

УДК 621.452.034.017

DOI [https://doi.org/10.15589/znп2025.2\(500\).18](https://doi.org/10.15589/znп2025.2(500).18)

EXPERIMENTAL STUDY OF A MONOFUEL RAMJET AIR-DETONATION ENGINE

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ПРЯМОТОЧНО ПОВІТРЯНО-ДЕТОНАЦІЙНОГО ДВИГУНА НА МОНОПАЛИВАХ

Vitalii V. Stoliarchuk

vitaliy.stoliarchuk@gmail.com

ORCID: 0000-0001-6082-7577

Olexandr Ye. Zolotko

O.Zolotko@ftf.dnu.edu.ua

ORCID: 0009-0008-5600-500X

В. В. Столярчук^{1,2},

аспірант дослідник PhD, інженер випробувач

О. Є. Золотько¹,

канд. техн. наук, доцент

¹*Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro*²*State Design Office “Yuzhnoye” named after M. K. Yangel, Dnipro*¹*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, м. Дніпро*²*Державне підприємство «Конструкторське бюро “Південне” імені М. К. Янгеля», м. Дніпро*

Abstract. The subject of the study in the article is the processes occurring in the chamber of a straight-through air-detonation engine of a combined acceleration cycle. The aim is to identify the most significant factors and study their influence on defining characteristics of the ejector mode of operation of a compact detonation engine. Task: to consider promising concepts of multi-mode engines and to investigate the nature of the influence of mode parameters and design factors on increasing the efficiency of a compact detonation engine. Methods of solving problems: computational-analytical and computational-experimental. The article presents a complete methodology for studying a ramjet air-detonation engine (RDE) operating on a monofuel. The feasibility of switching from the traditional combustion mode to the detonation mode in the context of increasing thrust efficiency and reducing specific fuel consumption is substantiated. The relevance of developing such power plants for promising aviation and space technology, in particular small aircraft, unmanned aerial vehicles and modular rocket systems, is determined. The purpose of the study is to create a holistic system of experimental and numerical analysis of processes in a monofuel SPDD, as well as verification of analytical models considering the features of chemical kinetics.

The paper presents the results of experimental studies of a ramjet air-detonation engine (RADE) operating on monofuels – Pronit and Enit. The tests were conducted on an impulse wind tunnel (IAT) at Mach numbers from 4 to 8. The conditions for the formation of the detonation front, the influence of pulse frequency, channel geometry and throttling modes on combustion stability were investigated. Particular attention was paid to adapting the design of the inlet diffuser and the internal geometry of the chamber to the conditions of high-altitude flight. The efficiency of using different types of monofuels in terms of thrust, stability and temperature load was compared. It was established that the RADE with the Pronit monofuel can provide a stable detonation mode at altitudes up to 20 km. The results obtained can be used in the creation of hypersonic aircraft and new generation power modules. A set of methods was applied: high-speed experimental research using a laboratory stand; diagnostics of pressure, temperature and detonation velocity parameters; numerical modeling based on Navier–Stokes equations with reaction kinetics; the approaches of Heizer, Wilson and Lu were used for different levels of complexity of physical and mathematical models. Methods of solving problems: computational-analytical and computational-experimental. Numerical modeling was conducted in a software package using various turbulence models to evaluate viscous supersonic flows. Conclusions: the results of the experiments allowed us to identify critical conditions for launching a detonation wave, establish the influence of the geometric characteristics of the combustion chamber on the stability of combustion, and assess the temperature load on the structure.

The scientific novelty of the work lies in the integrated approach to the study of compact monofuel detonation engines (DDE), which combines detailed chemical and hydrodynamic models with real laboratory tests. For the first time, the influence of preheating, compression ratio and feed rate on the implementation of stable detonation in a monofuel system has been systematically investigated.

The practical significance lies in the possibility of using the obtained results in the design of compact energy-efficient detonation engines for autonomous systems, where mass-dimensional characteristics, start-up speed and reliability are critical indicators.

Key words: detonation combustion; monofuel; direct-flow air-detonation engine; numerical modeling; wave stabilization; combustion chamber; compact detonation engine.

Анотація. *Предметом вивчення у статті є процеси, які відбуваються у камері прямооточно повітряно-детонаційної двигунної установки комбінованого циклу прискорення. Метою є виявлення найбільш значущих факторів та дослідження їх впливу на визначальні характеристики роботи компактного детонаційного двигуна. Завдання: розглянути перспективні концепції багаторежимних двигунів та дослідити характер впливу режимних параметрів та конструктивних факторів на підвищення ефективності компактного детонаційного двигуна. Методи розв'язання задач: розрахунково-аналітичний та обчислювально-експерименту. У статті представлено повну методологію дослідження прямооточного повітряно-детонаційного двигуна (ППДД), що функціонує на монопаливі. Обґрунтовано доцільність переходу від традиційного режиму згоряння до детонаційного в контексті підвищення ефективності тяги та зменшення питомої витрати палива. Визначено актуальність розробки подібних силових установок для перспективної авіаційної та космічної техніки, зокрема малої авіації, безпілотних літальних апаратів та модульних ракетних систем. Метою дослідження є створення цілісної системи експериментального та чисельного аналізу процесів у ППДД з подачею монопалива, а також верифікація аналітичних моделей з урахуванням особливостей хімічної кінетики.*

У роботі представлено результати експериментальних досліджень прямооточного повітряно-детонаційного двигуна (ППДД), що працює на монопаливі – Проніт та Еніт. Випробування проводилися на імпульсній аеродинамічній трубі (ІАТ) при числах Маха від 4 до 8. Досліджено умови формування фронту детонації, вплив частоти імпульсів, геометрії каналу та режимів дроселювання на стабільність згоряння. Особливу увагу приділено адаптації конструкції вхідного дифузора та внутрішньої геометрії камери до умов висотного польоту. Порівняно ефективність використання різних типів монопалив за параметрами тяги, стійкості та температурного навантаження. Встановлено, що ППДД із монопаливом Проніт може забезпечити стабільний детонаційний режим на висотах до 20 км. Одержані результати можуть бути використані при створенні гіперзвукових літальних апаратів та енергетичних модулів нового покоління. Застосовано комплекс методів: високошвидкісне експериментальне дослідження з використанням лабораторного стенду; діагностика параметрів тиску, температури та швидкості детонації; чисельне моделювання на базі рівнянь Нав'є-Стокса з реакційною кінетикою; використано підходи Хейзера, Вільсона та Лу для різних рівнів складності фізико-математичних моделей. Методи розв'язання задач: розрахунково-аналітичний та обчислювально-експериментальний. Чисельне моделювання проводилося у програмному комплексі з використанням різних моделей турбулентності для оцінки в'язких надзвукових потоків. Висновки: результати експериментів дозволили виявити критичні умови запуску детонаційної хвилі, встановити вплив геометричних характеристик камери згоряння на стабільність згоряння, а також оцінити температурне навантаження на конструкцію.

Наукова новизна роботи полягає у комплексному підході до вивчення компактних ППДД на монопаливі, що поєднує детальні хімічні та гідродинамічні моделі з реальною лабораторною валідацією. Вперше системно досліджено вплив попереднього нагріву, ступеня стиснення та швидкості подачі на реалізацію стабільної детонації в монопаливній системі.

Практичне значення полягає у можливості використання отриманих результатів при проектуванні компактних енергоефективних детонаційних двигунів для автономних систем, де критичними є показники масогабаритності, швидкості запуску та надійності.

Ключові слова: детонаційне згоряння; монопаливо; прямооточний повітряно-детонаційний двигун; чисельне моделювання; стабілізація хвилі; камера згоряння; компактний детонаційний двигун.

ВСТУП

У сучасних аерокосмічних технологіях дедалі більшу увагу привертають системи з використанням детонаційного згоряння завдяки їхній потенційній здатності до підвищення ефективності та компактності силових установок. Одним із найперспективніших напрямів є створення прямооточного повітряно-детонаційного двигуна (ППДД), що забезпечує тягу за рахунок енергії детонаційної хвилі, яка поширюється у напрямку основного потоку. На відміну від

звичайних реактивних двигунів, де згоряння відбувається в режимі дефлаграції, у ППДД реалізується режим детонаційного згоряння, що супроводжується високою швидкістю тиску, температури й швидкості газу.

Потенціал використання ППДД особливо актуальний для безпілотних літальних апаратів, оперативно-тактичних ракет і гіперзвукових систем, де критичними є компактність, швидкість запуску, питома потужність і енергоефективність. Водночас

детонаційне згоряння має складну природу, запуск та утримання фронту детонації вимагає точного контролю параметрів потоку, геометрії камери згоряння й властивостей пального.

Одним із напрямів спрощення конструкції та підвищення її надійності є застосування монопалива, яке містить у своїй структурі як окислювальні, так і відновні компоненти, що дозволяє уникнути складних схем змішування повітря й пального, зменшити час реакції, а також досягти самозаймання за оптимальних умов. Типовими представниками монопалив є висококонцентрований перекис водню, гідразин, монометилгідразин, етилнітрат тощо. Їхня здатність до швидкого розкладу й виділення тепла робить їх привабливими для застосування в імпульсних системах.

Використання монопалив у ППДД ставить нові завдання – зокрема щодо керованості детонаційного процесу, термостійкості конструкцій, вибору критичних параметрів камери згоряння та способів ініціювання детонаційної хвилі. Зазначені проблеми потребують комплексного підходу, що поєднує експериментальні методи з чисельним моделюванням.

Актуальність дослідження полягає в необхідності створення науково обґрунтованої методології аналізу процесів у прямоточному повітряно-детонаційному двигуні з використанням монопалива як джерела енергії, з урахуванням динаміки хімічного перетворення, ударно-хвильової структури та впливу геометричних параметрів.

Мета роботи – розробити методологію експериментального та чисельного дослідження ППДД на монопаливі, верифікувати основні математичні моделі (Wilson, Lu, Heiser), визначити критичні параметри для стійкого запуску та реалізації детонації, оцінити теплове навантаження та перспективи практичного застосування.

Експериментальні дослідження мають визначальне значення, вони дають можливість коректно верифікувати чисельне моделювання. Для виконання поставлених задач дослідження, відпрацювання виконувалось в наступній послідовності: вибір пального проведення розрахунків геометричних параметрів камери ППДД, вхідного дифузору, критичних параметрів. Створена стендова установка відпрацювання порожнистої камери з усіченим соплом Лавалю, для підтвердження обертової детонації на компонентах палива Еніт, Проніт з Повітрям та визначались критичні параметри компактної камери до наступних випробувань ППДД в аеродинамічній трубі.

У цьому дослідженні була перевірена можливість обертової детонації в порожнистій камері з усіченим соплом Лавалю, для визначення зв'язку між високочастотною тангенціальною нестабільністю і безперервною обертовою детонацією з відпрацюванням використання монопалив Еніта та Проніта, за основу було взяті дослідження Zhang H. L., Liu W. D., &



Рис. 1. Фото стендової установки, відпрацювання порожнистої камери на монопаливах

Liu S. J. [1], [2], Porowski R., Teodorczyk A. [3]. Були визначені основні критичні параметри даних палив та відпрацьована методика регулювання флегматизаторами та стабілізатора, для стабілізації детонаційних процесів в камері згоряння. Їх застосування у ППДД обумовлене такими факторами: висока питома теплота згоряння (18–23 МДж/кг); низька температура самозаймання (370–500 К); добра детонаційна чутливість у закритих об'ємах; можливість ініціювання реакцій детонації за допомогою каталізаторів або іскрових імпульсів.

Розклад монопалива, як правило, є багатостадійним хімічним процесом, у якому відбувається спочатку розрив слабких хімічних зв'язків з утворенням радикалів, а потім – рекомбінація з виділенням тепла [4, 5].

В даній роботі були розглянуті можливість використання Еніта та Проніта в ППДД як перспективних монопалив. Основна перевага монопалив – їх достатньо висока густина і температурна стабільність. На відміну від криогенних палив, таких як метан або водень, Проніт і Еніт не потребують охолодження до наднизьких температур, що значно спрощує конструкцію паливної системи та знижує вимоги до ізоляції. Щільність пального Проніт сягає 1220–1228 кг/м³, а Еніт – 1276–1281 кг/м³, що дозволяє компактно зберігати велику кількість енергії, важливо для ракетних платформ малої та середньої дальності.

Для Еніту температура самозаймання становить всього 476 °К, а це означає, що навіть помірний нагрів внутрішніх стінок камери може призвести до передчасної дефлаграції. Для порівняння, у парі $H_2 + O_2$ температура самозаймання перевищує 510 °К, що дає більший запас термостабільності. У середовищі повітря або залишкових продуктів згоряння у циклічних режимах ППДД ці властивості ставлять додаткові вимоги до матеріалів камери згоряння. Якщо не забезпечити активне охолодження (внутрішнє або зовнішнє), то ризик термічного самозаймання призводить до порушення режиму детонації. Зокрема, теплоємність Проніту (близько 1580–1620 Дж/кг·°К) і Еніту (≈ 1660 Дж/кг·°К) значно нижча, ніж у водню, що обмежує їх здатність відводити тепло при регенеративному охолодженні.

Повний цикл роботи ППДД включає чотири фази: заповнення камери паливом або паливно-окиснювальною сумішшю; ініціювання детонації (за допомогою іскри, струменя або теплового запуску); поширення фронту детонації до заднього торця камери; видалення продуктів згоряння та продування. У роботі [7] показано, що ефективність кожного циклу може бути підвищена шляхом синхронізації часу продування та повторного заповнення. Важливо, що за належних умов, сам процес очищення камери може відбуватись за рахунок розрідження, яке утворюється після проходження хвилі детонації.

Наші розрахунки для ППДД з використанням Проніта показали, що температура вхідного середовища з висотою поступово знижується (від 288 °К на рівні моря до 226 °К на 30 км), що потенційно зменшує ризик самозаймання, але водночас знижує тягу двигуна без додаткового наддуву. Найкраще співвідношення між питомим імпульсом і витратою пального досягається на висоті 10–15 км: при тяговому навантаженні 4000 Н витрата пального складає лише ~ 1.12 кг/с, що в 1.3–1.5 рази нижче, ніж у рідкого кисню з гасом при аналогічних умовах.

У випадку з Енітом ситуація схожа, його питомий імпульс сягає 340 с, але температура детонації дещо нижча – 2200–2300 °К, що дозволяє зменшити теплове навантаження на камеру згоряння, але водночас зменшує кінетичну енергію продуктів згоряння. Крім того, температура самозаймання Еніту дуже близька до стандартних робочих температур на вході в двигун, особливо на висотах нижче 5 км, де зовнішнє повітряне охолодження є обмеженим через щільність атмосфери.

Зауважитимемо, що обидва паливні склади мають високу пружність парів, що є потенційно небезпечним при роботі в умовах великих перепадів температур, при старті з рівня моря до стратосфери.

Ці дані підтверджують, що детонаційні двигуни на Проніті або Еніті мають вищу теплову і механічну потужність у режимі Чепмена–Жуге, але платять за це вищим рівнем витрат палива та вимог до охолодження [5].

Для експериментальних досліджень процесів детонації в компактному детонаційному двигуні використовувалась аеродинамічна труба ДП «КБ «Південне» імені М. К. Янгеля, дивись рисунок 2. Процес експерименту в аеродинамічній трубі є нелінійним процесом зі складними характеристиками. Першочерговим завданням є опанування ключових фізичних параметрів та критеріїв оцінки продуктивності під час його роботи.



Рис. 2. Стендова установка для дослідження ППДД на монопаливі [6] де: 1 – рама; 2 – смітник для зберігання стисненого повітря з підігрівачами; 3 – головна передкамера; 4 – трубопровід подачі стисненого повітря; 5 – дистанційний швидкодіючий клапан; 6 – з'єднувальний трубопровід; 7 – допоміжна форкамера; 8 – змінна частина форсунки, 9 – робоча частина, де розміщений ППДД; 10 – оптичне вікно візуалізації процесу; 11 – конфузор; 12 – витяжний дифузор; 13 – камера звукопоглинання

Ключові елементи конструкції стенда: вхідний дифузор – формує надзвуковий потік повітря; інжекторна система – осьова подача монопалива через розпилювальні форсунки; камера згоряння – змінного діаметра (від 38 до 76 мм), довжиною до 500 мм, виконана з жаростійкого сплаву; запалювальна система – іскровий імпульс від високовольтного генератора; система діагностики – включає тензометричні датчики тиску, термопари, фотодіоди та високошвидкісну камеру (до 100 кадрів/с). Послідовність проведення випробувань: проведення калібрування датчиків тиску та температури при оптимізації вибору вхідного дифузору повітрязбірника; відпрацювання обтікання габаритного (1:35) макета ППДД

Таблиця 1. Порівняльна таблиця базових характеристик палив

Параметр	H_2+O_2	CH_4+O_2	Гас+ O_2	Проніт	Еніт
Тиск у точці Чепмена–Жуге, МПа	1.86	1.69	1.21	4.16	3.95
Тиск у зоні сталих параметрів, МПа	0.70	0.64	0.47	1.485	1.415
Питомий імпульс, с	369.7	347.6	328.4	349.8	365.1
Температура у Чепмена–Жуге, °К	3673	3616	3631	2437	2209
Швидкість фронту детонації, м/с	2835	2333	2191	2525	2360

в ІАТ; відпрацювання системи ініціювання детонаційної реакції в ППДД під набігаючим потоком $M = 2,5\text{--}6$ махів; відпрацювання працездатності ППДД на критичних параметрах; аналіз результатів та модернізація.

Для дослідження динаміки хвилі детонації автоматичним програмним комплексом реєструвались наступні параметри: температура та тиск у трьох перерізах камери (вхід, середина, вихід); температура на стінці та в центрі камери; швидкість детонаційного фронту; структура полум'я (візуалізація через систему СНВВ-81/87) [6].

Розрахунок швидкості детонації здійснювався за формулою:

$$D = \Delta x / \Delta t$$

де D – швидкість детонації (м/с); Δx – відстань між сенсорами (м); Δt – затримка сигналу між датчиками тиску, різниця часу спрацювання (с).

Число Маха при надзвуковому обтіканні визначалося як відношення тиску гальмування за прямим стрибком у приймачі повного тиску, встановленому в робочій частині назустріч потоку до повного тиску в допоміжній форкамері

$$\frac{P_0'}{P_{02}} = \frac{\frac{2\gamma}{\gamma+1} M^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}}{\left[\frac{4\gamma}{(\gamma+1)^2} - \frac{2(\gamma-1)}{(\gamma+1)^2} \frac{1}{M^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}},$$

де $\gamma = 1,4$.

Розподіл температур здійснено за допомогою термопар типу ТХ з частотою дискретизації 10 кГц. Визначались максимальні температури у фронті хвилі до 2600 °К та на стінках до 1400 °К, що дозволило оцінити теплові навантаження на конструкцію камери.

Тиск вимірювався датчиками ВТС-22-250В-А-Г1/4-С-5200 (до 20 МПа) з частотою 10 кГц. Графіки тиску будувались для виявлення характеру фронту (піковий / мінімальний) та повторюваності циклу.

РЕЗУЛЬТАТИ ВИПРОБУВАНЬ ТА АНАЛІЗ ОТРИМАНИХ ДАНИХ

Перед проведенням випробувань були проведені розрахункові операції з визначення оптимальних параметрів вхідного дифузору (повітрязабірника) ППДД. Повітрязабірник відіграє важливу роль у визначенні загальної ефективності ППДД, теплопередача через поверхню повітрязабірника визначає ефективність процесу стиснення та величину аеродинамічного опору. Доведено, що середня температура на виході з повітрязабірника та коефіцієнт стиснення є вирішальними факторами для підвищення ступеня стиснення повітря та ефективності двигуна [9].

Монопаливо перед подачею підігрівалося до 480–520 °К через канал охолодження внутрішньої стінки камери двигуна, що забезпечувало надійний запуск детонації. Установлено, що нижче температури

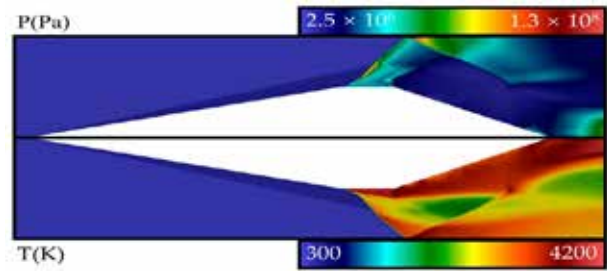


Рис. 3. Розподіл тиску та температури в ППДД, при кути входу 300 та $M = 5$ махів

460 °К ініціація відбувалась нестабільно або супроводжувалась лише хвилею запалювання дефлагмаційним горінням, без переходу в детонацію [10].

Подача здійснювалась дозовано насосом високого тиску (0,7–2 МПа), що забезпечувало рівномірне заповнення зони інжекції перед запалюванням. Швидкість подачі корегувалась у реальному часі, виходячи з аналізу інформації, отриманої за допомогою датчиків тиску.

У ході експериментальних досліджень було зареєстровано типові осцилограми зміни тиску у трьох контрольних точках камери згоряння. Установлено, що після запалювання фронт тиску формується через $\sim 0,7$ мс, і швидко переходить у стаціонарну фазу детонації. Максимальні значення тиску у фронті становили: $P_1 = 0,65$ МПа (вхід); $P_2 = 1,5$ МПа (середина); $P_3 = 1,1$ МПа (вихід). Швидкість детонації – $D = 1920\text{--}2530$ м/с. Максимальний тиск – $P_{\text{Макс}} = 1,5$ МПа. Температура в зоні горіння – до 2150 °К, що відповідає літературним значенням для монопалива з високою енергетикою [6, 12, 13, 14]. Температурні заміри показали такі граничні значення: температура в осі фронту $T_{\text{Макс}} \approx 2150$ °К; температура на стінках $T_{\text{ст}} \approx 1180$ °К.

У такому контексті постає необхідність у розробці методології дослідження ППДД, що працює на монопаливі, з урахуванням термохімічних властивостей обраного пального, динаміки детонаційної хвилі, конструктивних параметрів сопла та дифузора, а також особливостей інтеграції з ежектором – як засобу підвищення

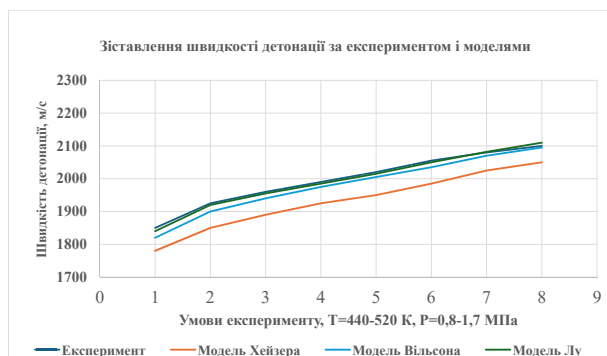


Рис. 4. Графік: детонаційна швидкість за експериментом та моделями

ефективності на дозвукових та трансзвукових режимах [15]. Особливий інтерес викликають роботи авторів (Wilson, Lu, Heiser, Pratt), у яких представлено практично-орієнтовану модель детонаційного двигуна з ежектором (Ejector-Augmented Pulse Detonation Rocket, EA-PDR), реалізовану через адаптивні енергетичні рівняння, що дозволяє враховувати як миттєві, так і усереднені по циклу параметри процесу [16].

Таблиця 2. Порівняння основних моделей за точністю прогнозу ключових параметрів

Модель	Відхилення D, %	Відхилення P макс, %	Коментар
Хейзер	±7	±9	Найпростіша, придатна для попередніх оцінок
Вільсон	±4	±5	Найкраще описує затримку займання та форму хвилі
Лу (CFD)	±3	±3	Відображає зворотні хвилі, зони нестійкості

ВИСНОВКИ

1. Монопаливо (Еніт, Проніт) демонструє високу ефективність для використання у ППДД, забезпечуючи самозаймання за температури понад 480 °К без потреби в окислювачі.
2. Експериментально підтверджено, що стабільна детонація досягається при співвідношенні $L/D \geq 5$,

тиску повітря $P_{вх} \geq 1,3 \text{ МПа}$ та температурі пального не нижче $T_{вх} = 480 \text{ °К}$.

3. Температурні навантаження на камеру згоряння досягають 1180 °К на стінках, що вимагає використання термостійких матеріалів і термозахисних покриттів.

4. Чутливість до умов подачі пального показує, що навіть незначні відхилення температури та тиску можуть призвести до зриву хвилі або нестійкої роботи. Це підтверджує необхідність адаптивного керування подачею.

Наукова новизна – полягає у системному підході до аналізу ППДД на монопаливі, що об'єднує енергетичні, гідродинамічні та хімічні аспекти з підтвердженням у фізичному експерименті.

Практична значущість – проведені дослідження та розроблена методика дозволяє проектувати ефективні, компактні та енергетично доцільні двигуни для безпілотних літальних апаратів, тактичних ракет і малих носіїв. **Перспективи подальших досліджень** будуть зосереджуватися на вдосконаленні конструктивних параметрів та адаптації всього компактного детонаційного двигуна.

ПОДЯКИ

Автор висловлює щирі вдячність начальнику випробувальної бази Колесниченко С. А., начальнику лабораторії Гудименку Д. І., випробувачу Кошелюку С. П., начальнику відділу проектної автоматизації Тиртишнику С. В., начальнику сектора проектної автоматизації Павленко В. В. та інженерно-дослідному складу ІАТ за підтримку під час експериментальних досліджень.

REFERENCES

- [1] Zhang, H., et al. (2021). Characteristic of rotating detonation wave in an H₂/air hollow chamber with Laval nozzle. *International Journal of Hydrogen Energy*, 46(24), 13389–13401. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2021.01.143>
- [2] Zhang, H., Liu, W. D., & Liu, S. J. (2017). Experimental investigations on H₂/air rotating detonation wave in the hollow chamber with Laval nozzle. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(5), 3363–3370. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2016.11.057>
- [3] Porowski, R., & Teodorczyk, A. (2011). Cellular structure of detonation wave for hydrogen-methane-air mixtures. *Journal of Power Technologies*, 91(3), 130–135. Retrieved from <https://papers.it.pw.edu.pl/index.php/jpt/article/view/225>
- [4] Kawalec, M., Głuch, J., Dudziak, M., & Teodorczyk, A. (2023). Development of a liquid-propogellant rocket powered by a rotating detonation engine. *Journal of Propulsion and Power*, 39(4), 554–561. <https://doi.org/10.2514/1.B38771>
- [5] Zhou, L., Wu, Y., Yu, Y., Zhang, Y., & Fan, Y. (2020). Design and testing of a monopropellant thruster based on N₂O decomposition. *Acta Astronautica*, 173, 1–9. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.05.010>
- [6] Stoliarchuk, V. V. (2024). Validation of efficiency enhancement methods for detonation jet engines. *Journal of Rocket-Space Technology*, 1(197), 82–88. <https://doi.org/10.32620/aktt.2024.4sup1.12>
- [7] Bennewitz, J. W., Glaesemann, A., Paxson, D. E., Hoke, J. L., & Johnson, J. (2021). Performance of a rotating detonation rocket engine with various convergent nozzles and chamber lengths. *Energies*, 14(8), 2037. <https://doi.org/10.3390/en14082037>
- [8] Zhang, Y., Wu, Y., Liu, Y., & Fan, Y. (2017). Wind tunnel tests of a hydrogen-fueled detonation ramjet model. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(36), 22979–22987. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2017.07.131>
- [9] Heiser, W. H., & Pratt, D. T. (2002). Thermodynamic cycle analysis of pulse detonation engines. *Journal of Propulsion and Power*, 18(1), 68–76. <https://doi.org/10.2514/2.5899>
- [10] Munipalli, R., Shankar, V., Wilson, D. R., Kim, H., Lu, F. K., & Liston, G. (2001). Performance assessment of ejector-augmented pulsed detonation rockets. AIAA Paper 2001-0830. <https://doi.org/10.2514/6.2001-830>

- [11] Larsson, J., Bermejo-Moreno, I., & Lele, S. K. (2013). Reynolds- and Mach-number effects in canonical shock-turbulence interaction. *Journal of Fluid Mechanics*, 717, 293–321. <https://doi.org/10.1017/jfm.2012.573>
- [12] Kailasanath, K. (2000). Review of propulsion applications of detonation waves. *AIAA Journal*, 38(9), 1698–1708. <https://doi.org/10.2514/2.1156>
- [13] Endo, T., & Fujiwara, T. (2003). Analytic estimation of performance parameters of an ideal pulse detonation engine. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 45(150), 249–254. <https://doi.org/10.2322/tjsass.45.249>
- [14] Gany, A., & Elitzur, S. (2022). Monopropellant detonation for advanced propulsion. *Acta Astronautica*, 195, 200–210. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.04.005>
- [15] Zolotko, O. Y., Zolotko, O. V., Aksyonov, O. S., Stoliarchuk, V. V., & Cherniavskiy, O. S. (2024). Analysis of the characteristics of the ejector regime of the impulse-detonation engine of the combined cycle of acceleration. *Aviation and Space Technology*, 6, 52–59. <https://doi.org/10.32620/akt.2024.6.05>
- [16] Liu, Y., Han, X., & Zhang, Z. (2022). The criterion on the propulsive balance of oblique detonation engine. arXiv preprint arXiv:2211.14551. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2211.14551>

