

## РЕЦЕНЗІЯ

на дисертаційну роботу Аксьонова Олександра Сергійовича  
на тему: **«Розробка ефективної системи охолодження камери  
рідинного ракетного детонаційного двигуна»**

подану на здобуття наукового ступеня доктора філософії  
за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка

**Актуальність теми дослідження.** Розробка нових багатообіцяючих схем ракетних двигунів є одним із найактуальніших сучасних напрямів розвитку ракетно-космічної техніки. Виникає питання – Чому? Насамперед, саме тому, що ракетний двигун є найдорожчою частиною ракети. Безумовно, одним з таких напрямків є дослідження і в подальшому з урахуванням отриманих результатів проектування детонаційних двигунів. Їх використання у ракетних двигунах дає можливість значно підвищити питомі характеристики двигунної установки при спрощенні її конструкції і зниженні маси. Окрім цього серед переваг детонаційних двигунів можна виділити низький тиск постачання компонентів палива, що дозволяє відмовитись від складного турбонасосного агрегату, простоту регулювання параметрів.

Однак в цьому випадку камера ракетного двигуна піддається впливу більш високого теплового навантаження. При детонаційному горінні відбувається виділення значної кількості енергії з великою швидкістю, що має суттєвий вплив на працездатність конструкції камери двигуна. Тому вирішення задачі забезпечення надійного охолодження камери рідинного ракетного детонаційного двигуна є актуальною для подальшої розробки та використання детонаційних двигунів у авіаційній та ракетно-космічній техніці.

Дисертаційна робота виконувалась у відповідності з індивідуальним планом підготовки аспіранта та в рамках держбюджетної теми «Дослідження процесів у двигунних та енергетичних установках космічної техніки та енергетичних системах господарчого призначення на базі нетрадиційних джерел енергії», номер держреєстрації 0119U101165, ФТФ-26-19, 2019–2021.

**Наукову новизну одержаних результатів** можна сформулювати, виходячи з висновків до розглянутих в роботі конкретних задач, які всі є новими. Отже, вперше:

- встановлені особливості протікання складних термогазодинамічних процесів у газовому потоку за фронтом детонаційної хвилі, пов'язані з виникненням поперечних хвиль, які інтенсифікують теплообмін між продуктами детонації та стінками камери;

- на основі отриманих результатів обчислювального експерименту розроблено та обґрунтовано нову комбіновану транспіраційно-проточну систему охолодження та живлення камери імпульсного детонаційного двигуна;

- з використанням встановлених закономірностей процесів з фазовими переходами запропонований та обґрунтований новий спосіб охолодження камери рідинного ракетного детонаційного двигуна;

Удосконалено та доповнено:

- наукові дані щодо процесу спорожнення камери імпульсного детонаційного двигуна від продуктів детонації.

Усі отримані в роботі результати є науково обґрунтованими, що забезпечується коректністю постановок задач, використанням апробованих математичних моделей і аналітичних методів, порівнянням часткових випадків із відомими аналітичними розв'язками.

**Практичне значення роботи** полягає у тому, що отримане рівняння регресії дозволяє визначити середнє теплове навантаження детонаційної камери. Представлена методика визначення густини питомого теплового потоку може застосовуватися при проектуванні камер перспективних імпульсних детонаційних двигунів. Отримано нове критеріальне рівняння для визначення інтенсивності турбулентності у пристінковому шарі камери імпульсного детонаційного двигуна. Розроблена нова комбінована транспіраційно-проточна система охолодження та живлення камери імпульсного детонаційного двигуна.

**Апробація результатів роботи** є достатньою: чотири доповіді на міжнародних наукових конференціях (усі з публікацією тез), чотири доповіді на всеукраїнській наукових конференціях (усі з публікацією тез).

**Публікації за темою дисертації.** Основні положення дисертаційної роботи повністю висвітлені у опублікованих наукових працях. За темою дисертації представлено 15 наукових робіт, серед яких публікація 7 статей у фахових наукових журналах України категорії Б з технічних наук, один

індексуються у наукометричних базах Scopus і Web of Science, та у 8 тезах доповідей міжнародних та всеукраїнських наукових конференціях.

**Структура роботи.** Структура дисертаційної роботи складається з анотації, вступу, чотирьох розділів з викладенням результатів власних досліджень, висновків до кожного розділу окремо та загального висновку, списку використаних джерел та додатку. Використані джерела включають 66 найменувань. Дисертаційна робота проілюстрована 71 рисунком та 7 таблицями. Обсяг основного тексту - 121 сторінка, що відповідає вимогам, встановленим освітньо-науковою програмою «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» спеціальності 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка. Оформлення роботи відповідає чинним вимогам.

У **вступі** обґрунтовано актуальність вибраної теми дослідження, представлено мету, предмет та об'єкт дослідження. Мета роботи полягала у дослідженні впливу характеристик детонаційного потоку на імпульсні та теплові процеси у камері імпульсного детонаційного двигуна, розробці інженерної методики для визначення теплового режиму роботи камери та розробці ефективної системи охолодження камери імпульсного детонаційного двигуна. Мета сформульована чітко і грамотно. Відповідно до мети були сформовані завдання дослідження. Також охарактеризовано наукову новизну та практичні результати проведеного дослідження. Представлено перелік публікацій та апробацій роботи за темою дисертації.

