

С.С. Василів, О.Л. Токарева

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА МЕТОДИКА ВИЗНАЧЕННЯ ШВИДКОСТІ ГОРІННЯ ТВЕРДОГО РАКЕТНОГО ПАЛИВА З ЕЛЕКТРОПРОВІДНИМИ ПРОДУКТАМИ РЕАКЦІЇ В ПРИЛАДІ ПОСТІЙНОГО ТИСКУ

Анотація. Актуальність тематики даної роботи визначається необхідністю створення науково інформаційної бази процесу горіння твердих ракетних палив, що розробляються для перспективних ракетних двигунів. Мета роботи – розробка методики визначення швидкості горіння твердого ракетного палива з мінімальними похибками, обумовленими надлишковим утворенням електропровідних продуктів реакції в експериментальному приладі. Розроблено експериментальну методику вимірювання швидкості горіння твердого ракетного палива з електропровідними продуктами реакції в приладі постійного тиску (бомбі Кроуфорда). Відпрацювання методики проведено на зразках твердопаливних композицій на основі нітрату калію. Методика може бути використана при визначенні швидкості горіння високоенергетичних матеріалів з надлишковим утворенням електропровідних продуктів реакції в експериментальних приладах постійного тиску.

Ключові слова: тверде паливо, швидкість горіння, електропровідність, експериментальна методика.

Постановка проблеми. Одне з головних завдань проведення експериментальних досліджень полягає у створенні науково-інформаційної бази характеристик процесу горіння твердих ракетних палив (ТРП), що розробляються, для проектування та розробки енергосилових установок і технологічних процесів. Основними характеристиками горіння таких твердих палив стосовно енергосилових установок є залежність лінійної швидкості горіння від тиску, визначення показника ступеню в законі швидкості горіння, одиничний імпульс, рівний приросту величини тяги, що реалізується при згорянні одиниці маси палива, а також склад і характеристики конденсованих продуктів.

Швидкість горіння – основна балістична характеристика твердого палива, необхідна під час проектування двигуна. Вона залежить від багатьох факторів, зокрема тиску в камері згорання, початкової температури заряду, швидкості обдуву поверхні газом. Для проектування необхідно знати залежність швидкості горіння палива від тиску. Для цього в досліді здійснюють спалювання ма-

лих зразків палива, або досліджують роботу невеликих двигунів при декількох відносно постійних значеннях тиску. При розробці сучасних ракетних рухових установок на основі ТРП велике значення має створення діагностичних комплексів для дослідження процесів горіння ТРП у стаціонарних та нестаціонарних режимах в широкому діапазоні параметрів.

На сьогодні теоретичні моделі не дозволяють розраховувати швидкість горіння з необхідною точністю через те, що відсутнє детальне розуміння механізмів фізико-хімічних процесів, що відбуваються в зоні реакцій. Експериментальні методи дозволяють порівняно просто отримувати необхідні дані в стаціонарному режимі, проте вимірювання в нестаціонарних умовах проводити набагато складніше. Експериментальні дані щодо залежності швидкості стаціонарного горіння від тиску і початкової температури палива використовуються для ідентифікації нестаціонарної швидкості горіння при розробці непрямих методів вимірювання нестаціонарної швидкості горіння ТРП (методи зворотних завдань внутрішньої балістики) [1].

Мета дослідження – розробка експериментальної методики визначення швидкості горіння твердого ракетного палива без похибок, обумовлених надлишковим утворенням електропровідних продуктів реакції в приладі постійного тиску.

Для вивчення закономірностей нормального горіння твердих палив використовується бомба постійного тиску (БПТ) [2]. За допомогою БПТ можна визначити швидкість горіння при різних постійних тисках, залежність процесу горіння від початкової температури, склад продуктів горіння залежно від тиску та профіль температур у зоні горіння. БПТ також може використовуватись для дослідження процесів детонації ТРП. Цей пристрій відомий також під назвою «бомба Кроуфорда».

Для спостереження за ходом горіння та визначення його швидкості використовують різні способи [3-7]. В даний час відомі способи визначення швидкості горіння ТРП з реєстрацією переміщення поверхні горіння методами кіно-або відеозйомки процесу горіння палива, з використанням мікрохвильової техніки, світлореєстраторів, вимірювання ємності або електропровідності продуктів згоряння, а також теоретичні способи визначення швидкості тиску, отриманої при випробуваннях ракетних двигунів, від часу [2].