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

- [1] Zhang, H., et al. (2021). Characteristic of rotating detonation wave in an H₂/air hollow chamber with Laval nozzle. *International Journal of Hydrogen Energy*, 46(24), 13389–13401. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2021.01.143>
- [2] Zhang, H., Liu, W. D., & Liu, S. J. (2017). Experimental investigations on H₂/air rotating detonation wave in the hollow chamber with Laval nozzle. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(5), 3363–3370. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2016.11.057>
- [3] Porowski, R., & Teodorczyk, A. (2011). Cellular structure of detonation wave for hydrogen-methane-air mixtures. *Journal of Power Technologies*, 91(3), 130–135. Retrieved from <https://papers.it.pw.edu.pl/index.php/jpt/article/view/225>
- [4] Kawalec, M., Gluch, J., Dudziak, M., & Teodorczyk, A. (2023). Development of a liquid-propogellant rocket powered by a rotating detonation engine. *Journal of Propulsion and Power*, 39(4), 554–561. <https://doi.org/10.2514/1.B38771>
- [5] Zhou, L., Wu, Y., Yu, Y., Zhang, Y., & Fan, Y. (2020). Design and testing of a monopropellant thruster based on N₂O decomposition. *Acta Astronautica*, 173, 1–9. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.05.010>
- [6] Stoliarchuk, V. V. (2024). Validation of efficiency enhancement methods for detonation jet engines. *Journal of Rocket-Space Technology*, 1(197), 82–88. <https://doi.org/10.32620/akt.2024.4sup1.12>
- [7] Bennewitz, J. W., Glaesemann, A., Paxson, D. E., Hoke, J. L., & Johnson, J. (2021). Performance of a rotating detonation rocket engine with various convergent nozzles and chamber lengths. *Energies*, 14(8), 2037. <https://doi.org/10.3390/en14082037>
- [8] Zhang, Y., Wu, Y., Liu, Y., & Fan, Y. (2017). Wind tunnel tests of a hydrogen-fueled detonation ramjet model. *International Journal of Hydrogen Energy*, 42(36), 22979–22987. <https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2017.07.131>
- [9] Heiser, W. H., & Pratt, D. T. (2002). Thermodynamic cycle analysis of pulse detonation engines. *Journal of Propulsion and Power*, 18(1), 68–76. <https://doi.org/10.2514/2.5899>
- [10] Munipalli, R., Shankar, V., Wilson, D. R., Kim, H., Lu, F. K., & Liston, G. (2001). Performance assessment of ejector-augmented pulsed detonation rockets. *AIAA Paper* 2001-0830. <https://doi.org/10.2514/6.2001-830>
- [11] Larsson, J., Bermejo-Moreno, I., & Lele, S. K. (2013). Reynolds- and Mach-number effects in canonical shock-turbulence interaction. *Journal of Fluid Mechanics*, 717, 293–321. <https://doi.org/10.1017/jfm.2012.573>
- [12] Kailasanath, K. (2000). Review of propulsion applications of detonation waves. *AIAA Journal*, 38(9), 1698–1708. <https://doi.org/10.2514/2.1156>
- [13] Endo, T., & Fujiwara, T. (2003). Analytic estimation of performance parameters of an ideal pulse detonation engine. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 45(150), 249–254. <https://doi.org/10.2322/tjsass.45.249>
- [14] Gany, A., & Elitzur, S. (2022). Monopropellant detonation for advanced propulsion. *Acta Astronautica*, 195, 200–210. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.04.005>
- [15] Zolotko, O. Y., Zolotko, O. V., Aksyonov, O. S., Stoliarchuk, V. V., & Cherniavskiy, O. S. (2024). Analysis of the characteristics of the ejector regime of the impulse-detonation engine of the combined cycle of acceleration. *Aviation and Space Technology*, 6, 52–59. <https://doi.org/10.32620/akt.2024.6.05>
- [16] Liu, Y., Han, X., & Zhang, Z. (2022). The criterion on the propulsive balance of oblique detonation engine. arXiv preprint arXiv:2211.14551. <https://doi.org/10.48550/arXiv.2211.14551>

© Столярчук В. В., Золотько О. Є.

Дата надходження статті до редакції: 23.05.2025

Дата затвердження статті до друку: 04.06.2025