

М. В. Таран, В. Г. Мороз

ТЕОРЕТИКО-ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ОЦІНЮВАННЯ ЕРОЗІЙНОГО ГОРІННЯ ЗАРЯДУ ТВЕРДОГО РАКЕТНОГО ПАЛИВА

Високі вимоги до рівня витратно-тягових характеристик, що ставлять до сучасних твердопаливних двигунів в умовах жорстких масово-габаритних обмежень, потребують високого рівня заповнення камери згоряння твердим паливом. При цьому в процесі горіння заряду часто реалізується режим «ерозійного» горіння (збільшення швидкості горіння зі зростанням швидкості потоку продуктів згоряння твердого палива в каналі заряду). Зазначений режим може відігравати як негативну (нерозраховане підвищення тиску в камері), так і позитивну роль (наприклад, збільшення тягоозброєності під час старту ракети). Це явище характерне для маршових двигунів ракет різного призначення (ракетні системи залпового вогню, зенітні керовані ракети, тактичні й авіаційні, стартоворозгінні ступені). Запропоновано методику розрахунку внутрішньобалістичних характеристик твердопаливного двигуна за наявності ерозійного горіння, яка потребує відносно незначних затрат часу та ресурсів. Методика базується на еквідистантній моделі горіння заряду з розбиванням його по довжині на ряд ділянок. Для кожного моменту часу роботи двигуна проводять розрахунок поверхні горіння та площі прохідного перерізу каналу кожної окремої ділянки з урахуванням впливу ерозійного ефекту, загальну поверхню горіння обчислюють як суму поверхонь горіння всіх ділянок. Швидкість газового потоку в каналі заряду на кожній ділянці визначають за допомогою газодинамічних функцій. Масова витрата двигуна є сумою масоприходів від усіх ділянок, при цьому швидкість горіння на кожній ділянці обчислюють з відповідним коефіцієнтом ерозії. Проведено розрахунки тиску в камері згоряння з використанням чотирьох варіантів моделей ерозійного горіння, запропонованих різними авторами. Усі моделі показали достатню для проєктної оцінки збіжність з результатами випробувань експериментального РДТП (зокрема, за рівнем максимального тиску та часу роботи). Обрана за результатами модель ерозійного горіння може бути використана під час проєктування нових двигунів на подібному за хімічним складом твердому паливі з подальшим уточненням параметрів цієї моделі на тестових зразках.

Ключові слова: ракетний двигун, тверде паливо, ерозійне горіння, внутрішньобалістичні характеристики.

The high demands for the flow rate and thrust characteristics specified for the modern solid-propellant rocket motors (SRM) under the strict mass and overall dimensions constraints require high level of mass fraction of propellant. And in the process of propellant grain combustion, erosive burning often takes place (increase of propellant burning rate depending on combustion products flow rate along the grain channel). This may play both negative (off-design increase of chamber pressure) and positive role (for example, increasing the launch thrust-to-weight ratio of the rocket). It is typical of the main SRMs of various rocket systems (multiple launch rocket systems, anti-aircraft guided missiles, tactical missiles, boosters). This paper proposes a methodology for calculating the internal ballistic characteristics of a solid propellant rocket motor under erosive burning, which is relatively time and resource consuming. The methodology is based on equidistant model of propellant grain combustion, where grain is divided lengthwise into a number of intervals. For any point of time during the engine operation, burning area and port area of each interval are calculated, taking into account erosive impact on each interval; total burning area is the sum of all intervals burning areas. Gas flow rate in each interval of the grain channel is calculated using gas-dynamic equations. The motor mass flow rate is a mass input sum of all the intervals; and the burning rate in each interval is estimated with proper erosion factor. The combustion chamber pressure had been calculated for four erosive burning models proposed by different authors. All the models showed convergence with the experimental SRM test data sufficient for engineering estimate (in particular, for maximum chamber pressure and combustion time). Selected as a result erosive burning model may be used to design new motors with solid propellants similar in chemical composition, and the model parameters are to be further customized using the test specimens.

Key words: rocket motor, solid propellant, erosive burning, internal ballistic characteristics.