Всі ці методи мають низку недоліків, одним із головних є недосконалість систем реєстрації переміщення фронту горіння – основного показника для розрахунку швидкості горіння. Недоліком мікрохвильового НВЧ-методу є помил-

ка визначення швидкості горіння, обумовлена невизначеністю діелектричної проникності різних ТРП.

Під час проведення експериментів використовувався спосіб визначення швидкості горіння ТРП з використанням плавких електричних дротяних сигналізаторів. При проходженні фронту горіння через ці сигналізатори вони плавляться і перегорають, що супроводжується стрибкоподібним зростанням опору електричного ланцюга сигналізаторів. Ці моменти фіксуються системою реєстрації. Як правило, через заздалегідь просвердлені отвори в броньованому зразку палива пропускаються тонкі дроти. Кінці дротів, що проходять через верхній отвір, кріпляться до контактних. Контактна пробка вставляється в бомбу і притискається кришкою, що обтулюється. До відповідних контактів приєднуються дроти запалу та дроти, що йдуть до реле, які включають та вимикають електросекундомір. Електрична схема визначення швидкості горіння представлена на рис. 1.

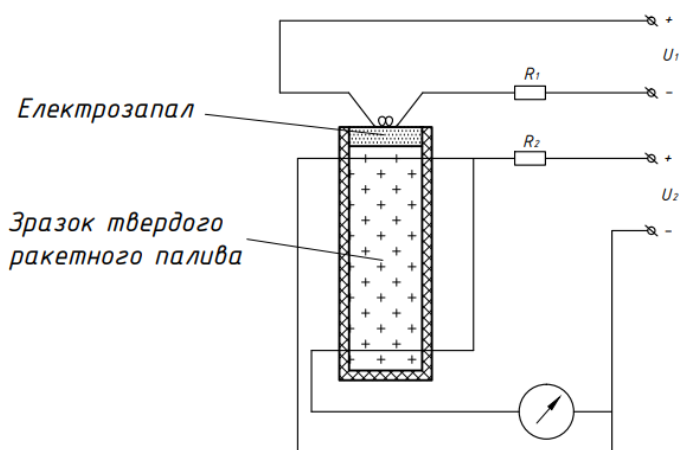


Рисунок 1 – Електрична схема для вимірювання швидкості горіння методом електричних дротяних сигналізаторів

При ввімкненні напруги U_1 нагрівається тонкий провідник і електрозапал підпалює зразок. Струм у вимірювальному колі протікає через резистор R_2 і верхній дріт. При наближенні фронту полум'я, верхній дріт перегорає і тоді струм протікає через резистор і електросекундомір, який починає відлік часу. При перегоранні нижнього дроту, коло розмикається і електросекундомір закінчує відлік часу.

Швидкість горіння визначається із співвідношення:

$$u = \frac{L_0}{t_2 - t_1},$$

де L_0 – відстань між сигналізаторами або база (довжина контрольної ділянки зразка, на якій визначається швидкість горіння); t_1 и t_2 – моменти часу, що відповідають перегоранню першого та другого сигналізаторів. Але у випадку значної провідності продуктів горіння такий метод вимірювання має значні похибки, або навіть перестає працювати.

Випробування зразків твердого ракетного палива проводилося в зробленій на експериментальній базі Інституту технічної механіки НАН України і ДКА України бомбі постійного тиску. Принцип її роботи полягає, як вже було описано вище, в торцевому горінні зразка, броньованому по боковій поверхні, і перепалюванні провідників, розміщених на відомій відстані. При цьому через провідники тече струм і реєструється зміна їх провідності при проходженні фронту горіння. Об'єм бомби заповнюється інертним газом (зазвичай азотом), а необхідний тиск підтримується дренажним клапаном. Схема установки показана на рис. 2. Пневмогідросхема установки (рис. 3) забезпечує наддув бомби, підтримку тиску на заданому рівні та дренаж газів з установки.

Для комп'ютерної фіксації даних використовувався аналогово-цифровий перетворювач (АЦП) Е14-440-М з максимальною частотою реєстрації 400 кГц, з 16 диференційними каналами (32 зі спільною землею).

