

Научная статья

УДК 621.45.034, 536.46

doi: 10.17223/19988621/98/6

Метод и результаты экспериментального исследования тепловых потерь в камере сгорания твердотопливной двигательной установки

Владимир Афанасьевич Архипов¹,

Сергей Александрович Басалаев²,

Ксения Григорьевна Перфильева³, Василий Андреевич Порязов⁴

^{1, 2, 3, 4} Томский государственный университет, Томск, Россия

¹ leva@niipmm.tsu.ru

² tarm@niipmm.tsu.ru

³ k.g.perfiljeva@yandex.ru

⁴ poryazov@ftf.tsu.ru

Аннотация. Представлен полуэмпирический метод определения коэффициента тепловых потерь в цилиндрической камере сгорания твердотопливной двигательной установки. Для подтверждения адекватности метода проведена его экспериментальная апробация для модельного твердотопливного ракетного двигателя (РДТТ) с вкладным зарядом трубчато-канальной формы. По измеренным зависимостям давления в камере от времени при адиабатическом истечении продуктов сгорания определены значения коэффициента расхода сопла и коэффициента тепловых потерь в камере сгорания.

Ключевые слова: модельный РДТТ, камера сгорания, сопловой блок, теплоизолирующее покрытие, твердотопливный заряд, коэффициент тепловых потерь, коэффициент расхода сопла

Благодарности: Работа выполнена при финансовой поддержке госзадания Министерства науки и высшего образования (проект № FSWM-2025-0012).

Для цитирования: Архипов В.А., Басалаев С.А., Перфильева К.Г., Порязов В.А. Метод и результаты экспериментального исследования тепловых потерь в камере сгорания твердотопливной двигательной установки // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2025. № 98. С. 62–69. doi: 10.17223/19988621/98/6

Original article

Method and results of an experimental study of heat losses in a combustion chamber of a solid-propellant propulsion system

Vladimir A. Arkhipov¹, Sergey A. Basalaev²,
Kseniya G. Perfil'eva³, Vasily A. Poryazov⁴

^{1, 2, 3, 4} Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation

¹ leva@niipmm.tsu.ru

² tarm@niipmm.tsu.ru

³ k.g.perfiljeva@yandex.ru

⁴ poryazov@ftf.tsu.ru

Abstract. A semi-empirical method is proposed for determining one of the key performance characteristics of a solid-propellant rocket motor, i.e., the heat loss coefficient in a combustion chamber. Computational and theoretical determination of the heat loss coefficient typically requires three-dimensional modeling of the gas dynamics of combustion products within the engine flow passage with a charge of complex configuration, as well as the use of several empirical constants, which does not always ensure sufficient accuracy of calculations. The presented method is based on measuring the pressure–time dependence during the adiabatic gas outflow from the chamber after the propellant charge has burned out. The advantage of the method lies in the determination of the heat loss coefficient without thermocouple measurements, which are limited both in the range of measurable temperatures and in their operating time in a high-temperature environment. The relations are obtained for selecting the relaxation time of the free volume of the combustion chamber and the diameter of the nozzle throat that ensure the adiabaticity of the outflow.

The method was tested on a model solid-propellant rocket motor with a non-insulated cylindrical steel combustion chamber and an inserted tubular-channel charge of the N-type ballistite propellant. The obtained values of the discharge coefficient of a cylindrical nozzle with a sudden contraction ($\varphi = 0.85 \pm 0.03$) and the heat loss coefficient in the combustion chamber ($\chi = 0.61 \pm 0.02$) are consistent with known empirical formulas reported by other authors.

Keywords: model SPR, combustion chamber, nozzle assembly, heat-insulating coating, solid-propellant charge, coefficient of thermal losses, nozzle discharge coefficient

Acknowledgments: This work was carried out within the state assignment of the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (theme No. FSWM-2025-0012).

For citation: Arkhipov, V.A., Basalaev, S.A., Perfil'eva, K.G., Poryazov, V.A. (2025) Method and results of an experimental study of heat losses in a combustion chamber of a solid-propellant propulsion system. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 98. pp. 62–69. doi: 10.17223/19988621/98/6

Введение

Исследование процессов тепломассообмена в твердотопливных, ракетно-прямоточных и гибридных ракетных двигателях играет важную роль в их проектировании и оптимизации. Одним из ключевых параметров, определяющих расходно-тяговые характеристики РДТТ, является коэффициент тепловых потерь в камере сгорания [1]:

$$\chi = 1 - \frac{\int_0^{S_{cm}} \alpha(T_0 - T_{cm}) dS}{Q_+ \cdot G_+},$$

где S_{cm} – площадь внутренней поверхности стенок камеры сгорания; α – коэффициент теплоотдачи; T_0 – температура газа в камере сгорания; T_{cm} – температура внутренней поверхности стенок камеры сгорания, соприкасающихся с газами; Q_+ – теплота сгорания твердого топлива; G_+ – массовый секундный газоприход при горении заряда.

Коэффициент χ учитывает потери энергии горения твердотопливного заряда в камере за счет двух основных факторов – неполноты сгорания топлива и тепловых потерь в стенки камеры сгорания [2]. Расчетно-теоретическое определение коэффициента тепловых потерь связано с необходимостью трехмерного моделирования газодинамики продуктов сгорания в проточном тракте двигателя с зарядом сложной конфигурации [3, 4] и использования ряда эмпирических констант, что не всегда обеспечивает достаточную точность расчетов. Экспериментальное определение χ путем измерения температуры продуктов сгорания в камере затруднено из-за ограниченного ресурса работоспособности термопар при высоких температурах (более 2 500°C) и зашлаковывания спая термопары, что ведет к повышению погрешности измерений [5].

В настоящей работе представлены полуэмпирический метод и результаты экспериментального определения коэффициента тепловых потерь в цилиндрической камере сгорания твердотопливной двигательной установки.

Полуэмпирический метод определения коэффициента тепловых потерь

Для определения коэффициента тепловых потерь использовалась система уравнений адиабатического истечения продуктов сгорания в осредненных по объему камеры переменных [2]:

$$\begin{cases} V \frac{d\rho}{dt} = -\varphi S_{kp} p \frac{\Gamma(k)}{\sqrt{RT}}, \\ \frac{p}{\rho^k} = \text{const}, \\ p = \rho RT, \end{cases}, \quad (1)$$

где V – свободный объем камеры сгорания; ρ , p – плотность и давление газа в камере сгорания; t – время; S_{kp} – площадь критического сечения сопла; k , R , T – показатель адиабаты, газовая постоянная и температура продуктов сгорания;

$$\Gamma(k) = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}.$$

Из системы уравнений (1) следует зависимость для определения изменения безразмерного давления $\pi(\tau) = p(t)/p_0$ от безразмерного времени $\tau = t/t_k$ в процессе адиабатического сброса давления:

$$\pi(\tau) = \left[1 + \frac{k-1}{2} \varphi \tau \sqrt{\chi} \right]^{\frac{2k}{1-k}}, \quad (2)$$

где $p(t)$ – зависимость давления в камере сгорания от времени в период свободного истечения продуктов сгорания; p_0, T_0 – давление и температура в камере сгорания перед сбросом давления; $t_k = V / (S_{кр} \Gamma(k) \sqrt{RT_0})$ – время релаксации свободного объема камеры сгорания; φ – коэффициент расхода сопла.

Из (2) получены соотношения для определения среднего значения коэффициента тепловых потерь:

$$\chi = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \chi_i(\tau_i), \quad \chi_i = \left[\frac{2 \left(\pi_i^{(1-k)/2k} - 1 \right)}{(k-1) \cdot \varphi \cdot \tau_i} \right]^2, \quad (3)$$

где n – количество экспериментальных точек $\chi_i(\tau_i)$, равномерно распределенных на участке сброса давления.

В соотношения (3) входит коэффициент расхода сопла φ . Для его определения проводится отдельный эксперимент по сбросу давления из камеры сгорания с теплоизолирующим покрытием и определением зависимости безразмерного давления $x(\tau) = p(t)/p_0$ от безразмерного времени τ . По результатам измерения $x(\tau)$ получены соотношения для определения среднего значения коэффициента расхода сопла:

$$\varphi = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \varphi_i(\tau_i), \quad \varphi_i = \frac{2}{(k-1) \cdot \tau_i} \cdot \left(x_i^{(1-k)/2k} - 1 \right). \quad (4)$$

Соотношения (3) и (4) получены применительно к адиабатичности процесса истечения после сгорания твердотопливного заряда. Для обеспечения адиабатичности процесса необходимо выполнение условия

$$Q_c \gg Q_{cm}, \quad (5)$$

где Q_c, Q_{cm} – количество теплоты, уходящей из камеры при истечении продуктов сгорания через сопло и через стенки камеры сгорания за время t_k соответственно.

Из условия (5) следует соотношение для выбора необходимого времени релаксации свободного объема камеры сгорания t_k и, соответственно, для определения площади критического сечения сопла $S_{кр}$, полученные при допущении $T_0 \gg T_{cm}$:

$$t_k \ll \frac{p_0}{T_0} \frac{k\Pi}{\alpha(k-1)}, \quad S_{кр} \gg \frac{(k-1)}{k\Gamma(k)} \cdot \frac{\alpha S_{cm}}{p_0} \cdot \sqrt{\frac{T_0}{R}}, \quad (6)$$

где $\Pi = V/S_{cm}$ – приведенная длина камеры сгорания [2].

Экспериментальная установка

Для подтверждения адекватности метода проведена его экспериментальная апробация для модельного РДТТ с вкладным зарядом трубчато-канальной формы. Экспериментальное исследование осуществлялось в два этапа. На первом этапе проводилось определение коэффициента расхода сопла в камере сгорания с теплоизолирующим покрытием, схема которой приведена на рис. 1, а. Камера сгорания состоит из корпуса 1 с внутренним диаметром 53 мм и длиной 200 мм, изготовленного из стали 45, свободный объем камеры сгорания 441 см³, площадь внутренней поверхности стенок 377 см². По внутренней поверхности камеры сгорания установлено теплоизолирующее покрытие 2. На торцевой стенке корпуса установлен сопловой блок 3 в виде цилиндрического сопла с внезапным сужением диаметром $D_{кр} = 7.6$ мм. Внезапное вскрытие сопла для реализации адиабатического процесса

истечения осуществлялось за счет вылета размещенной в сопле грибообразной пробки 4, изготовленной из пороха Н, после ее сгорания. В штуцерах, размещенных на боковой поверхности камеры 1, установлены датчики давления 5 (тензометрический датчик ЛХ-415) и температуры 6 (вольфрам–рениевая термопара ИС-470). В процессе эксперимента измерялась зависимость $x(\tau)$, с использованием которой определялся коэффициент расхода сопла по соотношению (4).

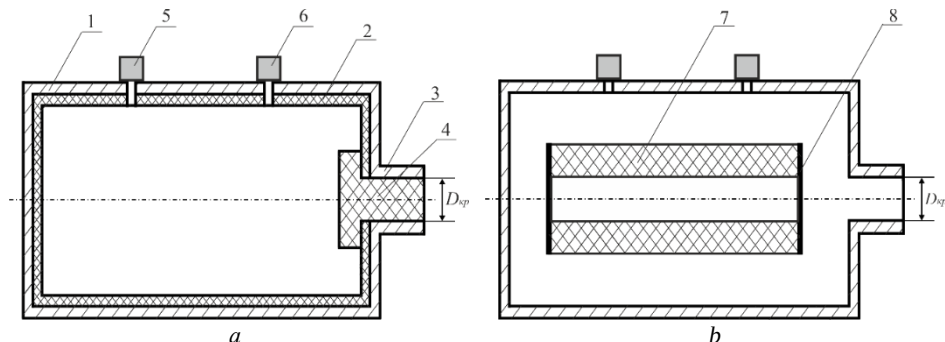


Рис. 1. Схема камеры сгорания с теплоизолирующим покрытием (а) и с вкладным твердо-топливным зарядом (b): 1 – корпус; 2 – теплоизолирующее покрытие; 3 – сопловый блок; 4 – пробка; 5 – датчик давления; 6 – датчик температуры; 7 – трубчато-канальный заряд; 8 – бронировка

Fig. 1. Diagram of a combustion chamber with (a) a heat-insulating coating and (b) an insert solid-propellant charge: 1, casing; 2, heat-insulating coating; 3, nozzle; 4, stopper; 5, pressure sensor; 6, temperature sensor; 7, tubular-channel charge; and 8, armor

На втором этапе проводилось определение коэффициента тепловых потерь в идентичной камере сгорания, но без теплоизолирующего покрытия (рис. 1, b). В качестве твердого топлива использовался трубчато-канальный заряд 7 длиной 90 мм с наружным и внутренним диаметрами 40 и 10 мм, изготовленный из пороха Н, и с забронированными негорючим составом торцевыми поверхностями 8. Данный заряд обеспечивает постоянную поверхность горения за все время функционирования.

Результаты экспериментального исследования

Для определения коэффициента тепловых потерь по представленному методу использовались следующие теплофизические характеристики твердого топлива (порох Н): $R = 297 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$; $k = 1.25$; $T_0 = 2372 \text{ К}$ [6]. Время релаксации свободного объема камеры сгорания, используемое для обезразмеривания переменных, рассчитывалось по соотношению

$$t_k = V / (S_{кр} \Gamma(k) \sqrt{RT_0})$$

и составляло $t_k = 0.0176 \text{ с} \approx 18 \text{ мс}$.

По результатам обработки экспериментов, проведенных в камере сгорания с теплоизолирующим покрытием, по соотношениям (4) получено среднее значение коэффициента расхода сопла

$$\varphi = 0.85 \pm 0.03.$$

Полученное значение хорошо согласуется с расчетом по эмпирической формуле [7] для цилиндрического сопла с внезапным сужением ($\varphi_{рас} = 0.86$).

Результаты измерения зависимости $\pi_i(\tau_i)$ и рассчитанные по соотношениям (3) значения коэффициента тепловых потерь $\chi_i(\tau_i)$ приведены в таблице.

Результаты измерения зависимости $\pi_i(\tau_i)$ и расчета значения коэффициента тепловых потерь $\chi_i(\tau_i)$

n	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
τ_i	0.25	0.50	0.75	1.00	1.25	1.50	1.75	2.00	2.25	2.50	2.75	3.00
π_i	0.81	0.67	0.54	0.44	0.38	0.32	0.25	0.21	0.19	0.15	0.13	0.11
χ_i	0.64	0.59	0.64	0.65	0.59	0.57	0.64	0.63	0.57	0.62	0.60	0.60

Среднее значение коэффициента тепловых потерь по всему времени сброса составило

$$\chi = 0.61 \pm 0.02.$$

На рис. 2 представлена измеренная зависимость $\pi(\tau)$, где точки – экспериментальные данные, линия 1 – расчет $\pi(\tau)$ по соотношению (2) для значений $\phi = 0.85$, $\chi = 0.61$. Для сравнения на рис. 2 приведена расчетная зависимость $\pi(\tau)$ (линия 2) для значений $\phi = 0.85$, $\chi = 1$.

Требуемые значения времени релаксации свободного объема камеры сгорания и диаметра критического сечения сопла для условий проведенных экспериментов, рассчитанные по соотношениям (6), составляют

$$t_k \ll 236 \text{ мс}, S_{кр} \gg 3.8 \text{ мм}^2 (D_{кр} \gg 2.2 \text{ мм}).$$

В расчетах учитывались значение давления в камере сгорания для проведенных экспериментов $p_0 = 4.2 \text{ МПа}$ и типичное значение коэффициента теплоотдачи в камерах сгорания двигательных установок $\alpha = 500 \text{ Вт/(м}^2 \text{ К)}$ [8].

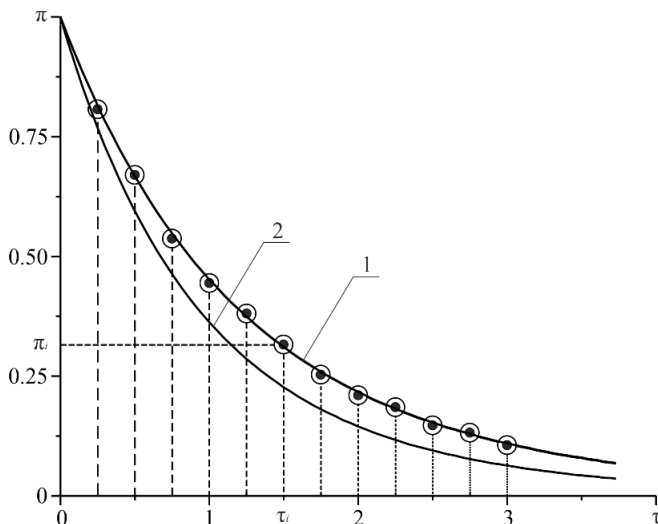


Рис. 2. Зависимость $\pi(\tau)$ при свободном истечении газа после сгорания твердотопливного заряда в камере без теплоизолирующего покрытия: $\odot$ – экспериментальные данные; 1 – расчетная зависимость $\pi(\tau)$ при $\phi = 0.85$, $\chi = 0.61$;

2 – расчетная зависимость $\pi(\tau)$ при $\phi = 0.85$, $\chi = 1$

Fig. 2. $\pi(\tau)$ dependence for a free outflow of gas after combustion of a solid-propellant charge in a chamber without heat-insulating coating: $\odot$ – experimental data; calculated results at (1) $\phi = 0.85$, $\chi = 0.61$ and (2) $\phi = 0.85$, $\chi = 1$

Заключение

1. Предложен полуэмпирический метод определения коэффициента тепловых потерь и коэффициента расхода сопла в камере сгорания энергоустановок с твердотопливным зарядом, основанный на измерении зависимости давления от времени при адиабатическом истечении газа из камеры после сгорания заряда.

2. Представлены соотношения для выбора параметров эксперимента (времени релаксации свободного объема камеры сгорания и диаметра критического сечения сопла), обеспечивающих адиабатичность процесса истечения.

3. Проведена экспериментальная апробация метода для модельного РДТТ с вкладным зарядом трубчато-канальной формы, изготовленным из пороха Н.

4. Получены значения коэффициента расхода для сопла с внезапным сужением ($\varphi = 0.85 \pm 0.03$) и коэффициента тепловых потерь для стальной цилиндрической нетеплоизолированной камеры сгорания с вкладным трубчато-канальным зарядом ($\chi = 0.61 \pm 0.02$), хорошо согласующиеся с эмпирическими формулами Я.М. Шапиро [1] и А.А. Шишкова [7].

5. Рассмотренный метод позволяет определить коэффициент тепловых потерь без использования термопарных измерений и может быть рекомендован для исследования процессов тепломассообмена в твердотопливных, ракетно-прямоточных и гибридных ракетных двигателях.

Список источников

1. Шапиро Я.М., Мазинг Г.Ю., Прудников Н.Е. Теория ракетного двигателя на твердом топливе. М.: Военное изд-во МО СССР, 1966.
2. Райзберг Б.А., Ерохин Б.Т., Самсонов К.П. Основы теории рабочих процессов в ракетных системах на твердом топливе. М.: Машиностроение, 1972.
3. Кирюшкин А.Е., Миньков Л.Л. Моделирование внутрикамерных процессов в ракетном двигателе на твердом топливе с учетом движения поверхности горения // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2021. № 71. С. 90–105. doi: 10.17223/19988621/71/8
4. Бондарчук С.С., Жуков А.С., Зиятдинов М.Х., Дубкова Я.А., Миньков Л.Л., Крайнов А.Ю. Моделирование внутрибаллистических процессов в РДТТ для зарядов с неизвлекаемой формообразующей оснасткой // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2024. № 92. С. 89–100. doi: 10.17223/19988621/92/8
5. Геращенко О.А., Гордов А.Н., Еремена А.К. Температурные измерения: справочник. Киев: Наукова думка, 1989.
6. Зельдович Я.Б., Лейпунский О.И., Либрович В.Б. Теория нестационарного горения пороха. М.: Наука, 1975.
7. Шишков А.А., Панин С.Д., Румянцев Б.В. Рабочие процессы в ракетных двигателях твердого топлива. М.: Машиностроение, 1988.
8. Sutton G.P., Biblarz O. Rocket propulsion elements. John Wiley & Sons, 2011.