Вступ

Сучасні ракетні двигуни твердого палива (РДТП) різноманітного призначен-

ня відрізняються високим рівнем енергомасової довершеності і, відповідно, щільності заповнення камери згоряння паливом. Внаслідок цього виникають високі

швидкості газового потоку в каналі заряду (до 300–600 м/с), особливо в початковий момент роботи. В умовах обдування поверхні твердого палива високоентальпійним потоком продуктів горіння виникає ефект так званого ерозійного горіння – підвищення швидкості горіння палива [5]. Незважаючи на тривалий час вивчення (з 40-х років минулого століття), у різних країнах єдиної теоретичної моделі цього явища дотепер не існує, дослідження значною мірою базуються на порівнянні з експериментальними даними. Спостерігається також ефект негативного ерозійного горіння – зменшення швидкості горіння твердого палива у деякому діапазоні швидкостей обдування.

Ефект ерозійного горіння при визначенні внутрішньобалістичних параметрів РДТП враховується через коефіцієнт ерозії

$$\varepsilon = u_{\text{ер}} / u_0,$$

де $u_{\text{ер}}$ – швидкість ерозійного горіння; u_0 – швидкість безерозійного горіння.

На цей час існує декілька відомих співвідношень для ε , запропонованих різними дослідниками, які використовують у практиці проектування [1–4].

Під час ерозійного горіння спостерігається «деформація» поверхні горіння порівняно з безерозійним. На частині заряду, на якій спостерігаються високі швидкості газового потоку, відбувається випереджувальне зміщення фронту горіння (у тому числі більш ранній вихід на корпус РДТП), що в кінцевому результаті приводить до зміни діаграми витратно-тягових характеристик. Ерозійне горіння може призвести як до негативного ефекту – непередбачуваний нерозрахований тиск у камері згоряння, так і до позитивного – контрольований запланований ріст тиску та тяги на початковому етапі роботи двигуна. Найбільш значно впливає ерозійне горіння на внутрішньобалістичні та витратно-тягові характеристики РДТП з малим часом роботи (РДТП РСЗВ, ПТРК, стартоворозгінні).

Як приклад, на рис. 1 показано вплив ерозійного горіння на зміну тиску в камері згоряння для експериментального двигуна (рис. 2) з каналом великого подовження типу «зірка» (подовження заряду становить 7,5, подовження каналу заряду – 11).

На рис. 1 видно, що крива, отримана без урахування ерозії, на початку роботи двигуна істотно віхиляється від кривої, отриманої за результатами експерименту (коефіцієнт детермінованості [8], що характеризує близькість кривих, становить 0,4656).

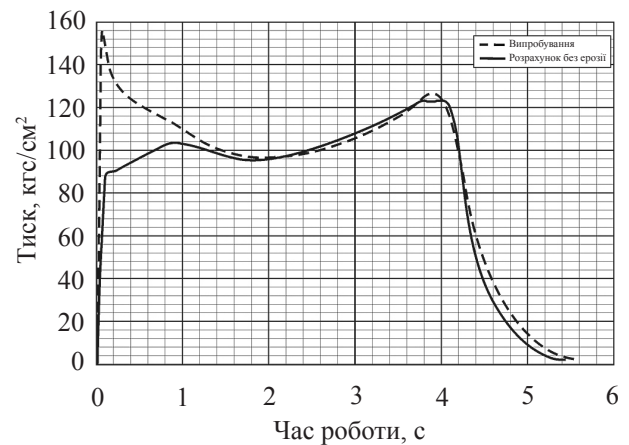


Рис. 1. Тиск у камері згоряння під час випробувань і розрахунок без ерозії

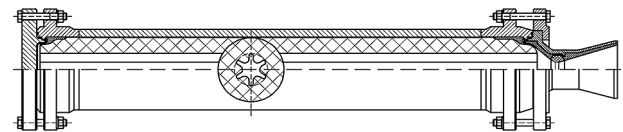


Рис. 2. Схема експериментального двигуна

У зв'язку з цим виникає необхідність урахування впливу ерозійного горіння на витратно-тягові характеристики вже на стадії проектування для зменшення ризиків і вартості розроблення ракетних систем.

Математична модель внутрішньокамерних процесів

Процеси, що відбуваються в камері згоряння РДТП під час його роботи, у загальному вигляді описує система рівнянь збереження маси, імпульсу й енергії. Замикають систему рівняння стану та зміни поверхні горіння заряду [6].