Проведені експериментальні дослідження швидкості горіння зразків твердого ракетного палива виявили ряд недоліків, що призводять до спотворення даних. Так, в процесі проведення випробувань виявилось, що при горінні зразка палива виділяється велика кількість сажоподібних продуктів реакції на внутрішній броньованій оболонці експериментального приладу. Їх провідність достатня для протікання струму, який фіксується аналого-цифровим перетворювачем. Таким чином, не можливо визначити мітку часу початку, чи кінця горіння базової відстані.



Рисунок 2 – Бомба постійного тиску

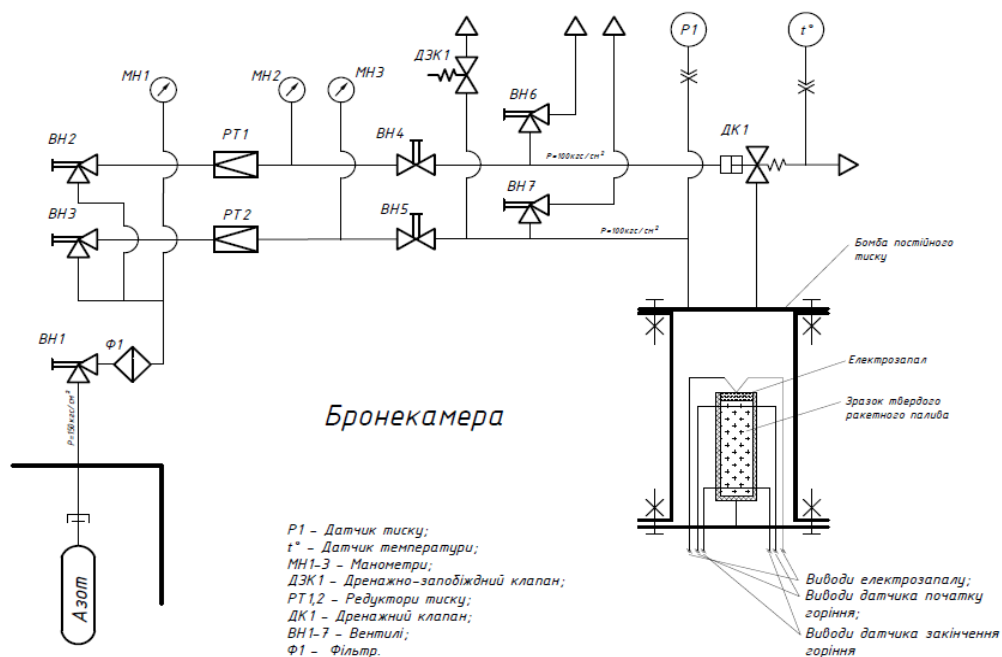
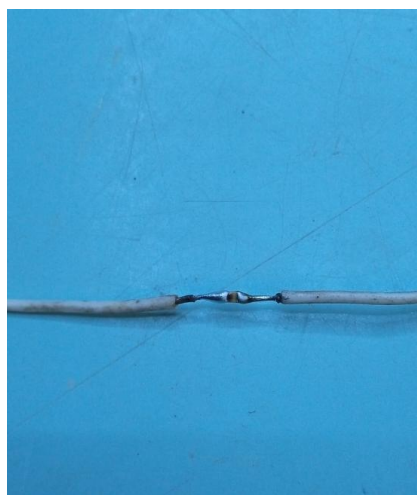


Рисунок 3 – Пневмогідравлічна схема бомби постійного тиску

Для вирішення цієї проблеми було розроблено та втілено технічне рішення. Для цього виготовлено спеціальний прилад (рис. 4 а), який являє собою здвоєний генератор (принципова схема показана на рис. 5), в коливальні контури якого підключалися конденсатори стандарту SMD (рис.4 б).



а)



б)

Рисунок 4 – Здвоєний генератор а), та датчики, виготовлені на основі конденсаторів б) стандарту SMD

Така конструкція вклеюється замість провідників у зразки.

Принцип роботи такого рішення наступний. На виходах генератора формується сигнал у вигляді прямокутних імпульсів. При перепалюванні конден-

саторів не важливо, чи проводять струм продукти горіння, чи залишки зразка палива. Конденсатор виходить з ладу, генератор перестає працювати, а АЦП реєструє вже не імпульси, а постійний струм або його відсутність. Реєстрація АЦП постійного струму використовується як мітка часу завершення експерименту.

