

## ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор з наукової роботи

Дніпровського національного  
університету імені Олеся Гончара

Олег МАРЕНКОВ



« 5 » 03 2026 р.

### ВИСНОВОК

про наукову новизну, теоретичне та практичне значення результатів дисертації Слюсарєва Володимира Володимировича «Особливості моделювання теплообміну в камерах рідинних ракетних двигунів, виготовлених з використанням адитивних технологій», представленої на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

### Витяг

з протоколу № 9 від 20 лютого 2026 року міжкафедрального семінару фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара

Голова міжкафедрального семінару фізико-технічного факультету д-р тех. наук, проф., Санін А. Ф.

Секретар міжкафедрального семінару фізико-технічного факультету канд. тех. наук, Лабуткіна Т.В.

**ПРИСУТНІ:** 20 з 25 членів міжкафедрального семінару: д-р. тех. наук, проф. А. Ф. Санін (05.02.01 – матеріалознавство), д-р. тех. наук, проф. М. М. Дронь (05.13.03 – системи і процеси управління); д-р. тех. наук, проф. С. О. Давидов (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); д-р. тех. наук, проф. Г. І. Сокол (05.11.06 – акустичні прилади і системи); д-р. тех. наук, проф. Т. А. Манько (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); канд. тех. наук, доц. А. В. Давидова (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); канд. тех. наук, доц. Т. В. Лабуткіна (05.13.03 – системи та процеси управління); канд. тех. наук, доц. Ю. В. Ткачов (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); канд. тех. наук, канд. тех. наук, доц. В. Л. Бучарський (05.05.03 – двигуни та енергетичні установки); канд. тех. наук, доц. О. Є. Золотько (05.05.03 – двигуни та

енергетичні установки); д-р. тех. наук, проф. Т. М. Кадильникова (05.02.02 – машинознавство); канд. тех. наук, доц. С. В. Клименко (05.13.06 – інформаційні технології); д-р. тех. наук, проф. Т. І. Русакова (05.26.01 – охорона праці); канд. тех. наук, доц. А. М. Кулабухов (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); д-р. тех. наук, проф. В. В. Авдеев (05.13.03 – системи і процеси управління); д-р. тех. наук, проф. В. О. Габрінець (05.05.03 – двигуни та енергетичні установки); д-р. тех. наук, проф. О. В. Голубек (05.13.03 – системи і процеси управління); канд. тех. наук, доц. Н. С. Ащепкова (05.13.03 – системи і процеси управління); канд. тех. наук, доц. С. О. Полішко (05.02.01 – матеріалознавство); канд. тех. наук, доц. О. В. Бондаренко (05.02.08 – технологія машинобудування)

Всього у засіданні взяли участь 50 осіб, у тому числі д-р. тех. наук Прядко Н. С. (05.15.08 – збагачення корисних копалин), канд. тех. наук Колоскова Г. М. (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів) та інші.

**Порядок денний:** розгляд і обговорення дисертаційної роботи Слюсарєва Володимира Володимировича «Особливості моделювання теплообміну в камерах рідинних ракетних двигунів, виготовлених з використанням адитивних технологій», представленої на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

Дисертацію виконано на кафедрі двигунобудування фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара. Тема дисертації затверджена вченою радою Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, науковим керівником призначено кандидата технічних наук, доцента В. Л. Бучарського (протокол № 4 від 01.12.2022 р) Підготовка здобувача третього рівня вищої освіти здійснювалася за акредитованою освітньо-науковою програмою «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» зі спеціальності 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка (Сертифікат про акредитацію освітньої програми 9835, дійсний до 01.07.2030).

## **СЛУХАЛИ:**

Обговорення дисертації Слюсарєва Володимира Володимировича «Особливості моделювання теплообміну в камерах рідинних ракетних двигунів, виготовлених з використанням адитивних технологій», представленої на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

За результатами перевірки дисертаційної роботи Слюсарєва Володимира Володимировича «Особливості моделювання теплообміну в камерах рідинних ракетних двигунів, виготовлених з використанням адитивних технологій» на плагіат програмою «StrikePlagiarism» виявлено унікальність тексту, яка складає 95.74%. Таким чином, на підставі перевірки зроблено висновок: робота Слюсарєва В.В. має достатній рівень оригінальності і може бути допущена до захисту.

Перевірку на плагіат здійснювала комісія Бюро академічної доброчесності ФТФ у складі: канд. тех. наук, завідувач кафедри двигунобудування О. М.