Методика розрахунку внутрішньокамерних параметрів, що поєднує в собі розрахунок термогазодинамічних параметрів та одночасну зміну геометричних параметрів (нерівномірного вигорання заряду та швидкості горіння заряду), є складною в реалізації

та затратною в обчислювальних ресурсах і часі проведення розрахунків. У випадку зарядів зі складною формою каналу, якими є заряди сучасних РДТП, цей підхід є невикористовуваним і трудомістким у разі необхідності розрахунку на етапі проектування значної кількості варіантів.

Побудуємо методику оцінювання внутрішньобалістичних характеристик РДТП з урахуванням ефекту ерозійного горіння, яка потребує відносно незначних затрат часу та ресурсів.

Методика та послідовність розрахунків

Заряд твердого палива розіб'ємо на ділянки за довжиною. На кожній з ділянок визначимо залежності поверхні горіння $S(e)$ і площі прохідного перерізу $F_{\text{прох}}(e)$ від товщини палива, що згоріло e (у подальшому будемо називати цю величину зводом). При цьому розрахунок відбувається на основі еквідистантного вигорання заряду з постійним кроком за зводом Δe .

1. На кожній ділянці за довжиною визначаємо швидкість газового потоку з використанням газодинамічної функції $q(\lambda)$.

$$q(\lambda) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \lambda \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}};$$

$$q(\lambda) = \frac{F_{\text{кр}}}{F_{\text{прох}}} \left(1 - \frac{S_{\text{прав}}}{S_{\Sigma}}\right),$$

де q – газодинамічна функція; λ – зведена швидкість (швидкісний коефіцієнт); k – показник адіабати; $F_{\text{кр}}$ – площа критичного перерізу сопла; $F_{\text{прох}}$ – площа прохідного перерізу каналу; $S_{\text{прав}}$ – площа поверхні горіння до перерізу праворуч; S_{Σ} – сумарна поверхня горіння заряду.

2. Виходячи зі значення функції $q(\lambda)$, визначаємо зведену швидкість λ з таблиць газодинамічних функцій [7] і швидкість потоку

$$V = a_{\text{кр}} \cdot \lambda;$$

де V – швидкість газового потоку; $a_{\text{кр}}$ – швидкість звуку в критичному перерізі сопла.

3. Визначаємо коефіцієнт ерозії ε відповідно до обраної моделі ерозійного горіння.

4. Визначення приросту за зводом і значення зводу на наступному кроці для кожної ділянки:

$$\Delta h_i = \Delta e \cdot \varepsilon_i;$$

$$e_i = e_{i-1} + \Delta h_i,$$

де Δh_i – приріст кроку за зводом на i -тій ділянці; Δe – крок за зводом; ε_i – коефіцієнт ерозії на i -тій ділянці.

5. Вираховуємо значення поверхні горіння та площі прохідного перерізу із залежностей $S_i = S(e_i)$ і $F_i = F_{\text{прох}}(e_i)$ на кожній ділянці за довжиною заряду (рис. 3):

$$e_i = e_{i-1} + \Delta h_i.$$

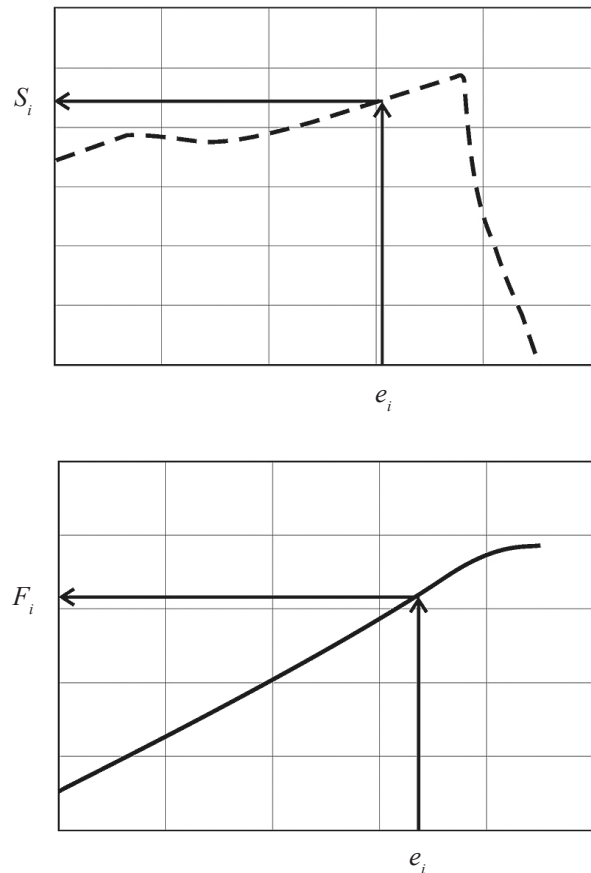


Рис. 3. Графічне зображення визначення функції

6. Сумарне значення поверхні горіння на зводі e_i :