References

1. Shapiro Ya.M., Mazing G.Yu., Prudnikov N.E. (1966) *Teoriya raketnogo dvigatelya na tverdom toplive* [Theory of solid-propellant rocket engines]. Moscow: Voenizdat MO SSSR.
2. Rayzberg B.A., Erokhin B.T., Samsonov K.P. (1972) *Osnovy teorii rabochnikkh protsessov v raketnykh sistemakh na tverdom toplive* [Fundamentals of the theory of working processes in solid-propellant rocket systems]. Moscow: Mashinostroenie.

3. Kiryushkin A.E., Min'kov L.L. (2021) Modelirovanie vnutrikamernykh protsessov v raketnom dvigatele na tverdom toplive s uchetoм dvizheniya poverkhnosti goreniya [Numerical simulation of intra-chamber processes in a solid rocket motor with account for burning surface motion]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 71. pp. 90–105. doi: 10.17223/19988621/71/8
4. Bondarchuk S.S., Zhukov A.S., Ziatdinov M.Kh., Dubkova Ya.A., Min'kov L.L., Kraynov A.Yu. (2024) Modelirovanie vnutriballisticheskikh protsessov v RDTT dlya zaryadov s neizvlekaemoy formoobrazuyushchey osnastkoy [Modeling of intra-ballistic processes in solid rocket motors for charges with non-removable forming rig]. *Vestnik Tomskogo gosudarstvennogo universiteta. Matematika i mekhanika – Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics*. 92. pp. 89–100. doi: 10.17223/19988621/92/8
5. Gerashchenko O.A., Gordov A.N., Eremena A.K. (1989) *Temperaturnye izmereniya. Spravochnik* [Temperature measurements. Handbook]. Kyiv: Naukova Dumka.
6. Zel'dovich Ya.B., Leypunskiy, O.I. Librovich V.B. (1975) *Teoriya nestatsionarnogo goreniya porokha* [Theory of unsteady combustion of gunpowder]. Moscow: Nauka.
7. Shishkov A.A., Panin S.D., Rumyantsev B.V. (1988) *Rabochie protsessy v raketnykh dvigatelyakh tverdogo topliva* [Working processes in solid-propellant rocket engines]. Moscow: Mashinostroyeniye.
8. Sutton G.P., Biblarz O. (2011) *Rocket Propulsion Elements*. John Wiley & Sons.

Сведения об авторах:

Архипов Владимир Афанасьевич – доктор физико-математических наук, профессор, заведующий отделом Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета (Томск, Россия). E-mail: leva@niipmm.tsu.ru

Басалаев Сергей Александрович – кандидат физико-математических наук, инженер-исследователь Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета (Томск, Россия). E-mail: tarm@niipmm.tsu.ru

Перфильева Ксения Григорьевна – кандидат физико-математических наук, инженер-исследователь Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета (Томск, Россия). E-mail: k.g.perfiljeva@yandex.ru

Порязов Василий Андреевич – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник лаборатории проблем опасных космических объектов физико-технического факультета Томского государственного университета (Томск, Россия). E-mail: poryazov@ftf.tsu.ru

Information about the authors:

Arkhipov Vladimir A. (Doctor of Physics and Mathematics, Professor, Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: leva@niipmm.tsu.ru

Basalaev Sergey A. (Candidate of Physics and Mathematics, Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: tarm@niipmm.tsu.ru

Perfil'eva Kseniya G. (Candidate of Physics and Mathematics, Research Institute of Applied Mathematics and Mechanics of Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: k.g.perfiljeva@yandex.ru

Poryazov Vasily A. (Candidate of Physics and Mathematics, Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation). E-mail: poryazov@ftf.tsu.ru

Статья поступила в редакцию 29.10.2025; принята к публикации 08.12.2025

The article was submitted 29.10.2025; accepted for publication 08.12.2025