Пономарьов; канд. тех. наук, доц. кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій С. О. Полішко; д-р. тех. наук, проф. кафедри кібербезпеки комп'ютерно-інтегрованих технологій О. В. Голубек.

Робота виконана на 4.1 авторських аркушах. Робота містить анотації, вступ, основну частину з чотирьох розділів, висновки, перелік джерел і два додатки.

### **Доповідь В. В. Слюсарєва:**

Доброго дня, Вашій увазі представляється робота, що присвячена особливостям моделювання теплообміну в камерах рідинних ракетних двигунів, виготовлених з використанням адитивних технологій.

*Метою* роботи є розробка методики оптимізації параметрів тракту охолодження, виготовленого адитивним методом, яка забезпечувала б мінімальну масу конструкції при допустимих значеннях температури стінки.

Для досягнення даної мети було поставлено *такі задачі*:

- 1) проаналізувати існуючі підходи до розрахунку охолодження камер РРД;
- 2) розробити диференціальну модель тракту охолодження камери РРД;
- 3) сформувані нові розрахункові залежності для коефіцієнта ефективності оребрення з урахуванням нерівномірності поля температур в поперечному перерізі ребра;
- 4) розробити алгоритм оптимізації та застосувати його для проектування тракту охолодження камери перспективного двигуна третього ступеня ракетно-носія.

*Об'єктом дослідження* даної роботи є процеси теплопередачі та гідродинаміки в агрегатах РРД.

*Предметом дослідження* є теплофізичні процеси у трактах охолодження РРД, виготовлених з використанням адитивних технологій.

*Наукова новизна* даної роботи полягає у наступному:

- 1) розроблено та верифіковано нову диференціальну модель тракту охолодження камери двигуна, яка є розвитком існуючого підходу до розрахунку охолодження з явною дискретизацією розрахункової області;
- 2) розроблено та верифіковано нову модель місцевих опорів, що базується на використанні узагальнених функцій;
- 3) розроблено та верифіковано нову модель ребра довільної форми, яка відрізняється від існуючих тим, що враховує різницю між температурою поверхні ребра та середньої температурою в перерізі;
- 4) а також вперше отримана критеріальна залежність що зв'язує температуру поверхні ребра із середньою температурою в перерізі.

Практичне значення одержаних результатів полягає у тому, що розроблена модель тракту охолодження дає можливість швидко визначити параметри теплового стану камери двигуна та врахувати різноманітні процеси, що не розглядаються в існуючих методиках. Це, поміж іншим, досягається за допомогою нових отриманих співвідношень, що дозволяють більш точно та з меншою трудомісткістю визначити температурне поле в ребрі із урахуванням його нерівномірності. Крім того, розроблено оригінальну методику проектування трактів охолодження мінімальної маси із заданим обмеженням по температурі

стілки камер рідинних ракетних двигунів. Її використання може суттєво покращити параметри двигуна, а саме зменшити масу конструкції без погіршення теплового стану камери двигуна.

Результати дисертаційного дослідження було впроваджено у приватній ракетно-космічній компанії ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ», що засвідчено відповідним актом.

У першому розділі роботи проведено аналіз наукових досліджень та існуючих методів розрахунку теплопередачі в камерах ракетних двигунів. Під час аналізу в першу чергу було розглянуто методики, що набули найбільшого розповсюдження та вжитку. Після цього було визначено сучасний стан розвитку методів розрахунку теплопередачі в камерах РРД, проаналізовано новітні розрахункові моделі, принципи та підходи. Окрема увага була приділена методам оптимізації тракту охолодження. Також розглянуто досягнення в CFD-моделюванні теплопередачі в камерах РРД.

Враховуючи постійно зростаючу популярність адитивного методу виробництва зразків ракетно-космічної техніки, наступними були досліджені особливості конструкцій, виготовлених у такий спосіб. Серед таких особливостей можна виділити підвищену шорсткість поверхонь стінок каналів охолодження, а також нові конструкції трактів, які можливо виготовити лише із застосуванням 3D-друку металом. В роботі розглянуто підходи до врахування підвищеної шорсткості на теплообмін та гідравлічні процеси в каналах охолодження. Також проведено аналіз впливу нових конструкційних особливостей на параметри теплопередачі в камерах двигунів.

За результатами аналізу було зроблено висновок про необхідність розробки нової математичної моделі теплопередачі в камері РРД, сформовано вимоги до її роботи, та обрано принципи, за якими вона буде розроблятися.

Другий розділ роботи присвячений розробці математичної моделі каналу охолодження, принциповою відмінністю від існуючих моделей якої є відмова від явного розділення розрахункової області каналу на кінцеву кількість елементарних ділянок.

Натомість на основі рівнянь збереження маси, імпульсу та енергії було складено систему диференціальних рівнянь, що описують процеси в тракті охолодження камери двигуна.

При проведенні тестових розрахунків було отримане чисельне рішення отриманої диференціальної моделі. Для цього використовувався метод Рунге-Кутта четвертого порядку, реалізований у функції NDSolve пакета Wolfram Mathematica 12.2. З метою зменшення розрахункової похибки при використанні чисельних методів отримана система рівнянь була зведена до безрозмірної форми.

Отримана модель була уточнена шляхом додавання до існуючої системи рівнянь співвідношення, що описує зміну густини охолоджувача при його нагріванні в тракті. Коректність отриманої таким чином нової моделі була підтверджена шляхом порівняння результатів із наявними у відкритих джерелах даними щодо двигуна РД-107. За результатами порівняння похибка не перевищила 1.5%.

Для математично коректного урахування наявних вздовж тракту охолодження місцевих гідравлічних опорів використовувалися узагальнені функції, а саме  $\delta$ -функція Дірака. Верифікація даного підходу була проведена за допомогою співставлення результатів розрахунку з результатами чисельного моделювання в середовищі Ansys Fluent. Дослідження проводилися у припущенні осьової періодичної симетрії, використовувалась модель в'язкого газу, для моделювання турбулентності використовувалась k- $\epsilon$  модель. Отримані відхилення не перевищують 2.8%.

Отримана диференціальна модель є точнішою порівняно з загальноприйнятими методиками розрахунку параметрів в тракті охолодження за рахунок досконалішого врахування факторів, що впливають на процес охолодження камери РРД, а також відсутності явної дискретизації розрахункових параметрів. Також дана модель зручна при використанні на ЕОМ завдяки існуючим реалізаціям необхідних чисельних методів в популярних математичних пакетах.

У третьому розділі роботи було досліджено процеси теплопровідності в ребрах трактів охолодження. Для цього була розроблена базова модель ребра. На відміну від традиційних підходів до розрахунку ефективності оребрення область її застосування не обмежувалась ребрами постійної площі прохідного перерізу. Враховуючи, що нові технології виробництва камер РРД дозволяють отримувати ребра довільної форми, отримана модель суттєво розширила можливості у відповідь на сучасні інженерні виклики.

Також в розробленій моделі враховувалась нерівномірність поля температур в поперечному перерізі ребра. Для цього було проведено серію чисельних експериментів за допомогою програмного комплексу Ansys Fluent. Проведенню чисельних експериментів передував аналіз рівняння теплопровідності за допомогою теорії подібності та розмірностей. В результаті аналізу була отримана залежність коефіцієнта, що визначає відмінність між температурою поверхні ребра та середньої температурою в перерізі від безрозмірної температури рідини, а також кута нахилу стінки та числа Біо в перерізі ребра. Це допомогло спростити задачу, шляхом зменшення кількості параметрів, необхідних для варіювання.

Проведені чисельні експерименти підтвердили суттєву різницю між середньою температурою в перерізі ребра та температурою поверхні ребра, яка визначає інтенсивність теплообміну. Далі була проведена апроксимація даних чисельного моделювання, що дозволило отримати залежність, яка враховує цей фактор. Було визначено, що похибка апроксимації не перевищує 1.4%.

Для підтвердження коректності розробленої моделі було проведено тестові розрахунки і продемонстровано суттєве підвищення точності моделювання охолодження в камерах РРД.

У четвертому розділі роботи за допомогою моделі каналу охолодження, що була розроблена в розділі 2, а також моделі теплопровідності в ребрах, отриманої за результатами чисельних експериментів в розділі 3 було розроблено алгоритм оптимізації трактів охолодження агрегатів РРД. Для цього була виконана постановка задачі оптимізації, вибрано та реалізовано метод оптимізації. В якості цільової функції було обрано мінімум маси конструкції, що є типовим при

проєктуванні зразків ракетно-космічної техніки. Враховуючи, що параметри тракту охолодження суттєво впливають саме на роботу системи подачі, для оптимізації розглядалась система «тракт охолодження – насос».

Для підтвердження роботоздатності алгоритму були проведені тестові розрахунки. В якості об'єктів цих розрахунків були обрані циліндрична частина газогенератора двигуна РД-111 та середня частина камери двигуна РД-119. Результати оптимізації тракту охолодження газогенератора дозволили наглядно продемонструвати досягнення мінімуму цільової функції. Оптимізація камери двигуна була проведена з метою перевірки коректності алгоритму оптимізації тракту камери змінного радіусу. Отримана за результатами оптимізації маса системи «камера + насос» двигуна РД-119 стала меншою за початкову на 1.7 кг.

Після верифікації запропонованого алгоритму він був застосований для проєктування камери перспективного РРД.

#### **Висновки:**

1. Проаналізовано нові перспективи, обмеження та виклики при виготовленні камер РРД за допомогою адитивних технологій. За результатами аналізу можна стверджувати, нова технологія виробництва привнесла суттєві особливості як в процеси теплопередачі, так і в підходи до організації систем охолодження. Проведено аналіз сучасних підходів до розрахунку охолодження камер рідинних ракетних двигунів. Було виявлено, що наявні підходи до моделювання теплопередачі не дозволяють враховувати особливості, що пов'язані з новою технологією виробництва, що підтвердило необхідність розробки нових математичних моделей.

2. Розроблено та верифіковано диференціальну модель тракту охолодження камери рідинного ракетного двигуна, отриману на основі фундаментальних рівнянь збереження. Запропонована модель є розвитком існуючого підходу до розрахунку охолодження з явною дискретизацією розрахункової області. Розроблено та верифіковано нову математичну модель місцевих опорів. Дана модель базується на використанні узагальнених функцій та дозволяє моделювати втрати тиску на подолання місцевих опорів як точкову взаємодію. Даною моделлю була доповнена раніше отримана диференціальна модель тракту охолодження, проведені тестові розрахунки та проведено порівняння із результатами CFD-моделювання.

3. Сформовано та верифіковано нові розрахункові залежності для коефіцієнта ефективності оребрення. Для цього використовувалась оригінальна математична модель ребра довільної форми, що враховує фактичне поле температур в поперечному перерізі ребра.

4. На основі отриманих математичних моделей було запропоновано та реалізовано новий алгоритм оптимізації трактів охолодження в РРД. Даний алгоритм забезпечує мінімальну масу конструкції за умови підтримання температури стінки в заданому діапазоні. За допомогою розробленого алгоритму було проведено оптимізацію трактів охолодження циліндричної частини газогенератора двигуна РД-111 та середньої частини камери двигуна РД-119. Були проведені параметричні розрахунки для підтвердження наявності розв'язку задачі мінімізації. Після верифікації алгоритму він був застосований для

оптимізації тракту охолодження камери перспективного двигуна третього ступеня ракето-носія.

## **ЗАПИТАННЯ ТА ВІДПОВІДІ:**

**Питання канд. тех. наук, доц. Кулабухова А. М.:**

**Чому в назві теми використано слово «особливості», якщо у задачах, меті та висновках роботи фактично не відображені особливості? Можливо, його треба прибрати?**

*Відповідь:* У роботі розглядалися такі особливості, як канали змінної товщини та специфіка їх моделювання. Зокрема, необхідно враховувати різницю між температурою поверхні ребра та середньою температурою по перерізу. Це є особливо актуальним для адитивних конструкцій, де геометрія каналів може суттєво відрізнитися від традиційної.

**У роботі наведені нормалізовані фактори, де у чисельнику та знаменнику стоїть одна й та сама величина. Якщо так, то фактор фактично відсутній. Можливо, нормалізацію слід виконувати відносно максимальної величини, щоб параметр змінювався в діапазоні від 0 до 1, а не дорівнював одиниці?**

*Відповідь:* При зведенні рівнянь до безрозмірної форми як базові параметри були обрані коефіцієнт тепловіддачі, висота каналу та температура охолоджувача, що є константами згідно постановки задачі. Відповідно в безрозмірній формі ці параметри дорівнюють одиниці, оскільки вони прийняті за базові та в межах цієї моделі не змінюються. Усі інші величини виражено через них, наприклад, безрозмірна температура ребра варіюється в межах від 0 до 1.

**Питання канд. тех. наук, доц. Лабуткіної Т. В.:**

**Яким чином був проведений перехід до спрощеної моделі? Які саме припущення були зроблені? Чим повна модель відрізняється від спрощеної, і чим повна модель відрізняється від тих, що застосовані у відомих підходах до аналізу?**

*Відповідь:* При побудові спрощеної моделі всі властивості охолоджувача та параметри каналу були прийняті сталими величинами, а геометрію каналу задано аналітичною залежністю, а не у вигляді табличних даних. Сукупність цих припущень дозволила отримати спрощену модель, для якої було знайдено аналітичне рішення. Щодо відмінності від існуючих підходів: у традиційних моделях розрахункова геометрія розбивається на кінцеву кількість елементарних ділянок, для яких виконуються локальні розрахунки з подальшим узагальненням результатів. Розроблена в даній роботі модель є неперервною та розглядає весь тракт охолодження як єдину систему, без дискретного поділу на окремі елементи.