$$S_{\Sigma}(e_i) = \Sigma S_i.$$

7. Обчислення тиску в камері згорання проводять за формулою Борі, яка забезпечує прийнятну точність на сталому режимі роботи РДТП:

$$P_i = \left[\frac{\rho_n \sum_i S_i u_i \varepsilon_i}{AF_{кр}} \right]^{\frac{1}{1-\nu}},$$

де P_i – тиск на i -тому зводі; ρ_n – густина палива; u_i – коефіцієнт у законі горіння (одична швидкість); A – витратний коефіцієнт; ν – показник степеня в законі швидкості горіння.

8. Повторюючи обчислення для кожного зводу, визначають залежність тиску в камері згорання з урахуванням ерозійного ефекту.

Перевірка методики

Працездатність запропонованої методики перевіряли на основі результатів випробувань для експериментального двигуна (рис. 2).

Для опису експериментальних даних використовували форми представлення коефіцієнта ерозії ε різними авторами з метою вибору найбільш «відповідного» за критерієм максимального збігу розрахункової й експериментальної залежності внутрішньобалістичних характеристик.

У літературі та на практиці прийнято визначати ерозійну швидкість горіння через добуток стаціонарної швидкості горіння та коефіцієнта ерозії

$$u_{ер} = u_0 \cdot \varepsilon,$$

де $u_{ер}$ – ерозійна швидкість горіння; u_0 – номінальна швидкість горіння; ε – коефіцієнт ерозії.

Багато дослідників під час розрахунку коефіцієнта ерозії використовують залежність [1] (варіант 1)

$$\varepsilon = \begin{cases} 1, & \text{якщо } V_i < 8 \\ 1 + 0,105(V_i - 8), & \text{якщо } V_i \geq 8 \end{cases},$$

де $V_i = \frac{\rho w}{\rho_n u_{n0}} \sqrt{c_{f0}}$ – параметр Вілюнова;

$$c_{f0} = f(R_e).$$

Результати розрахунку за запропонованою методикою з використанням цього закону ерозії показано на рис. 4.

Коефіцієнт детермінованості на сталому режимі роботи двигуна для цього варіанта становить 0,9361.

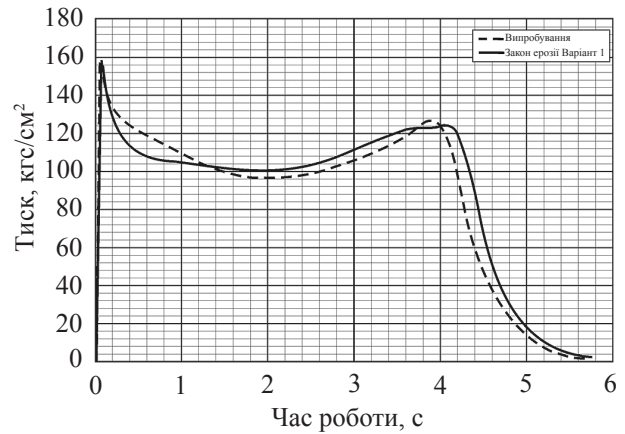


Рис. 4. Зміна тиску за часом роботи для варіанта 1

У роботі [2] запропоновано таку залежність для визначення коефіцієнта ерозії (варіант 2):

$$\varepsilon = 1 + 0,023(g^{0,8} - g_{th}^{0,8})H(g - g_{th});$$

$$g = g_0 \left(\frac{R_{e0}}{1000} \right)^{-0,125},$$

де $g_0 = \frac{G}{\rho u}$; $g_{th} = 35,0$; $H = 170$.

Результати розрахунків з використанням цього коефіцієнта ерозії для експериментального двигуна наведено на рис. 5.