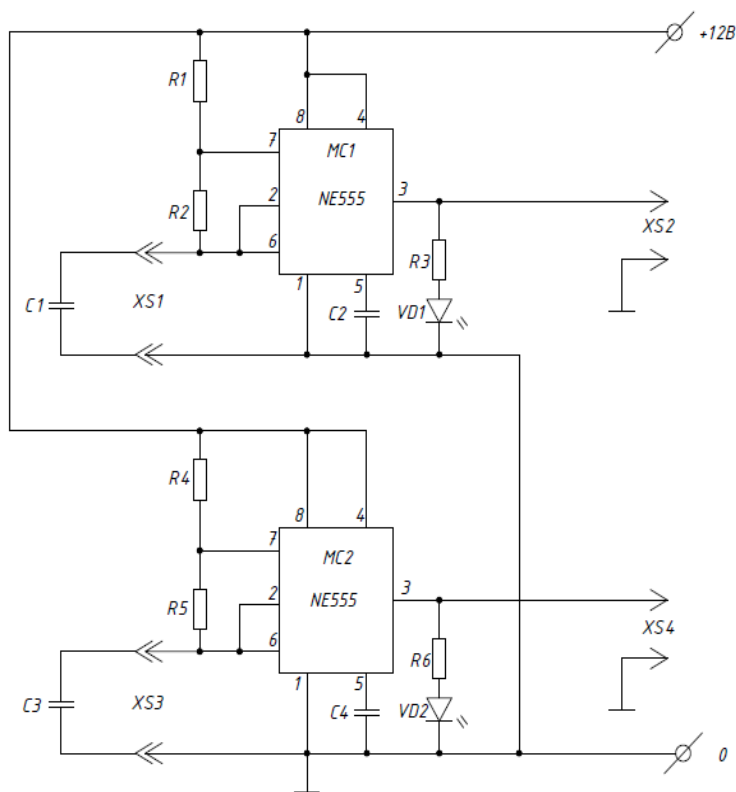


Рисунок 5 – Електрична принципова схема здвоєного генератора

Експериментальну методику відпрацьовано на зразках твердопаливних композицій на основі нітрату калію. Під час проведення експериментів АЦП працював на частоті 20 кГц, тому точність вимірювання часу складає половину від періоду коливань, тобто $\pm 0,0005$ с.

Висновки. Розроблено експериментальну методику вимірювання швидкості горіння зразків твердого палива в бомбі постійного тиску з метою визначення закону швидкості горіння продуктів згорання твердопаливних композицій. У процесі досліджень розроблено та впроваджено технічне рішення, яке дозволило знизити величину похибки вимірювання, обумовленої надлишковим утворенням електропровідних продуктів реакції в приладі постійного тиску.

Експериментальна методика відпрацьована на зразках твердопаливних композицій на основі нітрату калію та може використовуватися при визначенні швидкості горіння твердих високоенергетичних матеріалів з надлишковим утворенням електропровідних продуктів реакції в експериментальних приладах.

ЛІТЕРАТУРА

1. Основи теорії та проектування РДТП / Габрінець В.О., Горбенко Г.А., Гумницький В.П., Джур Є.О., Кучма Л.Д., Пронь Л.В. – Дніпропетровськ : АРТ-ПРЕС, 2004. – 200 с.
2. J.M. Munoz Tejada, Nicolas de Jong, Guillermo Reales Gutierrez, David Moreno Lopez, Maria Gonzalez Rodriguez, Javier Revilla Veleda. Literature studies and experimental characterization of multiple solid propellant regression rates using Crawford bomb method / 71th International Astronautical Congress. 2020. – 9 p.
3. Gupta G., Jawale L., Mehilal, Bhattacharya B. Various methods for the determination of the burning rates of solid propellants - an overview // Central European Journal of Energetic Materials. – 2015. – 12(3). – P.593 – 620.
4. Zarko V.E. and Kuo K.K. Critical review of methods for regression rate measurements of condensed phase systems // International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion. – 1994. – Vol. 3, № 1-6. – P. 600 – 623.
5. Strand L.D., Magiawala K.R., and McNamara R. P. Microwave measurement of solid-propellant pressure-coupled response function // J. Spacecraft. – 1980. – Vol. 17, № 6. P. 483 – 488.
6. Foss D.T., Roby R.J., and O'Brien W. F. Development of dual-frequency microwave burn-rate measurement system for solid rocket propellant // J. Propulsion and Power. 1993. V. 9, N 4.
7. Gaurav Marothiya, Ramakrishna Periyapatna. Effect of mechanical activation of high specific surface area aluminium with PTFE on composite solid propellant // Combustion and Flame. – 2016. – Vol. 166. – P. 203 – 215.

