УДК 629.76 https://doi.org/10.15407/itm2025.02.003

О. Д. НІКОЛАЄВ, І. Д. БАШЛІЙ, В. О. СУКАЧЕВСЬКИЙ

ОСОБЛИВОСТІ РОЗВИТКУ АКУСТИЧНИХ КОЛИВАНЬ ПРОДУКТІВ ЗГОРЯННЯ В КАМЕРАХ ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВОК ПРИ ВИКОРИСТАННІ КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА З МІСЯЧНИХ РЕГОЛІТІВ

Інститут технічної механіки Національної академії наук України
і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; nikolaev.o.d@nas.gov.ua

Удосконалення робочих процесів в камерах згоряння різноманітних енергетичних установок (теплоенергетичних та суднових установок, авіаційних і ракетних енергетичних установок) традиційно проводиться по ряду напрямків. Забезпечення термо-акустичної стійкості енергетичних установок на їх робочих режимах є одним з важливіших умов ефективного функціонування камери згоряння. Інноваційне використання місячних ресурсів на місці (in situ) є технологією, що припускає значне прискорення темпів освоєння космосу. Очікуване наступним часом зростання активності з дослідження поверхні Місяця підвищує інтерес до місцевих місячних ресурсів, особливо до тих, що використовуються для виробництва компонентів палива з матеріалів Місяця – таких, як магній та алюміній, які в достатній кількості присутні в місячному реголіті. Основна увага приділяється оцінкам принципового здійснення даних проєктів та надійності використання вказаних металів в якості основних видів палива в ракетних енергетичних установках (на основі твердого або ж гібридного палива), спеціально розроблених для реалізації місячних місій. Проте до останнього часу зостаються значні прогалини в розумінні того, як ці метали будуть вилучати з реголіту, інтегруватися в паливну частину камери енергетичної установки, які при цьому будуть підсумкові термодинамічні та інші характеристики енергетичних установок, ураховуючи погане змішування та неповне згоряння палива.

Відомо, що найбільш критичні умови роботи ракетних енергетичних установок твердого палива часто пов'язані з розвитком небезпечних динамічних процесів, які характеризуються наднормативними величинами режимних параметрів. Використання палива з місячного реголіту може призвести до недопустимих стрибків тиску та різкого зростання локальної температури продуктів згоряння, що можуть призводити до порушення міцності та руйнування конструкції камери згоряння ракетних енергетичних установок, переходу на критичний режим роботи ракетної енергетичної установки, аж до згасання процесу горіння палива в такій енергетичній установці. Проведено чисельне визначення термодинамічних характеристик енергетичної установки, що використовує таке металізоване паливо, яке за характеристиками близьке до речовин, отриманих з місячного реголіту, а також виконано попередній аналіз експериментальних та розрахункових параметрів акустичних автоколивань (тяги, динамічних складових тиску, осьової швидкості) та показано розвиток процесу вихроутворення потоку продуктів згоряння в камері енергетичної установки.

Ключові слова: *твердопаливна енергетична установка, стійкість робочого процесу, вихроутворення потоку продуктів згоряння, акустика камери згоряння, агломерація та згоряння металевих добавок палива.*

Working processes in combustion chambers of various power plants (thermal power and marine plants, aircraft and rocket engines) are traditionally improved along a number of lines. Ensuring the thermoacoustic stability of power plants in their operating modes is one of the most important conditions for the efficient functioning of the combustion chamber. In situ Lunar Resource Utilization (ISLRU) is a technology that allows one to significantly accelerate space exploration. The expected increase in lunar exploration activity in the near future rises interest in in situ lunar resources (ISRU), especially those that can be used in the production of propellant components on the lunar surface, such as magnesium (Mg) and aluminum (Al), which are abundant in lunar regolith. The main focus is on the fundamental feasibility of these projects and the reliability of using these metals as the main propellant types in rocket propulsion systems (based on a solid or a hybrid propellant) specially designed for the implementation of lunar missions. However, significant gaps still exist in understanding how these metals will be extracted from regolith and integrated into the propellant section of the combustion chamber and what thermodynamic and other characteristics of the combustion products will be, given the poor mixing and incomplete combustion of this type of propellant.

The most critical operating conditions of solid-propellant rocket propulsion systems are often due to the development of dangerous dynamic processes characterized by excess values of operational parameters. The use

© О. Д. Ніколаєв, І. Д. Башлій, В. О. Сукачевський, 2025

of a propellant from lunar regolith may result in pressure surges and a sharp increase in the local temperature of the combustion products, which may result in a structural failure of the combustion chamber and a critical behavior of the propulsion system, to the point of combustion termination. This paper presents the numerically found thermodynamic characteristics of a propulsion system that uses a metallized propellant close in characteristics to substances obtained from lunar regolith and the results of a preliminary analysis of experimental and calculated parameters of acoustic oscillations (thrust, dynamic pressure components, and axial velocity) and shows the development of vortex formation in the combustion product flow.

Keywords: com*bustion chamber, working process stability, vortex formation in combustion product flow, combustion chamber acoustics, agglomeration and combustion of metal propellant additives.*

Вступ. Дослідження найближчого космосу, які розробляються цього року (січень – лютий 2025 р.), пов’язані з місячною посадковою місією Blue Ghost Lunar Lander компанії Firefly Aerospace на ракеті-носії SpaceX Falcon 9, передбачають і подальші кроки щодо розвитку нових космічних технологій. Зокрема, передбачається активізація технологічної життєдіяльності людини на Місяці, як найближчому супутнику Землі [1], [2], для якої звичайно необхідні використання місячних ракетних модулів, наприклад, для зміни дислокацій місій на поверхні Місяця

Загальновизнано, що використання ресурсів на місці (in-situ resource utilization, ISRU) є прогресивною технологією, що сприяє освоєнню космосу [3], [4]. Очікуване зростання активності дослідження Місяця підвищує інтерес до місцевих місячних ресурсів (ISRU), особливо в частині виробництва ракетного палива, з матеріалів, що видобуваються з поверхні Місяця. Зазначимо, що вартість доставки матеріалів із Землі перевищує 35 000 доларів США за кілограм [5], підкреслює актуальність та необхідність використання місцевих матеріалів у ракетних системах. Досліджувані в останнє десятиліття технологічні можливості ISRU з виробництва ракетного палива на Місяці могли б суттєво полегшити вирішення завдань як щодо переміщень ракетних модулів у межах створюваних космічних об'єктів на поверхні Місяця, так і з поверненням модулів на Землю [6], [7], [8]. Виконані в різних організаціях космічного профілю теоретичні аналізи показують, що розвиток технології ISRU може значно покращити логістичні можливості місячних дослідницьких місій, пропонуючи життєздатні рішення як для пілотованих, так і для безпілотних місій.