**Чи застосовувалися подібні неперервні моделі іншими авторами? Якщо так, то в чому полягають додаткові особливості вашої моделі порівняно з уже відомими?**

*Відповідь:* Подібні неперервні моделі були знайдені за результатами аналізу літературних джерел. Однак, представлена у даній роботі модель є більш точною, адже враховує багато додаткових аспектів: залежність густини від параметрів

потоку, втрати тиску на подолання місцевих опорів, тощо. Крім того, застосовано більш структурований підхід до формування системи рівнянь, що дозволило повніше описати фізичні процеси порівняно з моделлю, представленою в літературі.

**Чи є правомірним просто додати новий член до рівняння, не змінюючи попередні доданки в модифікованій диференціальній моделі тракту?**

*Відповідь:* Додавання нового доданка є правомірним, оскільки ці члени рівняння описують процеси однієї фізичної природи – втрати імпульсу та енергії потоку, а різниця полягає лише в характері цих втрат: розподілені втрати вздовж тракту відповідають тертю, а локальні втрати пов'язані з місцевими опорами. Крім того, верифікаційні задачі підтвердили коректність прийнятих припущень і правомірність такої модифікації рівнянь.

**Чи можна поширити отримані результати на інші типи виробів?**

*Відповідь:* Запропонована математична модель тракту охолодження може бути застосована і до інших технічних об'єктів, зокрема до теплообмінників або котлів, але за умови відповідних припущень і можливої модифікації окремих співвідношень.

**Питання д-р. тех. наук, проф. Габрінця В. О.:**

**Які матеріали, притаманні адитивній технології виготовлення, розглядалися у роботі?**

*Відповідь:* У роботі як матеріал для виготовлення елементів тракту охолодження розглянуті металеві порошки для 3D-друку: мідні сплави, сплави Inconel 718, Haynes230, тощо.

**Чи змінюється коефіцієнт теплопровідності матеріалів, що використовуються у адитивному виробництві, порівняно з традиційними матеріалами?**

*Відповідь:* У своїй роботі я використовував вже відомі значення коефіцієнтів теплопровідності та інших властивостей 3D-друкованих матеріалів і на їх основі проводив подальші розрахунки. Дослідження зміни властивостей матеріалів не проводилося.

**Для розрахунку коефіцієнта тепловіддачі ви використовуєте відому критеріальну залежність. Чи підходить ця залежність для розглянутих вами каналів? Можливо, варто замінити її на щось інше?**

*Відповідь:* За результатами верифікаційного розрахунку дана критеріальна залежність, а також додана до неї залежність, що описує інтенсифікацію теплопередачі шорсткістю, показали гарну збіжність із результатами CFD-моделювання. Тому можна вважати, що дана залежність підходить і для каналів подібного типу.

**Ви враховували теплове об'ємне розширення конструкції чи не лише теплове розширення рідини?**

*Відповідь:* Ні. Розраховувалося лише розширення рідини.

**Питання д-р. тех. наук, проф. Голубека А. В.:**

**Ваша диференціальна модель була отримана шляхом доопрацювання вже існуючих моделей та додавання до них своїх особливостей? Як краще формулювати: розроблена суттєво відмінна модель, або відома модель**

**набула подальшого розвитку?**

*Відповідь:* Ні, розробка моделей відбувалась з основ, незалежно від інших дослідників. В літературі наявні моделі, схожі за підходом, згідно якому тракт не розділяється на кінцеву кількість ділянок, однак вони суттєво відрізняються від моделі, розробленої в дисертаційній роботі.

**Як би працювали ці моделі для звичайних двигунів, виготовлених класичними технологіями?**

*Відповідь:* Для розрахунку звичайних камер згорання ці моделі давали б надлишкову точність, тобто вимагали б розрахунків не обгрунтовано підвищеної складності для досягнення тих самих результатів. По-друге, при проведенні оптимізації існують певні обмеження класичних технологій, які не враховуються в даному підході.

**Питання канд. тех. наук, доц. Хорольського М. С.:**

**На слайді 42 представлена функція штрафу. Що вона враховує, і яким чином її можна використовувати для розрахунку максимального тиску в камері згорання? Ви згадували про зв'язок з температурою стінки, але ж міцність конструкційного матеріалу також пов'язана з температурою.**

*Відповідь:* В роботі враховується, що тиск не має перевищувати допустимі значення, і що стінки не мають руйнуватися. На попередньому слайді представлена функція залежності товщини стінки від інших параметрів. Прийнято, що спочатку задається гранична температура, при якій обираються значення властивостей матеріалу, а за цими властивостями визначаються допустимі напруження. Якщо реальні напруження перевищують допустимі, то відповідно змінюється товщина стінки. Саме таким чином забезпечено врахування зв'язку між тиском і температурою.

**Чи є обмеження у Вашій формулі щодо максимального тиску, який можна допускати в камерах згорання при використанні адитивних технологій?**

*Відповідь:* Ні, таких обмежень немає.

**Адитивні технології забезпечують більшу шорсткість поверхні, і відповідно більший гідравлічний опір. Чи порівнювали Ви тракти, виготовлені з використанням адитивних технологій з трактами, виготовленими за традиційними технологіями?**

*Відповідь:* У своєму дослідженні я розглядав це лише в рамках огляду літературних джерел, згідно з наявною інформацією при використанні адитивних технологій втрати тиску можуть бути в 3-3.5 рази більшими, ніж при використанні класичної технології.

**Чи враховували ви вплив зміни необхідного тиску подачі через збільшену шорсткість стінок каналів на масу конструкції.**

*Відповідь:* Так, це враховувалось. Окрім того, враховувалось, що шорсткість також інтенсифікує теплопередачу. Якщо коефіцієнт тепловіддачі зростає завдяки шорсткості, це дозволяє зменшити швидкість у каналах і відповідно знизити втрати тиску та, як наслідок, знизити масу. За результатами пошуку оптимальної геометрії, продемонстровано що, адитивні технології дозволили навіть знизити масу конструкції на 420 грамів для розглянутого прикладу.

**Ваша доповідь оформлена без урахування вимог стандарту ДСТУ 3008:2015, чи враховували Ви вимоги цього стандарту при оформленні тексту дисертації?**

*Відповідь:* Так, враховував. Дякую за зауваження, перевірю ще раз.

**До якого тиску на сьогоднішній день можна використовувати адитивні технології?**

*Відповідь:* У своїй роботі я не розглядав граничні значення тиску, оскільки за моїм досвідом тиск у камері та в тракту охолодження визначається сукупністю факторів, зокрема розрахунками енергетичного балансу двигуна та максимізацією питомого імпульсу тяги.

**Питання д-р. тех. наук., проф. Прядко Н. С.:**

**У своїй диференціальній моделі тракту охолодження Ви додали функцію Дірака та доповнили її певним множником. Поясніть, що це були за множники та яку роль виконує цей вираз?**

*Відповідь:* Цим виразом була додана можливість враховувати втрати тиску на подолання місцевих опорів. Функція Дірака дозволяє задати координату, в якій знаходиться локальний опір. Вона була доповнена множниками, які визначають силу, що необхідна на подолання місцевого опору та енергію, що втрачається при його подоланні.

**Чи дозволяє ця модель враховувати місцеві опори, які все ж розосереджені на певній ділянці?**

*Відповідь:* В роботі розглядались варіанти заміни функції Дірака на її апроксимації, що дозволяють враховувати більш плавну зміну тиску за задалегідь заданим коефіцієнтом.

**Ви порівнювали Вашу модель з CFD-моделюванням, чи можете ви сказати, що Ваша модель краще?**

*Відповідь:* Розроблена модель є простішою за CFD, але складнішою за старі загальноприйняті підходи. При цьому вона працює суттєво швидше за CFD-моделювання, що дає можливість проводити велику кількість розрахунків. Отже розроблена модель – це баланс між точністю і швидкістю роботи з метою подальшого використання для оптимізації.

**Питання канд. тех. наук, доц. Ліповського В. І.:**

**Як Ви враховуєте збільшену шорсткість у коефіцієнті витрат на тертя.**

*Відповідь:* В роботі у виразах для втрат тиску використовуються значення коефіцієнта втрат на тертя, що відповідають тракту, виготовленому адитивним методом. Вони в свою чергу отримані за результатами огляду літератури, де наведені експериментальні дослідження гідравлічних процесів в таких трактах.

**Чи є обмеження на форму каналу у Вашій математичній моделі?**

*Відповідь:* Ні, обмежень на форму каналу немає. Параметри каналу зводяться до площі каналу та гідравлічного діаметра, який можна визначити для будь-якої форми перерізу.

**Питання студента Зеленого В. П.:**

**У мене питання стосовно використання апроксимації дельта-функції Дірака. Чи можна змоделювати її прямокутником, площа якого дорівнює одиниці, а товщину якого ми мінімізуємо?**

*Відповідь:* Так, така реалізація можлива, головне – підтримувати баланс між точністю завдання локальних опорів та стабільністю розрахунку системи. Однак, розглянуті в роботі варіанти мають свої переваги, наприклад – готова реалізація дельта-функції в сучасних математичних пакетах.

**Питання канд. тех. наук, доц. Колоскової Г. М.:**

**Чи можна для матеріалів, що використовують в адитивних технологіях використовувати класичні формули, як ви це робите у Вашій роботі?**

*Відповідь:* Використання класичних формул для матеріалів адитивних технологій є можливим, оскільки основні відмінності таких матеріалів відображаються через їх фізичні властивості. У даній роботі фізичні властивості обирались саме для адитивного варіанту матеріалу, що забезпечує коректність представлених підходів.

**Ви проводите оптимізації за 6 параметрами. Чи аналізували Ви, які з них суттєво впливають на результат, а які змінюються мало і могли б бути виключені?**

*Відповідь:* Так, деякі параметри змінювались не суттєво, наприклад товщина стінки, а основні зміни спостерігались у висоті та ширині каналу. Для дослідження залишено повний набір параметрів, щоб забезпечити повну постановку задачі, а у практичній оптимізації деякі несуттєві параметри можна було б зафіксувати.

**Чи можете прокоментувати недостатньо чіткий супровідний текст до рисунку 3.7?**

*Відповідь:* Погоджуюсь, що підпис до рисунку 3.7 сформульовано недостатньо чітко, формулювання варто змінити.

**Питання д-р. тех. наук., проф. Сокол Г. І.:**

**Ваша робота присвячена моделюванню теплообміну в камерах згорання. Чому у формулюванні новизни Ви не зробили акцент саме на моделюванні процесів, а виділили окремо модель опорів і модель ребра?**

*Відповідь:* Малось на увазі саме математичні моделі, тобто сукупність підходів, алгоритмів та рівнянь, яка дозволяє моделювати процеси розповсюдження тепла в ребрі ребра, втрат тиску на подолання місцевих опорів, тощо.

## **ВИСТУП НАУКОВОГО КЕРІВНИКА:**

**В. Л. Бучарський, кандидат тех. наук, доцент кафедри двигунобудування**

Слюсарев Володимир Володимирович закінчив магістратуру на кафедрі двигунобудування Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара у 2022 р. з відзнакою. Під час навчання в університеті Слюсарев В. В. проявив себе як сумлінний студент і в 2019 році став лауреатом конкурсу «Авіатор». З другого курсу бакалаврату Слюсарев В. В. цікавився питаннями теплопередачі та математичного моделювання, інтенсивно займався самоосвітою. Навчання поєднував з роботою у приватному підприємстві «Flight Control Propulsion», де в

складі розрахункового відділу брав участь у проектуванні систем охолодження агрегатів рідинних ракетних двигунів. За результатами цієї роботи була опублікована перша стаття у фаховому виданні за темою його дисертації.

З 23.09.2022 по теперішній час Слюсарев В. В. навчається в аспірантурі Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка. Він виконав у повному обсязі відповідну освітньо-наукову програму та вчасно підготував до захисту дисертаційну роботу на актуальну тему «Особливості моделювання теплообміну в камерах рідинних ракетних двигунів, виготовлених з використанням адитивних технологій».

У процесі навчання Слюсарев В. В. виявив себе допитливим дослідником та набув теоретичних знань і практичних навичок, необхідних для розв'язання наукових задач в області аерокосмічної техніки. Отримані ним у процесі дисертаційного дослідження результати є актуальні, мають наукову новизну, теоретичне і практичне значення.

У процесі проведення дисертаційного дослідження, підготовки дисертації та виконання індивідуального плану наукової роботи Слюсарев В. В. виявив себе як пунктуальна особистість, яка сумлінно ставиться до своїх обов'язків і має чітку мету в діяльності. Також він продемонстрував вміння вирішувати нові наукові задачі та довів, що володіє сучасними методами наукових досліджень.