REFERENCES

1. Fundamentals of the theory and design of RDTP / Gabrynets V.O., Horbenko G.A., Humnytskyi V.P., Jur E.O., Kuchma L.D., Pron L.V. – Dnipropetrovsk : ART-PRESS, 2004. – 200 p.
2. J.M. Munoz Tejada, Nicolas de Jong, Guillermo Reales Gutierrez, David Moreno Lopez, Maria Gonzalez Rodriguez, Javier Revilla Veleda. Literature studies and experimental characterization of multiple solid propellant regression rates using Crawford bomb method / 71th International Astronautical Congress. 2020. – 9 p.

3. Gupta G., Jawale L., Mehilal, Bhattacharya B. Various methods for the determination of the burning rates of solid propellants - an overview // Central European Journal of Energetic Materials. – 2015. – 12(3). – P.593 – 620.
4. Zarko V.E. and Kuo K.K. Critical review of methods for regression rate measurements of condensed phase systems // International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion. – 1994. – Vol. 3, № 1-6. – P. 600 – 623.
5. Strand L. D., Magiawala K. R., and McNamara R. P. Microwave measurement of solid-propellant pressure-coupled response function // J. Spacecraft. – 1980. – Vol. 17, № 6. P. 483 – 488.
6. Foss D.T., Roby R.J., and O'Brien W. F. Development of dual-frequency microwave burn-rate measurement system for solid rocket propellant // J. Propulsion and Power. 1993. V. 9, N 4.
7. Gaurav Marothiya, Ramakrishna Periyapatna. Effect of mechanical activation of high specific surface area aluminium with PTFE on composite solid propellant // Combustion and Flame. – 2016. – Vol. 166. – P. 203 – 215.

Received 03.04.2024.

Accepted 05.04.2024.

Experimental technique for determining the burning rate of solid rocket fuel with electrically conductive reaction products in a constant pressure device

One of the main tasks of conducting experimental research is the creation of a scientific and informational database of the characteristics of the burning process of solid rocket fuels (SRP), which are being developed for the design and development of power plants and technological processes. The main combustion characteristics of such solid fuels in relation to power plants are the dependence of the linear combustion speed on pressure, the determination of the degree index in the combustion speed law, a unit impulse equal to the increase in the amount of traction realized during the combustion of a unit mass of fuel, as well as the composition and characteristics of condensed products.

Today, theoretical models do not allow calculating the burning rate with the necessary accuracy due to the lack of a detailed understanding of the mechanisms of physical and chemical processes occurring in the reaction zone. Experimental methods make it relatively easy to obtain the necessary data in a stationary mode, but it is much more difficult to carry out measurements in non-stationary conditions. Experimental data on the dependence of the steady-state burning rate on the pressure and initial temperature of the fuel are used to identify the non-stationary burning rate in the development of indirect methods for measuring the non-stationary burning rate of TRP (inverse internal ballistics methods) [1].

The purpose of the research is to develop an experimental method for determining the burning rate of solid rocket fuel without errors due to the excessive formation of electrically conductive reaction products in a constant pressure device. To study the regularities of normal combustion of solid fuels, a constant pressure bomb (CPB) is used [2].

An experimental technique for measuring the burning rate of solid fuel samples in a constant pressure bomb was developed in order to determine the burning rate law of the combustion products of solid fuel compositions. In the process of research, a technical solution was developed and implemented, which made it possible to reduce the amount of measurement error due to the excessive formation of electrically conductive reaction products in the constant pressure device. The experimental technique was developed on samples of solid fuel compositions based on potassium nitrate and can be used to determine the burning rate of solid high-energy materials with excess formation of electrically conductive reaction products in experimental devices.

Key words: solid fuel, burning rate, electrical conductivity, experimental technique.

Василів Степан Степанович – старший науковий співробітник Інституту технічної механіки НАН України і ДКА України, к.т.н.

Токарева Олена Леонідівна – молодший науковий співробітник Інституту технічної механіки НАН України і ДКА України.

Vasiliv Stepan Stepanovych – senior researcher, Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine, PhD.

Tokareva Olena Leonidivna – junior researcher, Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine.