p = 3$ МПа

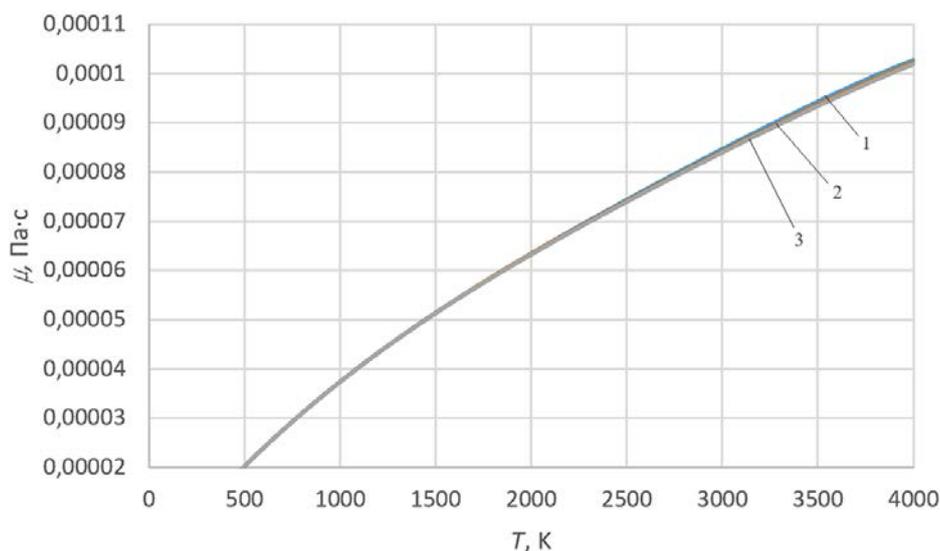


Рис. 5. Зависимость коэффициента динамической вязкости продуктов сгорания смеси кислорода с метаном от температуры при различном давлении:
1 — $p = 1$ МПа, 2 — $p = 2$ МПа, 3 — $p = 3$ МПа

Как видно на рис. 3–5, в диапазоне от 1 до 2 МПа зависимость c_p от давления в камере сгорания явно проявляется начиная с температуры 2000 К, причем отклонение значений c_p сильно возрастает. Зависимость λ от давления проявляется начиная с температуры 3000 К. Коэффициент μ на всем интервале температур не зависит от давления.

Результаты численного моделирования. С применением программного комплекса Ansys Fluent проведено численное моделирование процесса истечения продуктов сгорания из сопла РДМТ при давлении на входе в расчетную область 1, 2 и 3 МПа с учетом переменности теплофизических свойств в соответствии с вышеприведенными полиномиальными зависимостями. На рис. 6 представлены результирующие поля числа Маха при различных давлениях на входе и давлении на выходе из расчетной области 1 кПа.

Как видно на рис. 6, использование псевдогаза с переменными теплофизическими свойствами в качестве модельного рабочего тела в РДМТ оправдано и позволяет проводить предварительные расчеты.

Заключение. В ходе проделанной работы получены следующие результаты:

- 1) на основании серии термодинамических расчетов получены полиномиальные зависимости теплофизических свойств смеси «кислород — метан» при давлении в камере сгорания РДМТ, равном 1, 2 и 3 МПа;
- 2) проведено численное моделирование истечения продуктов сгорания модельного РДМТ в программном комплексе ANSYS Fluent.

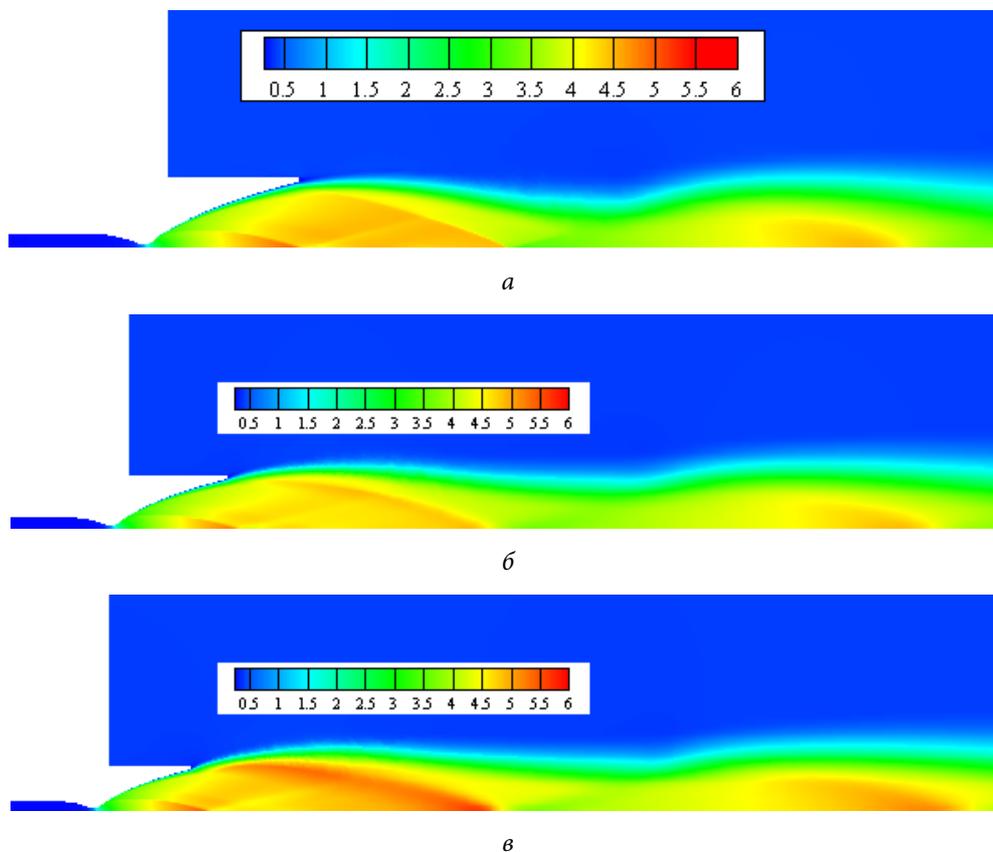


Рис. 6. Поле числа Маха сопла различным значением давления в камере:
 $a - p = 1$ МПа; $б - p = 2$ МПа; $в - p = 3$ МПа

Полученные расчетные данные рекомендуется применять при проектировании системы охлаждения РДМТ и подборе материала КС и сопла. В дальнейшем планируется проверить расчеты с использованием программных продуктов ЛОГОС и FlowVision.

Литература

- [1] Козлов А.А., Воробьев А.Г., Бороник И.Н. *Жидкостные ракетные двигатели малой тяги*. Москва, МАИ, 2013, 208 с.
- [2] Егорычев В.С., Сулинов А.В. *Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики*. Самара, СГАУ, 2014, 128 с.
- [3] Брегвадзе Д.Т., Габидулин О.В., Гуркин А.А., Заболотько И.А. Применение топлива «кислород + метан» в жидкостных ракетных двигателях. *Политехнический молодежный журнал*, 2017, № 12 (17). <http://doi.org/10.18698/2541-8009-2017-12-205>
- [4] Салич В.Л., Шмаков А.А., Ваулин С.Д. *Жидкостные ракетные двигатели малой тяги*. Челябинск, ЮУрГУ, 2006, 52 с.

-
- [5] Ковалев К.Е., Федотова К.В., Ворожеева О.А. Расчетное исследование эффективности системы подачи компонентов в модельном ракетном двигателе малой тяги на кислород-метане. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2022, вып. 10. <http://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-10-2217>
- [6] Арефьев К.Ю., Федотова К.В., Крикунова А.И., Панов В.А. Математическое и физическое моделирование влияния пульсаций скорости сносящего потока воздуха на структуру пламени при диффузионном режиме горения метана. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2020, № 2 (89), с. 65–84. <https://doi.org/10.18698/1812-3368-2020-2-65-84>
- [7] Филатов Е.И. *Курс лекций по газовой динамике*. Казань, Казанский университет, 2022, 138 с.
- [8] Авраменко М.И. *О k - ϵ -модели турбулентности*. Снежинск, РФЯЦ – ВНИИТФ, 2010, 102 с.
- [9] Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А., Курпатенков В.Д., Обельницкий А.М., Поляев В.М., Полуян Б.Я. *Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. В 2 кн. Кн. 1*. Москва, Высшая школа, 1993, 38 с.
- [10] Добровольский М.В. *Жидкостные ракетные двигатели*. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005, 488 с.

Таран Константин Алексеевич — студент кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Научный руководитель — Федотова Ксения Викторовна, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Ракетные двигатели», МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация.

