

## МЕТОДИ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ ХАРАКТЕРИСТИК ТВЕРДОГО РАКЕТНОГО ПАЛИВА

*Інститут технічної механіки*

*Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,  
вул. Ляшко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: gl\_konstruktor@ukr.net*

Процес проектування твердопаливного ракетного двигуна є складною задачею. Зазвичай її вирішують ітераційним методом, поступово уточнюючи вихідні дані, залучаючи експериментальні дослідження. При достатній статистичній базі даних задача дещо спрощується, бо використовують результати двигуна-аналога, близького до того, який розробляється. В будь-якому випадку проектування завершується випробуваннями двигуна. Вартість кожного етапу залежить від складності двигуна в цілому, проте однозначно найдорожчим етапом є випробування двигуна. Тому розробники ракетних двигунів з метою мінімізації ресурсів прагнуть зменшити об'єм експериментального відпрацювання.

Окрім енергетичних характеристик важливим фактором, який необхідний для проектування двигуна, є характеристики горіння палива. Швидкість горіння твердого ракетного палива залежить від багатьох факторів: виду палива, його початкової температури, тиску в камері згорання, дисперсності твердих компонентів, перевантажень в польоті, швидкості газу біля поверхні заряду тощо. Відповідно ці властивості використовуються для регулювання швидкості горіння. Оскільки на даний час математично дуже складно спрогнозувати швидкість горіння твердого ракетного палива, то для цих цілей використовують різні експериментальні методи.

Мета роботи – аналіз методів експериментальних досліджень твердого ракетного палива на етапі науково-дослідних розробок.

Науково-дослідні випробування проводяться з метою вивчення робочих процесів, що відбуваються в двигуні і його системах. Їх вивчення необхідне для розробки і використання нових палив, принципово нових конструкторських ідей, перспективних матеріалів та технологій. Програми науково-дослідних випробувань різноманітні і зазвичай потребують нових методів і засобів проведення випробувань та вимірювань. Тому вказаний етап розробки ракетного двигуна проводиться не на серійних, а частіше на експериментальних унікальних установках чи моделях, які з певною мірою достовірності дозволяють отримати інформацію про об'єкт досліджень. Першочерговими задачами експериментальних досліджень на етапі науково-дослідних розробок є визначення характеристик палива та процесу його горіння з необхідною точністю. Стаття присвячена огляду найбільш поширених методів дослідження характеристик твердого ракетного палива.

**Ключові слова:** *тверде ракетне паливо, бомба постійного тиску, експериментальні методи, ракетний двигун.*

The process of designing a solid-propellant rocket engine is a complex problem. Usually, it is solved by an iterative method, in which the initial data are gradually refined using experimental studies. With a sufficient statistical database, the problem is somewhat simplified because use can be made of the results for a similar engine close to that under development. In any case, the design is completed by engine testing. The cost of each stage depends on the complexity of the engine as a whole, but the most expensive stage is always the engine testing. Because of this, in order to minimize resources, rocket engine developers try to reduce the extent of experimental tryout.

In addition to energy characteristics, an important parameter necessary for engine design is the propellant combustion characteristics. The solid rocket propellant burning rate depends on many factors: the propellant type and initial temperature, the combustion chamber pressure, the component particle size, the flight acceleration, the gas speed near the charge surface, etc. Accordingly, these properties are used to regulate the burning rate. Since it is now mathematically very difficult to predict the solid rocket propellant burning rate, various experimental methods are used for these purposes.

The goal of the work is to analyze experimental methods of solid rocket propellant characterization at the research stage.

Research tests are carried out to study working processes occurring in the engine and its systems. Their study is necessary for the development and use of new propellants, radically new design ideas, and advanced materials and technologies. Research test programs are diverse and usually require new test and measurement methods and means. Therefore, this stage of rocket engine development is more often carried out using not standard equipment, but unique experimental installations or models, which allow one to obtain information on the object of research with a certain degree of reliability. The primary objectives of experimental studies at the research stage are to characterize the propellant and its combustion process to a required accuracy. This article overviews the most widely used methods for solid rocket propellant characterization.

**Keywords:** *solid rocket propellant, constant pressure bomb, experimental methods, rocket engine.*

© С. С. Василів, 2026

The article is an open access article distributed under the terms and conditions of the Creative Commons Attribution (CC BY) license (<https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>)

ISSN 1561-9184 (Print) ISSN 2616-6380 (Online)

Технічна механіка. 2026. № 1.

**Вступ.** При проектуванні твердопаливних ракетних двигунів і інших технічних пристроїв виникає багато питань, пов'язаних з розрахунком нестационарних характеристик горіння енергетичних матеріалів в перехідних режимах – запуск двигуна, відсікання тяги і згасання заряду, регулювання величини тяги. Необхідно також забезпечити стійкість стаціонарного режиму роботи РДТП при наявності різних збурюючих факторів [1].

Ефективність палива визначається, насамперед, питомим імпульсом тяги. Для газоподібної робочої речовини максимально можливе значення термодинамічного питомого імпульсу, розрахованого в припущенні хімічно рівноважної течії в соплі із заданим розширенням, реалізується у разі, коли у вихідному перерізі формується однорідний та паралельний осі сопла потік. Експериментальне значення реального питомого імпульсу завжди менше термодинамічного на величину енергетичних втрат. Величина питомого імпульсу залежить від кількості тепла, що виділяється внаслідок хімічних реакцій, тобто від теплоти згорання палива і ступеня перетворення теплоти в кінетичну енергію газового потоку. На це помітний вплив має дисоціація продуктів згорання. З її збільшенням знижується термічний коефіцієнт корисної дії. Дисоціація продуктів згорання сильно залежить від температури, збільшуючись із її зростанням, проте зі збільшенням тиску, навпаки, знижується. Окрім того, ступінь перетворення теплоти на кінетичну енергію залежить і від агрегатного стану, оскільки процес розширення відбувається тільки у газоподібних речовинах. Тому наявність твердих чи рідких сполук в продуктах реакції при заданій температурі знижує питомий імпульс [1].

Швидкість горіння твердого ракетного палива – одна з фундаментальних характеристик, яка визначає внутрішньобалістичні характеристики твердопаливного двигуна. В залежності від швидкоплинності зовнішніх умов розрізняють стаціонарну, квазістаціонарну і нестационарну швидкість горіння. Стаціонарна швидкість горіння реалізується при постійному тиску. Квазістаціонарна швидкість реалізується при відносно малій його зміні. Але при різкій зміні тиску чи інших параметрів двигуна швидкість горіння суттєво відрізняється від перелічених вище. Детермінований підхід використовує реальну кінетику хімічних реакцій, тому теорія нестационарного горіння порошу більш складна, ніж для стаціонарного режиму. Проте з достатньою точністю можна побудувати феноменологічну теорію, в якій кінетика хімічних реакцій враховується шляхом введення в теорію закономірностей горіння, які отримуються з експериментальних даних.

Лінійна швидкість горіння – це швидкість переміщення фронту горіння по нормалі до поверхні. При горінні твердого палива в стаціонарних умовах можна визначити величину швидкості горіння теоретично. Для цього потрібно знати параметри, зокрема – енергію активації, константу швидкості реакції, температуру спалаху і її залежність від тиску, тепловий ефект реакції в конденсованій фазі, коефіцієнт тепловіддачі в конденсовану фазу і його залежність від швидкості потоку. Оскільки ці параметри дуже складно визначити наперед, то застосувати теоретичний закон горіння для визначення внутрішньобалістичних характеристик неможливо. Проте визначити закономірності їх впливу на швидкість горіння можна експериментальним шляхом [2].

Тверді ракетні палива поділяють на гомогенні та гетерогенні. В гомогенному паливі молекули в своєму складі мають горючі і окислюючі елементи, а

в гетерогенному – різні речовини змішані механічно. Частіше в класифікації за структурою палива поділяють на

- нітроцелюлозні (одноосновні, двоосновні);
- сумішеві;
- модифіковані (нітрозольні).

Нітроцелюлоза є основою нітроцелюлозного палива, в склад якого окрім неї входить пластифікатор-розчинник та різні добавки: стабілізатори, каталізатори, флегматизатори, технологічні та енергетичні добавки, тощо.

Сумішеві палива мають в своєму складі окремо неорганічний окислювач у вигляді порошку – зв'язуючого полімерного компонента (каучук чи ін.), та зазвичай металічну енергетичну добавку.

Модифіковане тверде паливо – це гетерогенна система, яка містить неорганічний окислювач, складне активне пальне-зв'язуюче і металічну енергетичну добавку у вигляді мікродисперсного порошку, зазвичай алюмінію. Це паливо, не поступаючись технологічним перевагам сумішевих палив, перевищує їх за енергетичними характеристиками. Швидкість горіння балістичних твердих ракетних палив лежить в діапазоні (3 – 20) мм/с при тиску 4 МПа. Діапазон горіння сумішевих вище і становить (1 – 100) мм/с.

Зважаючи на різноманітність складових і їх кількість в рецептурі твердого ракетного палива механізм горіння окремих рецептур відрізняється. Внутрішньобалістичні характеристики двигуна залежать від характеристик твердого ракетного палива і параметрів його горіння. Оскільки, як вже було сказано, характеристики горіння визначають експериментально, то при розробці твердопаливного ракетного двигуна доводиться проводити значний об'єм експериментальних досліджень.

Випробування твердопаливного двигуна можуть закінчуватися руйнуванням матеріальної частини або проявлятися відхиленнями будь-яких параметрів за межі допустимих, заданих вимогами. Аналіз несправностей, відмов і аварій двигунів при стендових випробуваннях необхідний для доопрацювання двигуна і вчасного внесення коректив в методологію та технічну оснащеність стендового обладнання.

Найбільш поширеними причинами аварій твердопаливних двигунів є [3]:

- конструктивні недоліки двигуна;
- відхід від технологічного процесу при виготовленні його вузлів;
- виробничі дефекти;
- спотворення датчиками істинної інформації про параметр;
- неповне уявлення про умови роботи двигуна на випробувальному стенді;
- вихід з ладу стендового обладнання;
- неполадки в роботі систем, установлених на двигуні.

При проектуванні твердопаливних двигунів виникає ситуація, коли з одної сторони не можливо розробити перспективний двигун з високим рівнем технічної досконалості, не використовуючи в його конструкції нові матеріали, технологічні процеси і конструктивні рішення, які покращують його характеристики в порівнянні з більш ранніми розробками. Проте з іншої сторони, якщо інновації недостатньо відпрацьовані на момент узгодження технічного завдання на дослідно-конструкторську розробку, то можуть виникати проблеми досягнення заявлених характеристик, що в свою чергу, веде до зміщення термінів завершення розробки, збільшення затрат і інших незапланованих заходів. Тому обов'язковою умовою є завершеність попередніх нау-

ково-дослідних робіт над ключовими проблемами. Затрати на основні види наземних випробувань і терміни їх проведення головним чином визначаються комплексом навантажень на конструкцію в польоті. Завищені вимоги в технічному завданні щодо навантажень, початкового рівня надійності призводять до збільшення кількості випробувань і тривалого відпрацювання двигуна. Гірша ситуація може скластися, коли накладаються завищені вимоги і недостатня відпрацьованість науково-дослідної розробки. Такий збіг обставин може призвести до морального старіння ракетного двигуна до початку його серійного виготовлення і не прийняття в експлуатацію.

Задача експериментального відпрацювання ракетного двигуна – підтвердження ймовірності безвідмовної його роботи і визначення практично достовірного інтервалу зміни контрольованих параметрів. Для її вирішення на початку розробки двигуна і ракети в цілому розробляють програму забезпечення надійності. В цьому документі описаний принциповий підхід до експериментального відпрацювання, обґрунтовуються для кожного етапу об'єм випробувань, які в підсумку забезпечують досягнення заданого рівня надійності. Програми забезпечення надійності мають багато різновидів. Реалізацією таких програм варто вважати випробування, які з точки зору об'єкта їх проведення можна розділити на стендові та льотні.

**Мета роботи** – аналіз методів експериментальних досліджень твердого ракетного палива на етапі науково-дослідних розробок.

**Постановка задачі.** В практиці двигунобудування використовуються різні методи визначення параметрів горіння твердого ракетного палива. На основі експериментальних даних можна з більш високою ймовірністю прогнозувати роботу твердопаливного ракетного двигуна. З іншого боку, чим менше об'єм експериментального відпрацювання елементів двигуна, тим менше затрат на розробку. Проте збільшується ймовірність помилкових рішень, чи неточностей в проектних параметрах, які можуть призводити до аварійних пусків та ще більших затрат часу і ресурсів на доведення двигуна до експлуатації. Таким чином, процес проектування – це оптимізаційна задача, яка охоплює багато факторів, тому доцільно його розглянути та визначити роль експериментальних даних у ньому.

**Методи і результати.** Основними етапами вогневих стендових випробувань маршових твердопаливних двигунів є [3]:

– конструкторські випробування (основний етап стендового відпрацювання), які проводяться під контролем головного конструктора в об'ємі не менше 20 вогневих випробувань. Їх задачею є перевірка варіантів технічних рішень всіх вузлів двигуна з метою вибору найбільш оптимального і підтвердження працездатності двигуна в цілому;

– випробування доведення – в об'ємі не менше 10 вогневих випробувань проводяться під контролем замовника. Основними задачами є доведення конструкції двигуна, оцінка надійності, підтвердження заданого рівня основних характеристик;

– залікові випробування доведення – в об'ємі не менше 5-ти пусків під контролем замовника. Задача цього етапу підтвердити працездатність конструкції і всіх її елементів, а також зробити висновок про готовність до польотних випробувань у складі ракети;

– міжвідомчі випробування проводяться під контролем комісії, в яку входять представники розробників основних вузлів двигуна і ракети, а також представники замовника. Задача цього етапу – підтвердити готовність двигуна і його конструкторської документації до серійного виробництва. Кількість пусків зазвичай не менше трьох.

Таким чином, потреба в кількості двигунів для вогневих стендових випробувань складає не менше 38. Зрозуміло, що це становить значні фінансові та часові затрати, тому природно, що розробники шукають шляхи зменшення їх кількості.

Для допоміжних ракетних двигунів принцип проведення вогневих стендових випробувань приблизно такий же, проте через значно менші розміри, простішу конструкцію вартість одного випробування в рази, а інколи на кілька порядків менша. На етапі автономних та конструкторських випробувань передбачається використання не менше 20 двигунів; випробування доведення і залікові потребують 22, а міжвідомчі – ще 14 двигунів. Таким чином для малорозмірних допоміжних двигунів кількість для вогневих стендових випробувань становить не менше 56 штук [4]. Для підтвердження нижньої межі ймовірності безвідмовної роботи  $P_n > 0,99$  при довірчій ймовірності 0,95 необхідно провести  $n = 300$  безвідмовних випробувань, а для  $P_n > 0,999$  –  $n=1000$  безвідмовних випробувань. Тому чим вища точність вимірювань параметрів при випробуваннях на початковому етапі, тим менше буде затрат на досягнення заданого рівня надійності на етапі відпрацювання повнорозмірного двигуна.

Тиск, при якому протікає процес горіння, є важливим фактором, який впливає на швидкість горіння твердого палива. Для більшості палив спостерігається ріст швидкості з ростом тиску в камері. Цей вплив пояснюється зростанням густини потоку і відповідною інтенсифікацією тепловіддачі до поверхні палива. Швидкість реакцій в конденсованій фазі при цьому збільшується. Одночасно збільшення концентрації газоподібних сполук, що реагують, приводить до росту швидкості екзотермічних реакцій в газовій фазі. Високотемпературна зона полум'я наближається до поверхні твердого палива [1].

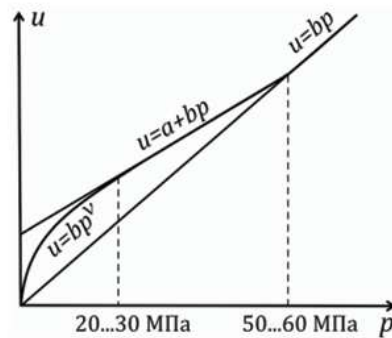


Рис. 1 – Залежність швидкості горіння твердого ракетного палива від тиску [1]

Вплив початкової температури палива на швидкість горіння пояснюється залежністю гомогенних і гетерогенних хімічних реакцій від температури. Низька теплопровідність палива призводить до того, що температура різко знижується в тонкому шарі і на відстані кількох десятків міліметра від повер-

хні, що горить, становить початкове значення. Експерименти підтверджують, що зміна тиску і температури практично не впливає на швидкість горіння твердого палива.

Проте розглянуті випадки відносяться до умов, коли поверхня палива, що горить, не обдувається газом. Такі умови реалізуються в зарядах торцювого горіння. В більш розповсюджених канальних зарядах поверхня обдувається продуктами горіння. При цьому з рухом газу від передньої частини заряду до сопла збільшується масова витрата, а отже і швидкість газового потоку, що обтікає поверхню заряду. В таких умовах спостерігається збільшення швидкості горіння. Основна його причина – збільшення тепловіддачі від продуктів горіння до поверхні заряду внаслідок зростання конвективного теплового потоку, обумовленого збільшенням швидкості руху газу вздовж поверхні заряду і збільшенням турбулентності потоку. Горіння зі збільшеною швидкістю внаслідок обдування поверхні палива продуктами згорання називають ерозійним горінням.

Крім цього на швидкість горіння впливають технологічні фактори, наприклад, якість перемішування конденсованих компонентів з полімером в сумішевих паливах. В двохосновних паливах спостерігається залежність швидкості горіння від тиску пресування, а також напрямку орієнтації поверхні горіння до напрямку пресування.

На швидкість горіння чинить вплив також розмір зерна окислювача: чим менший розмір частинок окислювача, тим вища швидкість горіння.

Залежність швидкості горіння від різних факторів можна записати у вигляді добутку незалежних функцій від кожного з них [1]:

$$u = u(p)\theta(T_3)\varphi(\lambda)\eta(n),$$

де позначені функції:  $u(p)$  – тиску,  $\theta(T_3)$  – початкової температури заряду,  $\varphi(\lambda)$  – швидкості течії продуктів горіння вздовж поверхні горіння,  $\eta(n)$  – прискорення, що діє по нормалі до поверхні горіння.

Залежність швидкості горіння від тиску і температури визначається прямим вимірюванням в установці «бомба постійного тиску». Варто зауважити, що цей прилад (рис. 2), або, як його ще називають бомба Кроуфорда, має багато версій і в загальному випадку дозволяє визначати швидкість горіння від тиску та початкової температури. Способи реєстрації швидкості горіння в ньому засновані на перепалюванні провідників, розміщених на відомій відстані від внутрішньої поверхні [5], на вимірюванні відстані, що утворюється до фронту полум'я, за допомогою ультразвукових коливань [6] чи мікрохвильової інтерферометрії [7].

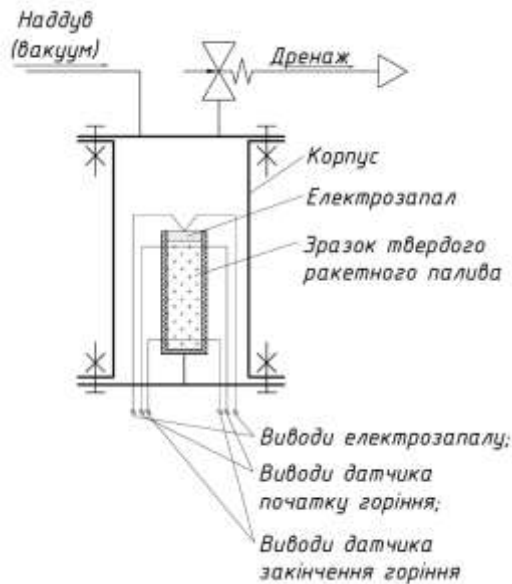


Рис. 2 – Схема бомби постійного тиску

Проте, якщо об'єм бомби не заповнювати газом, а навпаки, вакуумувати, то таким чином можна визначити енергетичні характеристики твердого палива. Крім того, в такому випадку можна провести аналіз хімічного складу продуктів горіння. Визначення часу горіння від певної базової відстані можна проводити не тільки фіксуючи моменти перегорання провідників в паливі при сталому тиску. Зразок твердого палива можна спалювати при необхідному початковому тиску, не дренуючи надлишковий тиск з бомби. При цьому значення тиску фіксуються за допомогою датчиків [8].

На рис. 3 проілюстровано графік зміни тиску з часом для такого способу вимірювання. Для запалювання палива використовується наважка порошу чи спеціальної піротехнічної суміші. При її швидкому згоранні на графіку фіксується стрибок тиску. Час, який йому відповідає, є початком горіння зразка. Тиск поступово зростає до моменту, коли зразок не згорає повністю. Після цього, через теплопровідність бомби, тиск починає падати. Час, який відповідає його найвищому значенню, є кінцем процесу горіння. Хоча технічно це простіший і більш зручний метод, проте він має меншу точність, оскільки швидкість горіння визначається для якогось середнього значення тиску.

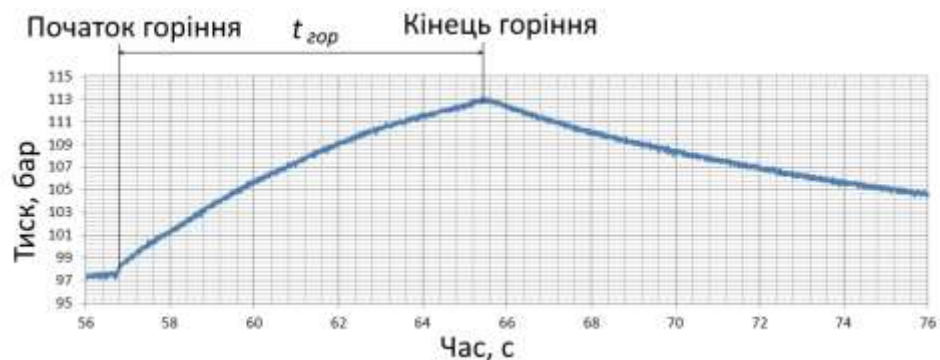


Рис. 3 – Зміна тиску з часом в бомбі постійного тиску

В окремих випадках при дослідженні горіння зразків твердого ракетного палива виявлено ряд недоліків, що призводять до спотворення даних. Так, в процесі проведення випробувань виявилось, що при горінні деяких типів твердого палива виділяється певна кількість електропровідних продуктів реакції на внутрішній броньованій оболонці зразка. Їх провідність достатня для протікання струму, який фіксується аналого-цифровим перетворювачем. Таким чином, неможливо визначити час початку чи кінця горіння від базової відстані зразка. Для вирішення цієї проблеми було використано здвоєний генератор, в коливальні контури якого підключалися конденсатори стандарту SMD. Самі конденсатори вмонтовувались в зразки при їх формуванні. Принцип роботи такого рішення такий. На виходах генератора формується сигнал у вигляді прямокутних імпульсів (рис. 4).

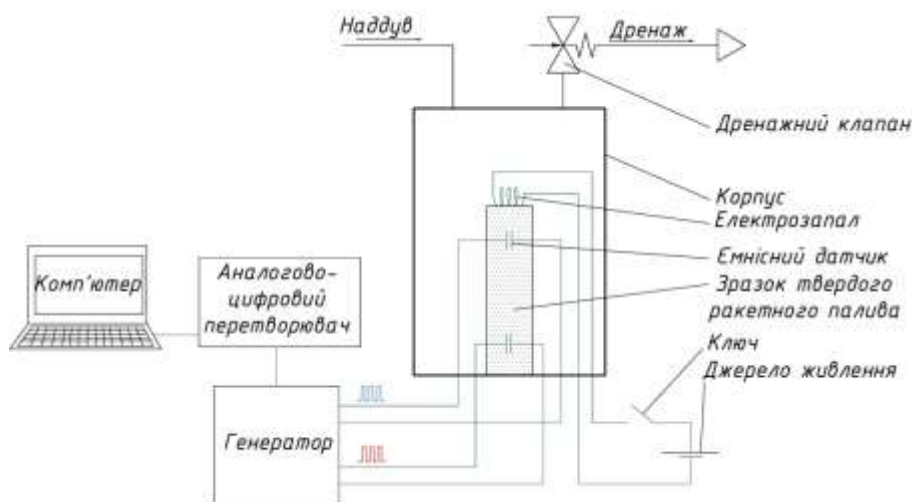


Рис. 4 – Схема експериментальної установки для визначення швидкості горіння палив з електропровідними продуктами

При перепалюванні конденсаторів не важливо, проводять струм продукти горіння чи залишки зразка палива. Конденсатор виходить з ладу, генератор перестає працювати, а комп'ютер реєструє вже не імпульси, а постійний струм. Різниця часу між закінченням генерування прямокутного сигналу на першому і другому виходах з генератора і є часом горіння (рис. 5).

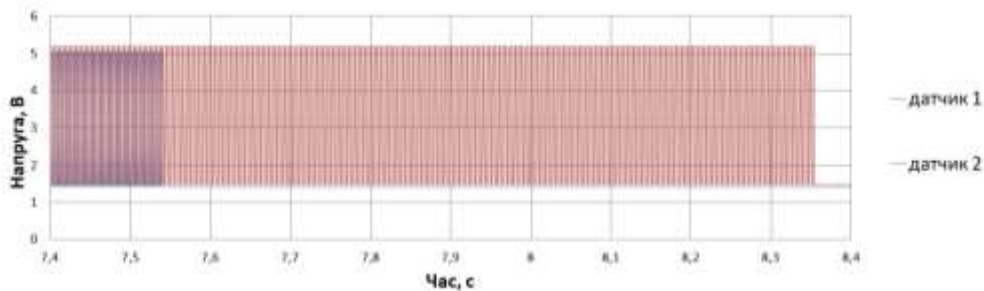


Рис. 5 – Осцилограма при вимірюванні швидкості горіння палив з електропровідними продуктами

Ще один фактор, який суттєво впливає на швидкість горіння, – ефект її збільшення при обтіканні поверхні твердого палива потоком газу. Враховується це явище у вигляді кореляційної функції, яка є відношенням швидкості