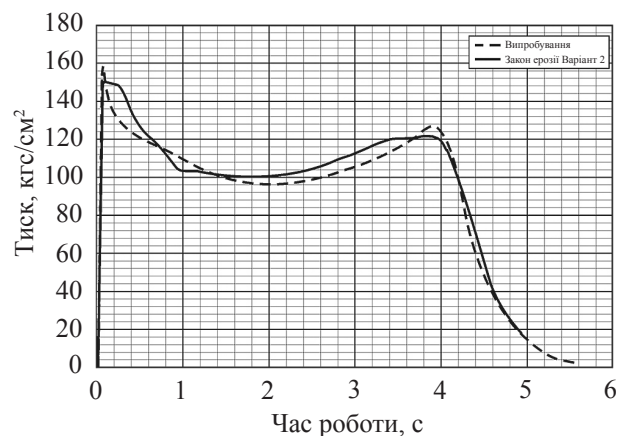


Рис. 5. Зміна тиску за часом роботи для варіанта 2

Для цього варіанта коефіцієнт детермінованості результатів становить 0,9137.

У роботі [3] запропоновано напівемпіричну залежність (варіант 3)

$$\varepsilon = \frac{1 + B \left(\frac{v}{v_{\text{пор}}} \right)^\alpha \left(\frac{v}{v_{\text{пор}}} \right)^n}{1 + B \left(\frac{v}{v_{\text{пор}}} \right)^\alpha},$$

де $v_{\text{пор}}$ – порогова швидкість газопотоку; $B = 2$; $\alpha = 0,92$; $n = 1$.

Використовуючи в розрахунках наведену залежність, отримали діаграму, що подана на рис. 6. Коефіцієнт детермінованості на сталому режимі роботи становить 0,9084.

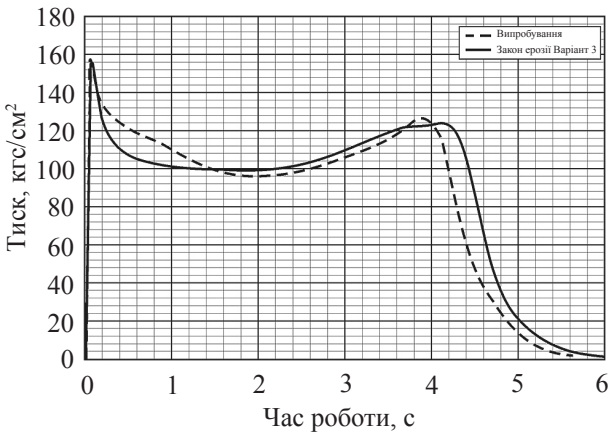


Рис. 6. Зміна тиску за часом роботи для варіанта 3

За результатами вогневих стендових випробувань у роботі [4] визначено такі параметри ерозійного горіння (варіант 4):

$$\varepsilon = \begin{cases} 1, & \text{якщо } V < V_{\text{пор}} \\ 1 + k_v (V - V_{\text{пор}}), & \text{якщо } V \geq V_{\text{пор}} \end{cases},$$

де $k_v = 0,0025$; $V_{\text{пор}} = 60$ м/с.

Результати розрахунків для експериментального двигуна з використанням наведених параметрів показано на рис. 7.

Коефіцієнт детермінованості для цього варіанта становить 0,9662.

Усі розглянуті закони показали досить непогану збіжність з результатами випробувань. Найбільший збіг між теоретичною кривою й експериментальними даними

спостерігається при використанні законів варіантів 3 і 4. При цьому ряд параметрів цих моделей підбирають з умови максимального збігу з експериментальною кривою тиску. У моделях варіантів 1 і 2 не потребується додаткового визначення жодних коефіцієнтів, але результати розрахунків значною мірою розходяться з результатами експериментів.

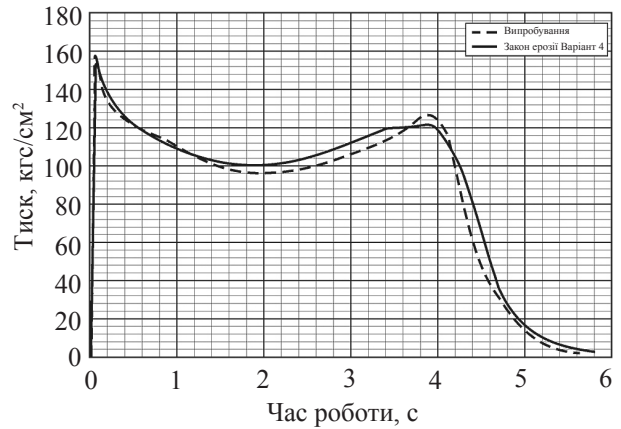


Рис. 7. Зміна тиску за часом роботи для варіанта 4

Для обраного модельного двигуна на ДП «КБ «Південне» було уточнено параметри в законі ерозії варіанта 4, що забезпечують найкращий збіг результатів експерименту з розрахунковими даними (варіант 5):

$$\varepsilon = \begin{cases} 1, & \text{якщо } V < V_{\text{пор}} \\ 1 + k_v (V - V_{\text{пор}}), & \text{якщо } V \geq V_{\text{пор}} \end{cases},$$

де $k_v = 0,0085$; $V_{\text{пор}} = 60$ м/с.

Результати показано на рис. 8.

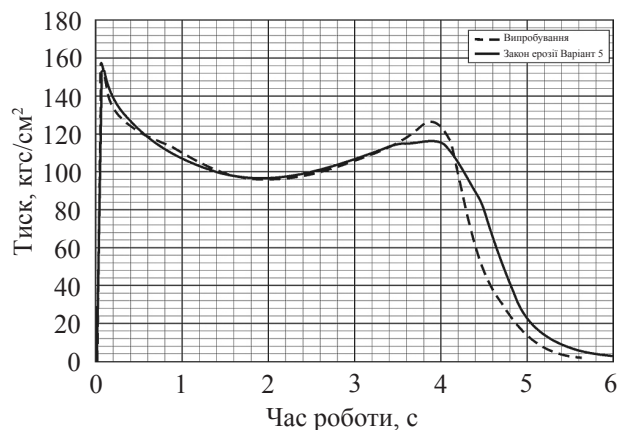


Рис. 8. Зміна тиску за часом роботи для варіанта 5

Як видно з наведених графіків, підбір коефіцієнтів у законі ерозії дозволяє досить точно прогнозувати зміну тиску в камері згоряння на сталому режимі роботи. При цьому коефіцієнт детермінованості кривих тиску становить 0,9757 і є максимальним серед розглянутих варіантів. Оскільки характер ерозійного горіння значною мірою визначається теплофізичними характеристиками палива та продуктів згоряння, отримані співвідношення для обчислення коефіцієнта ерозії можуть бути використані під час проектних розроблень інших РДТП на паливі з близьким хімічним складом.

Висновки

У статті розглянуто закони ерозійного горіння твердого ракетного палива, отримані різними авторами на основі теоретично-експериментальних досліджень.

Запропоновано методику розрахунку внутрішньобалістичних характеристик РДТП з урахуванням ерозійного горіння. Цей метод дозволяє оперативно проводити розрахунки на етапі проектування двигуна, не вимагає великих затрат часу та використовує при цьому доступний обчислювальний потенціал.

Список використаної літератури

1. Архипов В. А. Эрозионное горение конденсированных систем. Сб. тр. IX Всерос-

сийской науч. конф. 2016 г. (ФППСМ-2016). Томск, 2016.

2. Mukunda H. S., Paul P. J. Universal behaviour in erosive burning of solid propellants. *Combustion and flame*, 1997.

3. Сабденев К. О., Ерзда М., Зарко В. Е. Природа и расчет скорости эрозионного горения твердого ракетного топлива. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013. Вып. 4.

4. Евланова О. А., Евланов А. А., Николаева Е. В. Идентификация параметров эрозионного горения топлива по данным огневых стендовых испытаний. *Известия ТулГУ. Техн. науки*. 2014. Вып. 12, ч. 1.

5. Yanjie Ma, Futing Bao, Lin Sun, Yang Liu, and Weihua Hui. A New Erosive Burning Model of Solid Propellant Based on Heat Transfer Equilibrium at Propellant Surface. *Hindawi International Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 2020, Article ID 8889333.

6. Williams, Forman A., *Combustion Theory*. The Benjamin. Cummings Publishing Co., Menlo Park, 1985.

7. Иров Ю. Д., Кейль Э. В., Маслов Б. Н., Павлухин Ю. А., Породенко В. В., Степанов Е. А. Газодинамические функции. *Машиностроение, Москва*, 1965.

8. Вильям Орвис. EXCEL для ученых, инженеров и студентов. Киев: «Юниор», 1999.

Стаття надійшла 09.02.2024