Samuel S. Schreiner і інші [9] провели термодинамічні розрахунки та запропонували спалювати видобуті на Місяці метали та їх з'єднання у кисневому середовищі у твердопаливній ракетній енергетичній установці. Вони дійшли висновку, що ця ISRU концепція палива досить приваблива, але залишаються значні прогалини у розумінні того, як ці метали будуть технологічно вилучатися з місячного реголіту та інтегруватись у конструкцію енергетичної установки.

Мейєр [10] порівняв різні технології отримання ракетного палива та розглянув енергетичні установки з твердим паливом на основі Al і O_2 та Al і H_2O_2 та отримав аналогічні висновки. Ці експерименти продемонстрували досягнутий рівень продуктивності одержуваного палива, який коливався на рівні 50 % від теоретичного значення. Однак було виявлено кілька проблем у реалізації концепції горіння даного палива у енергетичній установці, таких як погане змішування та неповне згоряння.

Метою цього дослідження є оцінка принципових можливостей у проєктуванні ракетних енергетичних установок для місячних посадкових модулів при використанні ISRU (Lunar Regolith) палив у частині проблем, що характеризуються неповнотою згоряння, а також можливим розвитком

нестійких динамічних процесів при течії продуктів згоряння в камері твердопаливної ракетної енергетичної установки.

Термодинамічні властивості продуктів згоряння твердого палива (Lunar Regolith) у досліджуваній фізичній моделі тестової ракетної енергетичної установки. Відомо [8], що місячна поверхня покрита шаром так званого місячного реголіту. Склад місячного реголіту варіюється від зразка до зразка, детально обговорювався у роботах [8], [11]. Відповідно до цих робіт елементний склад місячного реголіту: O – 40 %, Si – 20 %, Fe –12 %, Ca – 8.5 %, Al – 7.3 %, Mg – 4.8 %,Ti – 4.5 %, Na – 0.33 %, Cr – 0.2 %, Mn – 0.16 %, K – 0.11 %. Основними місячними мінералами є польові шпати: анортит $CaAl_2Si_2O_8$, альбіт $NaAlSi_3O_8$, K-польовий шпат $KalSi_3O_8$; шпінелі: ільменіт ($FeTiO_3$), хроміт $FeCr_2O_4$; піросени: діопсид $MgCaSi_2O_6$, хеден-бергерит $FeCaSi_2O_6$, енстатит $Mg_2Si_2O_6$, феросиліт $Fe_2Si_2O_6$; воластоніт $CaSiO_3$; олевіни: форстерит Mg_2SiO_4, Фаяліт Fe-$2SiO_4$.

Термодинамічні властивості також досліджено у роботах [9], [12], [13]. В роботі [9] представлений набір моделей для місячного реголіту, які можна використовувати для широкого спектру додатків. Ці дані відповідають регресійним моделям для низки властивостей реголіту: склад, густина, питома теплоємність, теплопровідність, довжина оптичного поглинання та прихована теплота плавлення.

Розробка та тестування осесиметричної фізичної моделі тестової енергетичної установки на режимах динамічної нестійкості її камери згоряння. Термодинамічні властивості досліджуваної фізичної моделі твердого палива тестової ракетної енергетичної установки розраховані на основі даних про склад ключових елементів (зокрема, металів Al, Mg) місячного реголіту як палива, які після виділення необхідних складових з ґрунту можуть бути використані в досліджуваному паливі. Термодинамічні властивості продуктів згоряння твердого палива тестової ракетної енергетичної установки розраховані за допомогою [14].

Аналіз принципових можливостей проєктування ракетних енергетичних установок для посадкових модулів на основі використання металізованих палив та дослідження динамічної нестійкості їх камер згоряння проведено стосовно осесиметричної фізичної моделі камери. Досліджувана ракетна енергетична установка має камеру з співвідношенням геометричних параметрів $L/dr = 6.04$ [15] (див. табл.1, рис.1).

У якості досліджуваного палива було обрано сумішеве ракетне тверде паливо через його технологічність, відносну дешевизну та відносну експлуатаційну безпеку (по ряду фізичних властивостей близького з паливом, яке передбачається виготовляти з місячного реголіту). Крім того, з ціллю виконання задачі дослідження при виборі параметрів заряду на основі [16] обиралися режими горіння з неповнотою згоряння та з можливим розвитком нестійких динамічних процесів при течії продуктів згоряння в камері.

Для реалізації такої працездатності установки та в подальшій верифікації чисельного методу розрахунку внутрішньо-балістичних параметрів згоряння було обрано спрощену конструкцію заряду палива в основному з умови отримання тиску продуктів згоряння у камери (у період запуску енергетичної установки) ~ 40 бар у камері та часу горіння не менше 1 с. Спрощену схему отриманого у результаті проєктування заряду зі схематизацією фізико-

хімічних процесів у камері згоряння твердого палива та місця їх локалізації у робочому просторі камери наведено на рис. 1.

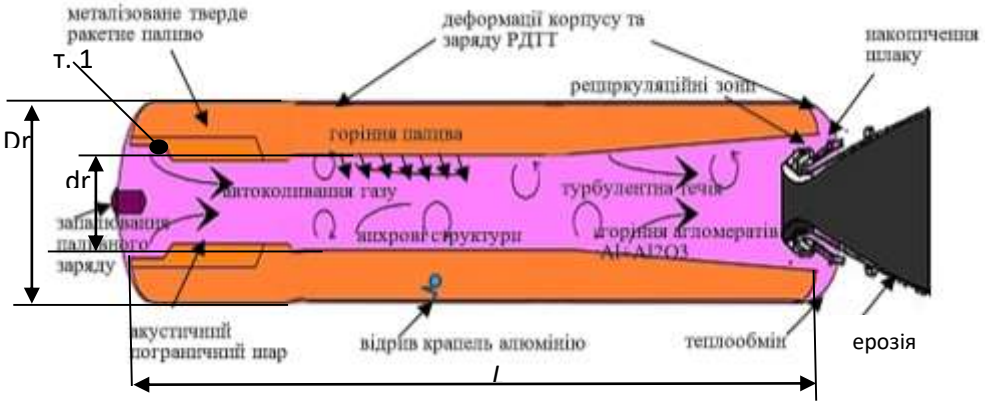


Рис. 1

Деякі його основні режимні та геометричні параметри наведено у таблиці 1. Ініціація горіння паливного складу виконувалася за допомогою електросірника. Для заміру внутрішньо-балістичних параметрів енергетичної установки було використано перетворювач тиску для заміру тиску у камері згоряння та тензодатчик для виміру тяги.

Таблиця 1 – Режимні та геометричні параметри досліджуваної камери згоряння

Найменування параметра, розмірність	**Позначення**	**Величина**
Тиск газів у камері, бар	$p_{вх}$	37.3
Зовнішній діаметр циліндричної частини продуктів згоряння, мм	Dr	41
Температура газу у камері, К	Тк	2010
Швидкість звуку у газі, м/с	С	1009.16
Густина газу в камері, кг/м^3	ρ	8.37
Внутрішній діаметр каналу, мм	dr	24
Довжина заряду, мм	*L*	145
Діаметр критики, мм	dkr	8

Вказана вище фізична модель камери досить ретельно була досліджена експериментально [15]. Як і попередньо планувалося, при випробуваннях енергетичної установки виникли режими горіння з нестійкими динамічними процесами. Зокрема, після виходу на основний робочий режим енергетичної установки експериментальні розмахи коливань відносної (відносної до статичної величини тяги на встановленому режимі) тяги $\bar{R}_{exp}$ досліджуваної камери склали 1.33, а оціночні значення розмахів коливань тиску на робочому режимі dP= 49.69 бар. На рис. 2 представлена залежність заміряної відносної тяги $\bar{R}_{exp}$ камери згоряння при тестуванні дослідної конструкції енергетичної установки від часу роботи та квазістатична розрахункова відносна тяга (позначено пунктиром та час приведено до заміряного). Тому отриману фізичну модель камери можна було використовувати для

відпрацювання чисельних підходів до аналізу нестійкості течії газу у внутрішньому просторі камери.

При цьому виявлено нестаціонарні процеси та ефекти, що характеризують неповноту згоряння або згасання горіння палива при нестійкості течії продуктів згоряння. Подібні динамічні ефекти при горінні палива описані у відомих джерелах, зокрема, авторів Зельдовича Я. Б., Алемасова В. Е., Абугова Д. І., Приснякова В. Ф., Натанзона М. С., Хар'є Д. Т. [16] – [21].

Зокрема, нестійкість течії продуктів згоряння в камері, яка, як бачимо, реалізовувалася при випробуваннях в досліджуваному зразку камери, в роботі [16] пояснювалася так званим «ефектом роздування», виявленим на деяких зарядах, тобто нестаціонарним процесом зі збільшенням швидкості горіння та зі збільшенням швидкості потоку продуктів згоряння вздовж поверхні горіння.

Даний ефект також теоретично близький до раніше описаного явища, при якому відбувається згасання горіння палива при деякій критичній швидкості потоку продуктів згоряння по каналу заряду твердого палива. Після втрати стійкості горіння палива у камері згоряння енергетичної установки відбувається згасання заряду палива, але через деякий час відбувається повторне запалення від гарячих продуктів згоряння. Потім знову відбувається згасання і повторне запалення і т. д. Відбувається так званий режим «чихання» ракетної енергетичної установки. Після цього процесу заряд або продовжує горіти вже без втрати стійкості, або повністю згасає.

Теоретичні положення, представлені в [16], показують, що нестійке горіння пов'язане з фізикою горіння палива та виникає при певному співвідношенні часу витоку продуктів згоряння з камери і часу релаксації прогрітого шару палива. Експерименти, проведені у [22], показали, що аномальне горіння реалізується при режимі надзвукового витоку продуктів згоряння з камери і достатньо малого об'єму камери.

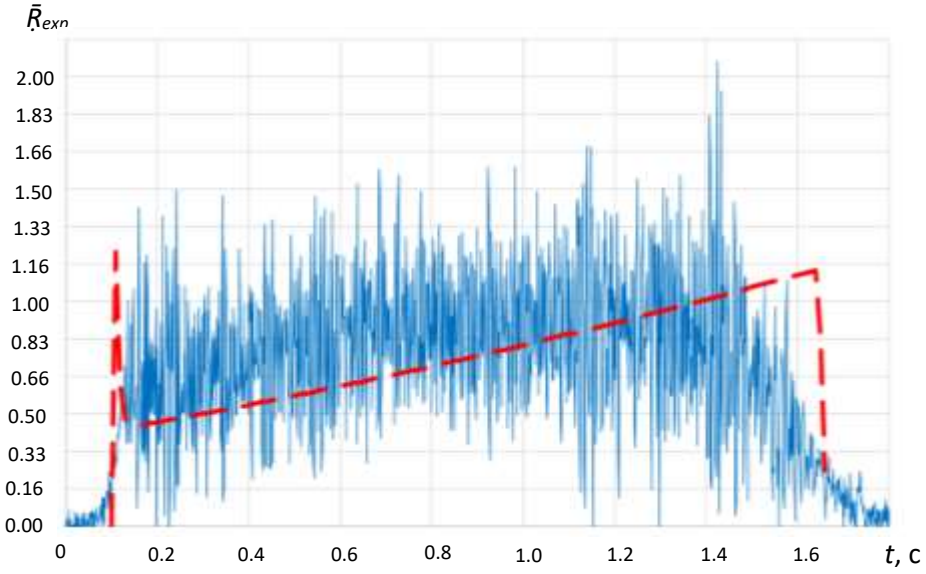


Рис. 2

В той же час згідно з більш пізніми теоретичними та експериментальними дослідженнями [23] – [26] показано, що нестійкість твер-

допаливних енергетичних установок може бути обумовлена зворотніми течіями газоподібних продуктів згоряння при їх поступовому русі в камері. Механізм втрати стійкості енергетичної установки визначається не тільки впливом коливань тиску на швидкість горіння компонентів палива, але й динамікою акустичних хвиль тиску в камері згоряння [19]. Зворотні течії газоподібних продуктів згоряння безпосередньо впливають на динаміку акустичних внутрішньокамерних процесів у камерах енергетичних установок [23].

Чисельне моделювання динаміки внутрішньокамерних процесів у камерах енергетичних установок. У проведеному дослідженні застосувався підхід до математичного моделювання течії газу в камері енергетичної установки з використанням методу скінченних об'ємів (FVM) та методології моделювання великих вихорів (LES) у CAE системі [27], [28]. Цей підхід наведено в роботі [26]. В проведеному чисельному моделюванні з метою спрощення математичного опису та наступного аналізу результатів не враховувалися рівняння хімічної кінетики процесу згоряння та його вплив на тепловиділення, які необхідні для отримання додаткових характеристик течії продуктів згоряння та подальшої деталізації характеру течії внутрішнього потоку в камері.

Для отримання більш стійкого розв'язку нестаціонарна задача у змінних швидкість – тиск розв'язується за допомогою методу Artificial Compressibility у неявній схемі та дискретизації за часом 1-го порядку.

Загальний час моделювання нестаціонарного процесу течії продуктів згоряння по каналу камери (після інтервалу часу на «запуск енергетичної установки» та «виходу» досліджуваної динамічної системи «камера згоряння – продукти згоряння» на автоколивальному режимі) становив близько 0.5 с, що було достатньо для отримання задовільних результатів при виконанні чисельного аналізу параметрів усталеного автоколивального режиму, а також аналізу спектра частот коливань за допомогою швидкого перетворення Фур'є динамічного процесу, який досліджувався.

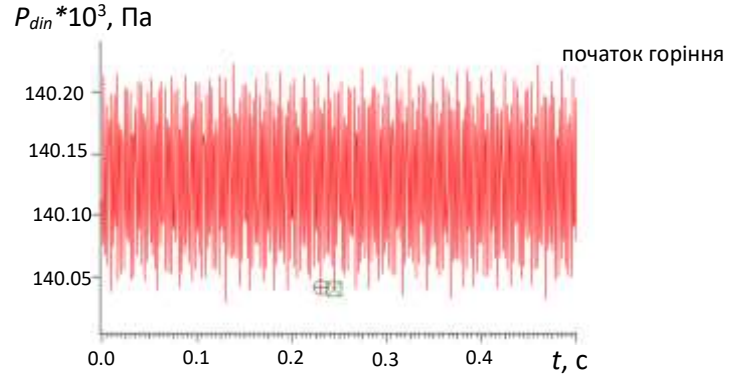
При чисельному дослідженні динаміки тестової камери згоряння енергетичної установки аналізувалися результати досліджень, отримані на основі даних за двома сітковими моделями, які відповідають течії продуктів згоряння при «початковій» формі вигоряння заряду – 5 % та «після виходу на режим» в момент розрахункового часу t = 0.01 с (1924 осередків сітки) та формі заряду при «кінцевому» (приблизно 95 %) *ступеню вигоряння палива* в камері при t = 1 с (2840 осередків сітки).

В даному дослідженні динаміки внутрішньокамерних процесів у тестовій камері були розглянуті *2 розрахункових випадка.*

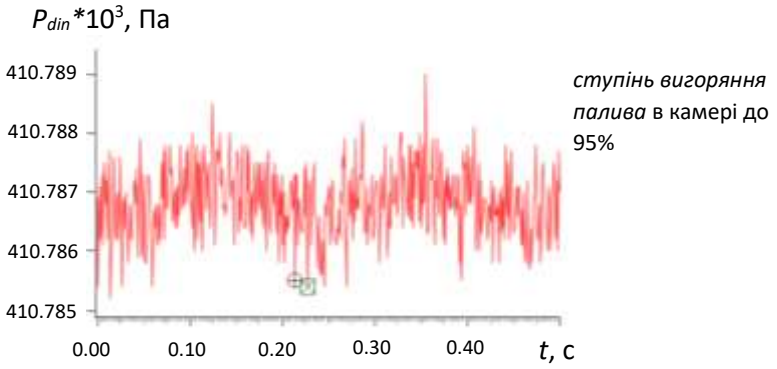
1 розрахунковий випадок відповідав моменту часу, коли після перехідного процесу («запуску» енергетичної установки) в досліджуваній динамічній системі «камера згоряння – продукти згоряння» при нестаціонарній течії продуктів згоряння в камері був реалізований усталений автоколивальний режим течії газу (при «початковій» та «кінцевій» формі вигоряння заряду). Коливання робочого процесу в камері обумовлені зворотними течіями газоподібних продуктів згоряння при їх поступовому русі в камері. На рис. 3 наведені розрахункові залежності від часу динамічних складових тисків P_{din} в досліджуваній камері (в т. 1 див. рис. 1) на початку горіння (рис. 3, а)) та при *ступеню вигоряння палива* в камері 95 % (рис. 3, б)) та залежності від часу експериментальних значень відносної тяги $\bar{R}_{exp}$ (див. рис. 3, в)), отриманих для досліджуваної камери.

Для цього випадку динамічна складова тиску характеризується, як і в експерименті (23 Гц, 62 Гц зафіксовано для експериментальних значень

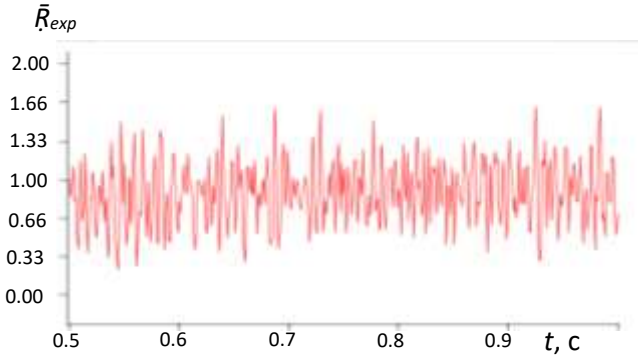
відносної тяги $\bar{R}_{exp}$ на рис. 3, в)) низькочастотними коливаннями 71 Гц як і на початку горіння, так і при *ступеню вигоряння палива* в камері 95 % (див. рис. 3, а), рис. 3, б)) 71 Гц зафіксовано для розрахункових значень динамічних складових тиску P_{din} в камері). Крім того, при *ступеню вигоряння палива* в камері до 95 % зафіксовано 10 Гц для розрахункової динамічної складової тиску P_{din} (див. рис. 3, б)). Відмітимо, що зафіксовано також більш високі частоти коливань (вище 100 Гц) для розрахункових динамічних складових тиску в досліджуваній камері (див. рис.3, а), рис.3, б)).



а)



б)



в)

Рис. 3

Аналогічні розрахунки були проведені *для другого розрахункового випадку.* Він також відповідав моменту часу, коли після перехідного процесу в досліджуваній динамічній системі «камера згоряння – продукти згоряння» при нестаціонарній течії продуктів згоряння в камері був реалізований усталений автоколивальний режим течії газу. Проте цей динамічний процес відбувався при гармонійному синусоїдальному збуренні з домінуючою частотою коливань 70 Гц (як базової частоти власних коливань динамічної системи, що випливає з рис. 3, б)) з метою аналізу можливості більш раннього виходу досліджуваної динамічної системи на граничний цикл та визначення ступеню впливу збурення динамічної системи з цією частотою вимушених коливань на величину розмахів коливань тиску в камері та тяги енергетичної установки. На рис. 4 – рис. 7 представлені розрахункові динамічні складові тиску P_{din} в досліджуваній камері з «початковою» формою вигоряння заряду (рис. 4, а)) (P_{din} в т. 1 див. рис. 1, рис. 4, г), рис. 5) та при *ступеню вигоряння палива* в камері 95 % (рис. 6 а (P_{din} в т. 1 див. рис.1), рис. 6, г), рис. 7) при цьому круглими маркерами (див. рис. 4, а), рис. 6, а)) позначено моменти часу, для яких далі наведено діаграми розподілу динамічної складової тиску P_{din} в камері (див. рис. 5, рис. 7). Відповідні експериментальні значення відносної тяги $\bar{R}_{exp}$, отримані для досліджуваної камери (див. рис. 4, б)), рис. 4, в), рис. 4, д), рис. 6, б), рис. 6, в), рис. 6, д)).

На рис. 4 і рис. 6 наведено діаграми динамічної складової тиску P_{din} продуктів згоряння в камері, залежності від часу експериментальних значень відносної тяги $\bar{R}_{exp}$, діаграми розрахункової завихренності газу Av, діаграми розрахункової осьової швидкості V_{axial} в залежності від часу при формі заряду, що відповідає *ступеню вигоряння палива* в камері 5 % і 95 % відповідно.

На рис.4, г) («початкова» форма вигоряння заряду) та рис. 6, в) (*ступінь вигоряння палива* в камері 95 %) наведено діаграми розподілу в камері енергетичної установки розрахункової завихренності газу Av (тут Av позначено модуль ротора векторного поля швидкостей) для моменту часу t = 0.093 с. Ці діаграми показують, що поверхня твердого палива (яка має підвищену шорсткість внаслідок вигоряння) призводить до суттєвого збільшення розрахункової завихренності газу Av, що в свою чергу призводить до зменшення в цих місцях осьової швидкості V_{axial}, а також призводить до формування зон (розташованих на осі симетрії і рівновіддалених від стінок камери в її циліндричній частині перед критичним перерізом) з підвищеною осьовою швидкістю V_{axial} (див. рис. 4, д), рис. 6, г) відповідно) та підвищеною динамічною складовою тиску P_{din} (рис. 4, в), рис. 6, д) відповідно).

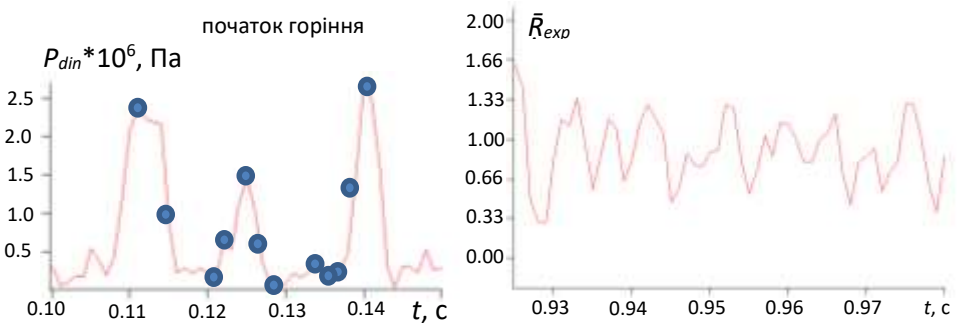
На рис. 5 наведено діаграми динамічної складової тиску P_{din} продуктів згоряння в камері в залежності від часу при формі заряду, що відповідає часу початкового періоду течії. При цьому випливає, що динамічні складові вимушеного тиску після колапсу вихорів при течії продуктів згоряння уздовж камери зміщаються уздовж осі до критичного перерізу.

Як при чисельному моделюванні течії продуктів згоряння, так і в експерименті зафіксовано достатньо низькі частоти коливань (70 Гц) в камері досліджуваної енергетичної установки, яка характеризується малим об’ємом. При моделюванні течії продуктів згоряння в камері, в циліндричній частині камери перед критичним перерізом, а також в докритичній порожнині виявлено зони максимальних динамічних складових тисків в камері.

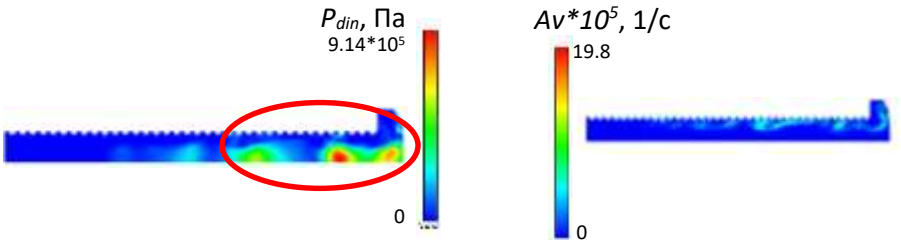
Як випливає з рис. 5, рис. 7 максимальні динамічні складові тиску P_{din} (чисельно визначені як усталені динамічні складові вимушеного тиску після колапсу вихорів при течії продуктів згоряння уздовж камери) складали 11 бар (амплітуди коливань тиску в камері) цьому значенню відповідає амплітуда

автоколивань відносної тяги $\bar{R}$ 0.3 (як результат перерахунку чисельного значення динамічної складової тиску в камері в коливання тяги), яка не перевищує експериментальної амплітуди коливань відносної тяги $\bar{R}_{exp}$ в камері 0.66. При цьому необхідно урахувати, що обчислення були проведені тільки з урахуванням турбулентної течії продуктів згоряння уздовж камери (без урахування впливу коливань на нестаціонарні хімічні процеси, що мають місце при горінні палива).

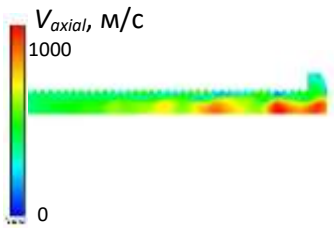
При *ступеню вигоряння палива* в камері 95 % при моделюванні течії продуктів згоряння також зафіксовано коливання з низькими частотами (70 Гц). В цьому випадку при зростанні динамічних складових тиску в камері (в т. 1 див. рис. 1, близьки до точки вимірювання в експерименті) зони з максимальними динамічними складовими тиску P_{din} розташовуються безпосередньо в критичному перерізі, а при зменшенні динамічної складової (в т. 1) зони з максимальними динамічними складовими тиску зміщуються до циліндричної частини. Розрахункові динамічні складові тиску в камері для випадку *ступеня вигоряння палива* в камері 95 % зростають за часом більш рівномірно (див. рис. 6) на відміну від розрахункових значень для випадку початку горіння (див. рис. 4).



а) б)



в) t=0.093 с г) t=0.093 с



д) t=0.093 с

Рис. 4

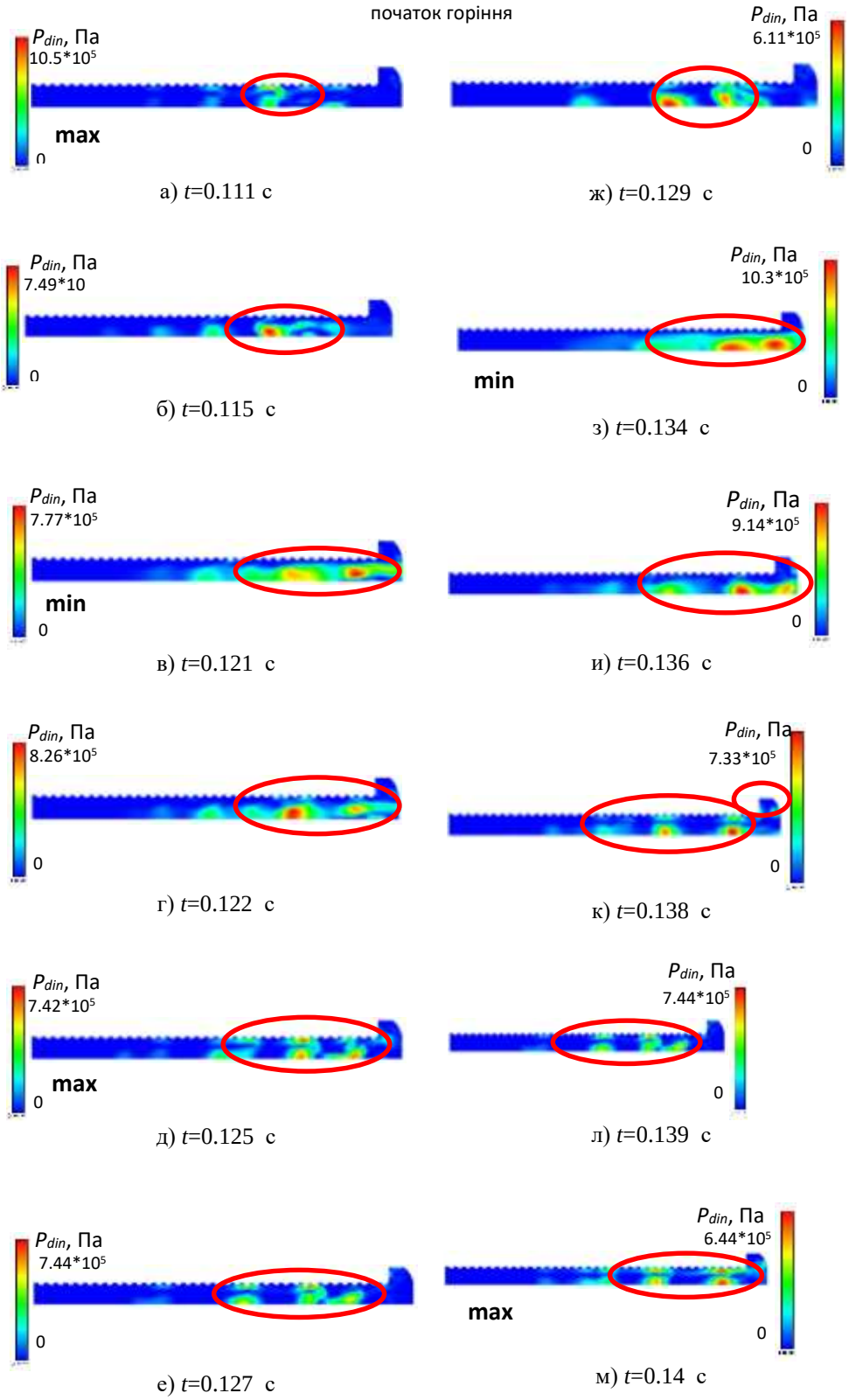
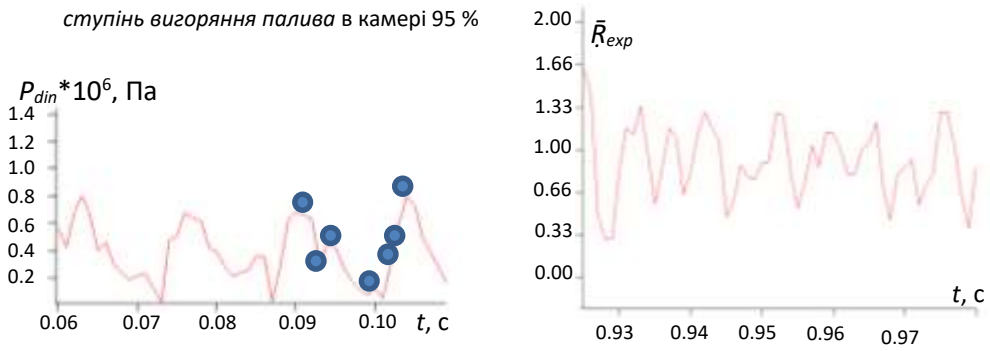
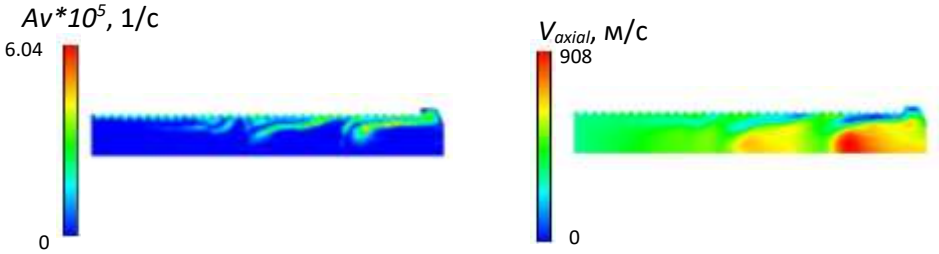

початок горіння
P_{din}, Па
10.5*10^5
max
0
а) t=0.111 с
P_{din}, Па
7.49*10
0
б) t=0.115 с
P_{din}, Па
7.77*10^5
min
0
в) t=0.121 с
P_{din}, Па
8.26*10^5
0
г) t=0.122 с
P_{din}, Па
7.42*10^5
max
0
д) t=0.125 с
P_{din}, Па
7.44*10^5
0
е) t=0.127 с
P_{din}, Па
6.11*10^5
0
ж) t=0.129 с
P_{din}, Па
10.3*10^5
min
0
з) t=0.134 с
P_{din}, Па
9.14*10^5
0
и) t=0.136 с
P_{din}, Па
7.33*10^5
0
к) t=0.138 с
P_{din}, Па
7.44*10^5
0
л) t=0.139 с
P_{din}, Па
6.44*10^5
max
0
м) t=0.14 с

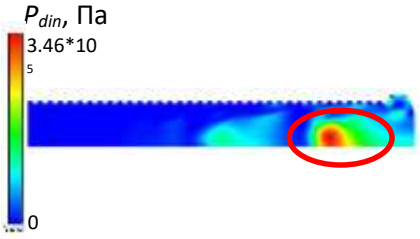
Рис. 5



а) б)



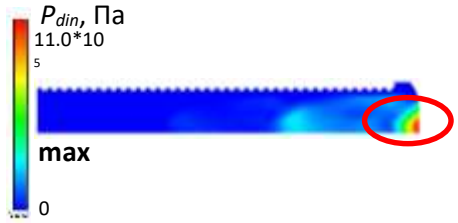
в) t=0.136 с г) t=0.136 с



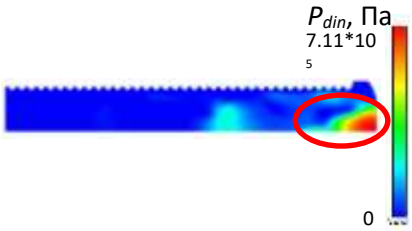
д) t=0.136 с

Рис. 6

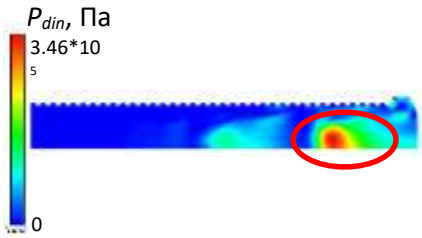
ступінь вигоряння палива в камері 95 %



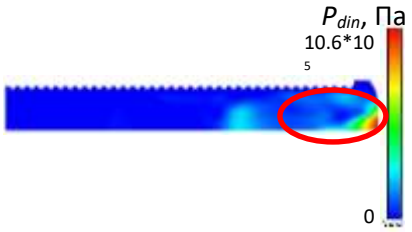
а) *t*=0.09 с



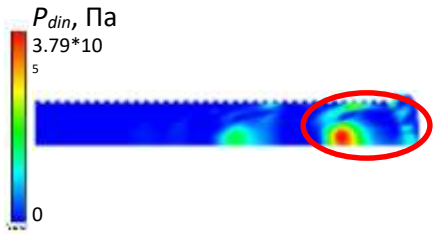
б) *t*=0.102 с



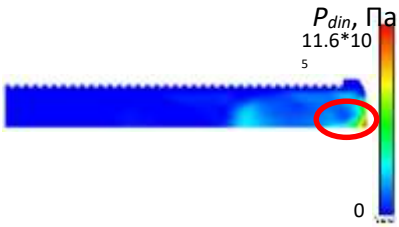
в) *t*=0.093 с



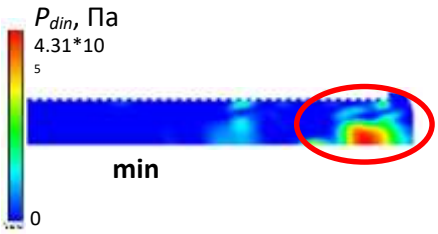
г) *t*= 0.103 с



д) *t*= 0.094 с



е) *t*= 0.104 с



ж) *t*= 0.1 с

Рис. 7

Як на початку горіння, так і при *ступеню вигоряння палива* в камері до 95 % при моделюванні течії продуктів згоряння зафіксовано коливання з низькими частотами (70 Гц) та для динамічної складової тиску спостерігаються вихори, які формуються від критичного перерізу в напрямку до циліндричної частини камери.

На основі аналізу представлених вище даних можна зробити висновки про основні напрямки сучасних досліджень нестійкості робочого процесу енергетичної установки з твердим паливом з місячного реголіту. Вони можуть бути такими: виявлення механізмів розвитку коливань тиску в камері згоряння, аналіз та моделювання явищ, пов'язаних із загорянням палива (у тому числі, затримкою займання), горінням, теплопередачою; аналіз резонансного демпфування у енергетичній установці; розробка методів оптимізації конструкції камери енергетичної установки з метою зниження рівня амплітуд коливань тиску; вивчення ролі горіння алюмінієвих крапель в алюмінізованому паливі у реалізації внутрішньої нестійкості енергетичної установки.

Висновки. Показано, що інноваційне використання місячних ресурсів на місці (in situ) є технологією, що припускає значне прискорення темпів освоєння космічного простору на основі проєктування ракетних енергетичних установок для місячних посадкових модулів при використанні ISRU (Lunar Regolith) палив.

Проведено чисельне визначення термодинамічних характеристик тестового зразка ракетного палива, яке за рядом хіміко-фізичних властивостей близьке до агломератів, що можуть бути отримані з місячного реголіту.

При цьому на основі тестування фізичної моделі енергетичної установки виявлено ефекти, що характеризуються неповнотою згоряння або згасання при горінні палива, а також можливим розвитком нестійких динамічних процесів при течії продуктів згоряння в камері твердопаливної ракетної енергетичної установки. На основі теоретичного визначення параметрів нестаціонарних процесів в камері згоряння тестового зразка палива при течії продуктів згоряння показана можливість реалізації нестійкості робочого процесу (автоколивань) в енергетичній установці.

Визначено основні можливі напрямки сучасних досліджень нестійкості робочого процесу в енергетичній установці з місячного реголіту, а саме: виявлення механізмів розвитку коливань тиску в камері згоряння, аналіз та моделювання явищ, пов'язаних із загорянням палива (у тому числі, затримкою займання), горінням, теплопередачою; аналіз резонансного демпфування у енергетичній установці; розробка методів оптимізації конструкції камери установки з метою зниження рівня амплітуд коливань тиску; вивчення ролі горіння алюмінієвих крапель в алюмінізованому паливі у реалізації внутрішньої нестійкості енергетичної установки.

1. Universe SpaceTech. Лунный модуль Blue Ghost от Firefly Aerospace готов к старту. Интернет ресурс URL: https://universemagazine.com/ru/lunnyj-modul-blue-ghost-ot-firefly-aerospace-gotov-k-startu/ (Last accessed 20.02.2025).
2. Firefly Aerospace. Blue Ghost Mission 1. Firefly's first mission to the Moon launched on January 15 and will land on March 2. URL:https://fireflyspace.com/ (Last accessed 20.02.2025).
3. *Sowers G.* A cislunar transportation system fueled by lunar resources. Space Policy. Vol. 37. Part 2. 2016. P. 103–109. https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2016.07.004
4. *Hayne P., Hendrix A., Sefton-Nash E., Siegler M., Lucey P., Retherford K., Williams J.-P., Greenhagen B., Paige D.* Evidence for exposed water ice in the Moon’s south polar regions from Lunar Reconnaissance Orbiter

ultraviolet albedo and temperature measurements. Icarus. 2015. Vol. 255. P. 58–69. https://doi.org/10.1016/j.icarus.2015.03.032
5. *Kinefuchi K., Miyakita T., Umemura Yu., Nakajima J., Koga M.* Cooling system optimization of cryogenic propellant storage on lunar surface , Cryogenics. 2022. Vol. 124. 15 p. https://doi.org/10.1016/j.cryogenics.2022.103494
6. *Yelken U., Yalcintas A., Karabeyoglu A.* Development of a Lunar Vehicle with a Hybrid Rocket Engine Produced Using Lunar Resources. International Journal of Aeronautical and Space Sciences. 2024. 10 p. https://doi.org/10.1007/s42405-024-00809-2
7. *Hampl S., Austen D., Van Ende M.-A., Paleka J., Goroshin S., Shafirovich E., Bergthorson J.* Conceptual design of rocket engines using regolith-derived propellants. Acta Astronautica. 2024. Vol. 223. P. 594–605. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.06.029
8. *Xanthopoulou G.* Development of new processes for in-situ resource utilization (ISRU) on Moon and Mars. Космічні дослідження і технології. 2013. №01. P. 24–31. URL: https://www.researchgate.net/publication/236684254 (last accessed 20.02.2025).
9. *Schreiner S., Dominguez J., Sibille L., Hoffman J.* Thermophysical Property Models for Lunar Regolith. Advances in Space Research. 2015. 30 p. URL: https://www.researchgate.net/publication/288918105 (last accessed 20.02.2025).
10. NTRS - NASA Technical Reports Server. Powdered aluminum and oxygen rocket propellants: Subscale combustion experiments URL: https://ntrs.nasa.gov/citations/19940017287(last accessed 20.02.2025).
11. *McKay D., Heiken G., Basu A., Blanford G., Simon S., Reedy R., French B., Papike J.* The Lunar Regolith. Chapter 7. Lunar Sourcebook, Cambridge: Cambridge University Press. 1991. P. 285 – 356. URL: https://www.lpi.usra.edu/publications/books/lunar_sourcebook/pdf/Chapter07.pdf (last accessed 20.02.2025).
12. *Hayne P., Bandfield J., Siegler M., Vasavada A., Ghent R., Williams J.-P., Greenhagen B., Aharonson O., Elder C., Lucey P., Paige D.* Global Regolith Thermophysical Properties of the Moon From the Diviner Lunar Radiometer Experiment. The Journal of Geophysical Research Planets. 2017. Vol. 122. Issue 12. P. 2371–2400. https://doi.org/10.1002/2017JE005387
13. *Liu Y., Zhang X., Chen X., Wang C., Yu Y., Jia Y., Yao W.* Boosting the Mechanical and Thermal Properties of CUG-1A Lunar Regolith Simulant by Spark Plasma Sintering. Crystals. 2024. №14. P. 1–12. https://doi.org/10.3390/cryst14121022
14. *Belov G. V., Trusov, B. G.* Software for simulation of thermo-dynamic equilibrium states of combustion fuels. Rocket and space propulsion systems. Collected materials of All-Russian Scientific and Technical Conference. Moscow: OOO «Diona» Publishing Company, 2010. P. 21–22.
15. *Коваленко Н. Д.* Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракеты (термогазодинамическое управление вектором тяги). г. Днепропетровск: Институт технической механики НАН и НКА Украины, 2003 г. 412 с.
16. *Зельдович Я. Б., Лейпунский О. И., Либрович В. Б.* Теория нестационарного горения пороха. М.: Наука, 1975. 132 с.
17. *Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. П.* Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1969. 517 с.
18. *Присняков В. Ф.* Динамика ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1984. 248 с.
19. *Натанзон М. С.* Неустойчивость горения. М.: Машиностроение, 1986. 248 с.
20. *Абугов Д. И., Бобылев В. М.* Теория и расчет ракетных двигателей твердого топлива. М.: Машиностроение, 1987. 272 с.
21. *Харье Д. Т.* Неустойчивость горения в ЖРД. М.: Мир, 1975. 864 с.
22. *Лейпунский О. И.* "К вопросу о физических основах внутренней баллистики реактивных снарядов", Докт. дисс, М.: ИХФ АН СССР, 1945. (Перепечатано в сб. "Теория горения порохов и взрывчатых веществ", М.: Наука, 1982, С. 226–277.).
23. *Wei Sh., Liu P., Jin B.* Nonlinear Combustion Instability Analysis of Solid Rocket Motor Based on Experimental Data. International Journal of Aerospace System Engineering. 2015. Vol. 2. No. 2. P. 58–61. URL:https://api.semanticscholar.org/CorpusID:259854493 (last accessed 20.02.2025).
24. *Genot A.* Aluminum combustion instabilities: Dimensionless numbers controlling the instability in solid rocket motors. Combustion and Flame. 2021. Vol. 232. p. 11. https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2021.111563
25. *Yue, S., Liu, L., Liu, H., Jiang, Y., Liu, P., Pang, A., Zhang, G., Ao, W.* Agglomerate Size Evolution in Solid Propellant Combustion under High Pressure. Aerospace. 2023. №10. P. 15. https://doi.org/10.3390/aerospace10060515
26. *Ніколаєв О. Д., Башлій І. Д., Хоряк Н. В., Бондаренко С. Г.* Вплив шорсткості поверхні камери енергетичної установки на низькочастотні автоколивання холодного робочого газу. ТМ. 2023. № 3. С. 3–17. https://doi.org/10.15407/itm2023.03.003
27. *Nicoud F., Ducros F.* Subgrid-scale stress modeling based on the square of the velocity gradient tensor. Flow Turbulence and Combustion.1999. Vol. 62(3). P. 183–200. https://doi:10.1023/A:1009995426001
28. *Kohnke P.* Ansys Inc. Theory Manual. Twelfth Edition. Canonsburg: SAS IP, 2001. 1266 p.

Отримано 27.02.2025,
в остаточному варіанті 12.05.2025