тей горіння палива при обтіканні газовим потоком і без нього [1]. Використовують різні методи для виявлення мінімальної швидкості потоку газу, що провокує ерозійне горіння, обдуваючи поверхню палива. Наприклад, в [9] описано установку, яка за допомогою твердопаливної шашки дозволяла створювати обдув поверхні піддослідних зразків палива. Вони, в свою чергу, за допомогою спеціального механізму подавалися в тестову камеру зі швидкістю, рівною швидкості горіння. Механізм був оснащений оптичними датчиками з автоматичною системою управління швидкістю. Проте це складна установка. Більш простіші методи побудовані на модельних двигунах, які оснащені засобами для загашування шашки. Знаючи час горіння і маючи різницю розмірів шашки до і після, можна визначити величину спаленого шару. Також можна визначити для цього випадку вільний об'єм і розміри поперечного перетину камери згорання. При відомому значенні тиску визначається швидкість газового потоку і, відповідно, його вплив на швидкість горіння.

Для визначення швидкості горіння застосовується також малорозмірний модельний двигун (рис. 6). Спалюючи в ньому шашку відомих розмірів з циліндричним каналом, можна уточнити швидкість горіння в умовах, наближених до реального двигуна [10 – 12]. На такій експериментальній установці також досліджується процес запуску двигуна.



Рис. 6 – Дослідження горіння палива в малорозмірному модельному двигуні

Окрім того, метод дозволяє визначати питомий імпульс тиску (оскільки надзвукової частини в модельному двигуні зазвичай немає). Ці дані використовують для оцінки енергетичних характеристик майбутнього двигуна. Збільшуючи довжину шашки без зміни діаметру каналу, підбираючи площу критичного перетину і, як було сказано вище, знаючи вільний об'єм та розміри поперечного перетину камери згорання, можна визначити швидкість газового потоку, при якій починається ерозійне горіння. Воно проявляється через стрибок тиску, значення якого буде вищим, ніж очікуване при розрахунку горіння шашки за характеристиками, отриманими з бомби постійного тиску. Для прикладу на рис. 7 проілюстровано кадри роботи малорозмірного модельного ракетного двигуна з нормальним (рис. 7, а) і ерозійним горінням модельного палива (рис. 7, б).

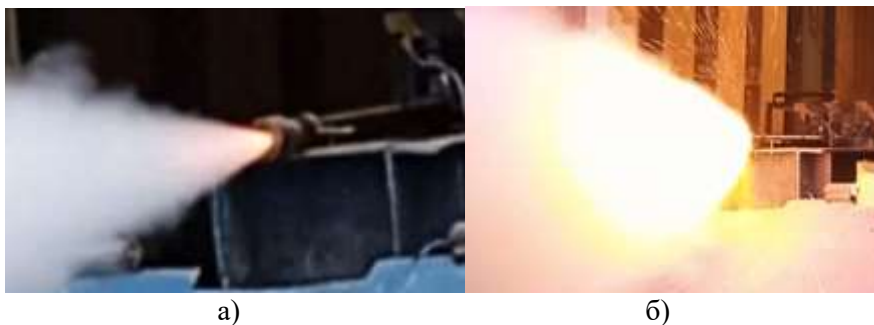


Рис. 7 – Дослідження горіння модельного палива в малорозмірному двигуні:  
а) з нормальним горінням, б) з ерозійним горінням

Для баліститних палив показник степеня в законі горіння вище, ніж для сумішевих, тому і розкид внутрішньобалістичних характеристик для них також вище. На противагу технології рідинних ракетних двигунів в даний час не існує методики теоретичної оцінки стабільності горіння для повнорозмірних твердопаливних маршових двигунів. Для оцінки стабільності горіння використовуються методи дослідження за допомогою модельних двигунів, Т-подібних камер та інших методів. Найбільш широковідомим з них є використання Т-подібної камери (рис. 8) для отримання даних, пов'язаних зі стабільністю горіння [5].

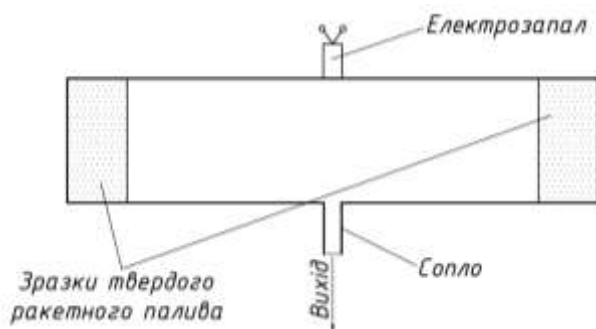


Рис. 8 – Т-подібна камера

Нестабільність горіння виявляється на стадії проектування чи науково-дослідної розробки. При випробуванні горіння палива в Т-подібній камері отримують дані відгуку горіння (динамічна поведінка швидкості горіння) та демпфування.

Крім енергетичних та характеристик горіння необхідними даними для проектування твердопаливного ракетного двигуна є міцнісні характеристики. Їх можна визначити на спеціальних розривних машинах [2].

Таким чином, розглянувши методи експериментальних досліджень, їх можна класифікувати за процесами:

- визначення швидкості горіння;
- визначення енергетичних характеристик палива;
- дослідження запалювання палива;
- визначення характеристик ерозійного горіння;
- уточнення енергетичних характеристик і швидкості горіння в умовах, подібних до тих, що реалізуються в камері згорання повнорозмірного ракетного двигуна;
- визначення фізико-механічних властивостей палива.

Описані методи використовуються на етапі науково-дослідної розробки, але їх точність і достовірність даних впливають на затрати часу та ресурсів на експериментальне відпрацювання двигуна в подальшому.

**Висновки.** Описано найбільш поширені експериментальні методи дослідження характеристик твердого ракетного палива. Проведено їх класифікацію за процесами, що досліджуються. Показано застосування простих експериментальних методів дослідження характеристик ракетного палива.

1. Габрінець В. О., Горбенко Г. А., Гумницький В. П., Джур О. Є., Кучма Л. Д., Пронь Л. В. Основи теорії та проектування РДТП. Підручник. Арт-Прес. 2005. 200 с.
2. Рогов Н. Г., Ищенко М. А. Смесевые ракетные твердые топлива: Компоненты. Требования. Свойства: Учебное пособие. Санкт-Петербург: СПбГТИ (ТУ). 2005. 195 с.
3. Супруненко В. А. Организация экспериментальной отработки крупногабаритных маршевых РДТТ: учебно-методическое пособие. Днепропетровск. ГKB «Южное». 2000. 38 с.
4. Гладков И. М., Ермаков Ю. П., Малкин Б. Я., Мухамедов В. С., Наливайко В. А., Солоухин А. С. Двигатели специального назначения импульсного типа на твердом топливе. Основы проектирования, конструкция и опыт отработки. Москва: ЦНИИ информации. 1990. 116 с.
5. Gupta G., Jawale L., Mehilal B. Bhattacharya. 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.
6. Wei W., Yan X., Cui J., Wang R., Zheng Y., Xue C. Ultrasonic Signal Processing Method for Dynamic Burning Rate Measurement Based on Improved Wavelet Thresholding and Extreme Value Feature Fitting. Micromachines. 2025. V. 16, Iss.3. 290. <https://doi.org/10.3390/mi16030290>
7. Oatman S. A., Caito A. A., Klinger D. J., Cooper J. N., Manship T. D., Son S. F. Closed vessel burning rate measurements of composite propellants using microwave interferometry. Propellants, Explosives, Pyrotechnics. 2024. V.49, Iss.8. <https://doi.org/10.1002/prop.202400072>
8. Trebinski R., Leciejewski Z. Surma Z. Determining the Burning Rate of Fine-Grained Propellants in Closed Vessel Tests. Energies. 2022. V. 15, Iss. 7. 2680. <https://doi.org/10.3390/en15072680>
9. Razdan M. K., Kuo K. K. Erosive burning studies of composite solid propellants by the reacting turbulent boundary-layer approach. The Pennsylvania state university. 1976. 82 p.
10. Liu J., Wang Y., Li X., Cong J. Using the Impulse Method to Determine High-Pressure Dynamic Burning Rate of Solid Propellants. Aerospace. 2023. V. 10, Iss. 9. <https://doi.org/10.3390/aerospace10090818>
11. Пророка В. А., Солнцев В. А., Кулик О. В., Добродомов О. О., Швець А. С., Лук'яненко І. Г., Дронь М. М. Верифікація методичних підходів до оцінки характеристик твердих сумішевих ракетних палив. Вісник Дніпровського університету. Серія Ракетно-космічна техніка. 2024. Т. 33, № 4 (29). С. 11–22. <https://doi.org/10.15421/452446>
12. DeLuca L. T., Annovazzi A. Survey of burning rate measurements in small solid rocket motors. FirePhysChem 2024. V. 4, Iss. 2. P. 146–165. <https://doi.org/10.1016/j.fpc.2023.11.004>

Стаття надійшла до редакції 02.03.2026,  
прийнято до друку після рецензування 27.03.2026,  
дата публікації 31.03.2026.