**Перший розділ** представляє аналіз літературних джерел інформації за темою дисертації. Розглядалися роботи зарубіжних, радянських та українських дослідників. Проаналізовано розвиток детонаційних двигунів починаючи з робіт Чепмена-Жуге до сучасних розробок у цій області. Описані відомі способи та системи охолодження, які використовуються для імпульсних детонаційних двигунних установок. Проведений аналіз літературних джерел дає можливість чітко сформулювати цілі та задачі подальшого дослідження.

**Другий розділ** присвячений дослідженню детонаційного процесу у камері імпульсного детонаційного двигуна. Описані основні положення класичної теорії детонації та представлені результати чисельного моделювання детонаційної течії у камері імпульсного детонаційного двигуна. За результатами моделювання сформульовані рекомендації щодо вибору

моделей при чисельному дослідженні детонаційного потоку. Представлено порівняння отриманих результатів з розрахунком за відомими аналітичними залежностями та експериментальними даними, яке показує прийнятну точність в межах похибки до 10%. У процесі моделювання виявлено особливості термогазодинамічних процесів за фронтом детонаційної хвилі, що пов'язані з виникненням поперечних хвиль, які інтенсифікують теплообмін між продуктами детонації та стінками камери.

У **третьому розділі** представлено дослідження імпульсних та теплових характеристик камери імпульсного детонаційного двигуна. Основним методом дослідження виступав метод обчислювального експерименту згідно моделей представлених у другому розділі. Проведено повний багатофакторний експеримент у якому розглядався вплив на параметри камери двигуна чотирьох незалежних один від одного факторів. У результаті дослідження отримано рівняння регресії для визначення середньої густини теплового потоку у камері імпульсного детонаційного двигуна за період одного циклу та отримано нову критеріальну залежність для розрахунку значення інтенсивності турбулентності у пристінковому шарі камери згоряння. На основі отриманого критеріального рівняння описана нова інженерна методика, яка дає можливість використовувати відоме рішення для визначення питомого теплового потоку, що передається конструкції камери, у кожний момент часу детонаційного циклу.

У **четвертому розділі** вирішується ключова задача проведеного дослідження – розробка ефективної системи охолодження камери детонаційного двигуна. Використання відомих систем та способів охолодження камери рідинного ракетного двигуна не можуть задовольнити вимоги для забезпечення необхідного температурного режиму конструкції камери. Для виконання умов надійного охолодження камери рідинного ракетного детонаційного двигуна запропоновано та обґрунтовано нові системи та способи охолодження. Застосування нової комбінованої транспіраційно-проточної системи охолодження та живлення камери двигуна дає можливість забезпечити необхідну температуру стінок камери, здійснити подачу нової порції компонентів палива до камери згоряння та підвищити ефективність системи наддуву паливних баків. Організація роботи детонаційної двигунної установки за новою запропонованою схемою з

використанням процесів фазового переходу у тракті охолодження дозволяє застосовувати відому проточну систему охолодження та забезпечити камеру газифікованими компонентами палива.

Висновки сформульовано до кожного розділу дисертаційної роботи, найбільш вагомими з них, що цілком, на мою думку, відповідають поставленим завданням та логічно випливають з проведеного дослідження, подано в кінці роботи. Дисертаційна робота чітко структурована, логічно викладена, описані результати ґрунтуються на проведеному аналізі наукових джерел та підтверджуються матеріалами власних досліджень.

Високо оцінюючи представлену Аксьоновим О.С. дисертацію, вважаю за доцільне висловити деякі **зауваження та побажання**:

1. У роботі автор від узагальненого поняття Ракетний детонаційний двигун перейшов до конкретного - Імпульсний детонаційний двигун. Була б цікава думка автора про Обертовий детонаційний двигун, який також є предметом інтенсивних досліджень у світі.

2. При згадуванні українських вчених (у першому розділі), які займалися дослідженнями детонаційних двигунів, доречно було б привести наукові проблеми, які вони вирішили, а також зробити посилання на відповідну літературу.

3. Серед найбільш поширених компонентів палива в сучасній ракетно-космічній техніці автор не вказав гас (RP-1).

4. На сторінці 103 наведено рівняння Вієгаса для розрахунку величини конвективного питомого теплового потоку від продуктів детонації до стінки камери. Було б цікаво побачити оцінку теплового потоку у стінку за рахунок випромінювання продуктів згоряння.

Проте вказані зауваження не знижують в цілому високої оцінки виконаної роботи.

**Загальний висновок.** Вважаю, що здобувач Аксьонов О.С. в результаті виконання дисертаційної роботи повністю оволодів методологією наукової діяльності, особисто отримав вагомими науковими результатами. Отже, дисертація Аксьонова Олександра Сергійовича «Розробка ефективної системи охолодження камери рідинного ракетного детонаційного двигуна» є закінченою науковою працею, яка відповідає вимогам Порядку присудження ступеня доктора філософії та скасування рішення разової спеціалізованої

вченої ради закладу вищої освіти, наукової установи про присудження ступеня доктора філософії, затвердженого постановою Кабінету Міністрів України від 12 січня 2022 р. № 44 (зі змінами), а її автор заслуговує на присудження ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

**Рецензент:**

завідувач кафедри двигунобудування  
Дніпровського національного  
університету імені Олеся Гончара,  
доктор технічних наук, професор



Юрій МІТКОВ

*підпис професора Мітікова Ю.О. засвідчую:*

Учений секретар  
Дніпровського національного  
університету імені Олеся Гончара,  
кандидатка фізико-математичних наук,  
доцентка



Тетяна ХОДАНЕН