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Таран К.А. Численное моделирование истечения сверхзвуковой струи продуктов сгорания кислород/метана из сопла РДМТ с учетом переменности теплофизических свойств. *Политехнический молодежный журнал*, 2023, № 10 (87). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2023-10-946>

**NUMERICAL SIMULATION OF THE OXYGEN-METHANE MIXTURE
COMBUSTION PRODUCTS SUPERSONIC JET OUTFLOW
FROM THE LOW-THRUST ROCKET ENGINE NOZZLE TAKING
INTO ACCOUNT VARIABILITY IN THEIR THERMAL PHYSICAL PROPERTIES**

K.A. Taran

tarankonstanty@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

Oxygen-methane propellant pair combustion products (CP) supersonic jet outflow from the low-thrust rocket engine (LTRE) was numerically simulated taking into account the CP thermophysical properties dependence on temperature. The Terra software program was used to calculate the CP thermodynamic parameters for the combustion chamber pressure ranging from 1 to 3 MPa. Polynomial dependences of the CP specific heat capacity, thermal conductivity and dynamic viscosity coefficients on temperature were determined and graphically presented based on data obtained in the Terra software program. The high-temperature CP outflow from a model LTRE chamber was numerically simulated in the ANSYS Fluent software package by solving a system of the Reynolds-averaged conservation equations for mass, momentum and energy. Numerical calculations took into account variability in the CP thermophysical properties.

Keywords

Numerical simulation, low-thrust rocket engine, combustion products, oxygen, methane, computational hydraulic gas dynamics, supersonic flow

Received 25.10.2023

© Bauman Moscow State Technical University, 2023

References

- [1] Kozlov A.A., Vorob'ev A.G., Boronik I.N. *Zhidkostnye raketnye dvigateli maloy tyagi* [Liquid rocket engines]. Moscow, MAI Publ., 2013, 208 p. (In Russ.).
- [2] Egorychev V.S., Sulinov A.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli maloy tyagi i ikh kharakteristiki* [Low-thrust liquid rocket engines and their characteristics]. Samara, SGAU Publ., 2014, 128 p. (In Russ.).
- [3] Bregvadze D.T., Gabidulin O.V., Gurkin A.A., Zabolot'ko I.A. Usage of oxygen-and-methane propellant in liquid-propellant rocket engines. *Politekhicheskiy molodezhnyy zhurnal*, 2017, no. 12 (17). (In Russ.). <http://doi.org/10.18698/2541-8009-2017-12-205>
- [4] Salich V.L., Shmakov A.A., Vaulin S.D. *Zhidkostnye raketnye dvigateli maloy tyagi* [Liquid rocket engines]. Chelyabinsk, YuUrGU Publ., 2006, 52 p. (In Russ.).
- [5] Kovalev K.E., Fedotova K.V., Vorozheeva O.A. Computational study of the system efficiency of supplying components in the model low-thrust rocket engine on oxygen-methane. *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2022, iss. 10. (In Russ.). <http://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-10-2217>

-
- [6] Aref'ev K.Yu., Fedotova K.V., Krikunova A.I., Panov V.A. Mathematical and physical simulation of the cross-flow velocity pulsation effect on the flame structure during the diffusion mode of methane combustion. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Natural Sciences*, 2020, no. 2 (89), pp. 65–84. (In Russ.).
<https://doi.org/10.18698/1812-3368-2020-2-65-84>
- [7] Filatov E.I. *Kurs lektsiy po gazovoy dinamike* [Course of lectures on gas dynamics]. Kazan, Kazanskiy universitet Publ., 2022, 138 p. (In Russ.).
- [8] Avramenko M.I. *O $k-\varepsilon$ modeli turbulentnosti* [About the $k-\varepsilon$ -turbulence model]. Snezhinsk, RFYaTs – VNIITF Publ., 2010, 102 p. (In Russ.).
- [9] Vasil'ev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., Kurpatenkov V.D., Obel'nitskiy A.M., Polyayev V.M., Poluyan B.Ya. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Fundamentals of the theory and calculation of liquid rocket engines]. Moscow, Vysshaya shkola Publ., 1993, 38 p. (In Russ.).
- [10] Dobrovolskiy M.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli* [Liquid rocket engines]. Moscow, BMSTU Press, 2005, 488 p. (In Russ.).

Taran K.A. — Student, Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Scientific advisor — Fedotova K.V., Ph. D. Sci. (Phys.-Math.), Associate Professor, Associate Professor of the Department of Rocket Engines, Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation.

Please cite this article in English as:

Taran K.A. Numerical simulation of the oxygen-methane mixture combustion products supersonic jet outflow from the low-thrust rocket engine nozzle taking into account variability in their thermal physical properties. *Politekhnikheskiy molodezhnyy zhurnal*, 2023, no. 10 (87). (In Russ.). <http://dx.doi.org/10.18698/2541-8009-2023-10-946>