Метою дисертаційної роботи Слюсарєва В. В. є розробка підходу до проектування систем охолодження агрегатів рідинних ракетних двигунів (таких як камери, газогенератори, теплообмінники, тощо) з урахуванням особливостей, обумовлених використанням адитивних технологій, а саме – довільною формою перерізу каналів охолодження. Для досягнення поставленої мети була успішно вирішена сукупність наукових задач: розроблено диференціальну модель тракту охолодження камери рідинного ракетного двигуна, отриману на основі фундаментальних рівнянь збереження; розроблено нову математичну модель місцевих опорів, що базується на використанні узагальнених функцій та дозволяє моделювати втрати тиску на подолання місцевих опорів як точкову взаємодію; сформовано нові розрахункові залежності для коефіцієнту ефективності оребрення на основі оригінальної математичної моделі ребра довільної форми, що враховує фактичне поле температур в поперековому перерізі ребра, і, як результат всього дослідження, запропоновано і реалізовано новий алгоритм оптимізації трактів охолодження. Для підтвердження коректності розроблених моделей та підходів була проведена їх верифікація шляхом порівняння результатів з даними, отриманими за допомогою класичних підходів та комерційних пакетів програм, а також наведених у відкритих джерелах.

Дисертаційна робота відповідає напряму теми науково-дослідної роботи (НДР) Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара, яка має державну реєстрацію: «Дослідження процесів у новітніх ракетних двигунах та енергетичних установках» (номер держреєстрації 0122U001325, ФТФ-4-22, 2022–2024 рр). Це підтверджує актуальність теми дисертації. Зазначу, що Слюсарев В. В. є співвиконавцем зазначеної НДР.

Основні матеріали дисертаційної роботи відображено у 8 наукових статтях: 1 стаття у журналі, який індексується у наукометричній базі Scopus та належить до третього квартилю (Q3) відповідно до класифікації SCImago Journal, 1 стаття у журналі, який індексується у наукометричних базах Scopus та Web of Science та належить до четвертого квартилю (Q4) відповідно до класифікації SCImago Journal, 3 статті у вітчизняних фахових виданнях категорії Б (одна з них є одноосібною) та 3 статті науковому виданні України. Це повністю відповідає вимогам до оприлюднення результатів дисертаційної роботи.

Апробацію наукових результатів, отриманих Слюсарєвим В. В., було проведено шляхом доповіді їх на низці міжнародних та вітчизняних науково-практичних конференцій: на XXV, XXVI та XXVII Міжнародних науково-практичних конференціях «Людина і Космос» (Дніпро, 2023, 2024, 2025); та Міжнародних науково-практичних конференціях «Виклики та проблеми сучасної науки (Challenges and Issues of Modern Science)» (Дніпро, 2024, 2024, 2025). Також доповідь по дисертаційній роботі було зроблено на науковому семінарі кафедри двигунобудування Дніпровського національного університету ім. Олесь Гончара (Дніпро, 2025).

Усі результати, які отримані здобувачем та наведені в дисертаційній роботі, отримані ним особисто. Ідеї та елементи наукових праць інших науковців супроводжуються посиланнями на авторів та джерела інформації. Особистий внесок Слюсарєва В. В. у роботах, опублікованих у співавторстві, наведено у списку робіт, опублікованих за темою дисертації.

На підставі вищенаведеного та особистого досвіду проведення спільних наукових досліджень та спілкування зі здобувачем можна зробити висновок, що за своєю актуальністю, обсягом виконаних досліджень, науковою новизною, достовірністю одержаних результатів, обґрунтованістю висновків, оформленням роботи, оприлюдненню та апробації отриманих результатів дисертація Слюсарєва В. В. на тему «Особливості моделювання теплообміну в камерах рідинних ракетних двигунів, виготовлених з використанням адитивних технологій», відповідає кваліфікаційним вимогам щодо дисертацій на здобуття вченого ступеня доктора філософії, викладеним у «Порядку присудження ступеня доктора філософії та скасування рішення разової спеціалізованої вченої ради закладу вищої освіти, наукової установи про присудження ступеня доктора філософії» (Постанова Кабінету Міністрів України від 12 січня 2022 р. № 44), а її автор, Слюсарєв Володимир Володимирович, заслуговує на присудження ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

### **В ОБГОВОРЕННІ ДИСЕРТАЦІЇ В.В. СЛЮСАРЄВА ВЗЯЛИ УЧАСТЬ:**

**Д-р. тех. наук, проф. Габрінець В. О.:**

Автор демонструє належний рівень кваліфікації в усіх розділах за спеціальністю: добре знає принципи роботи двигунів, їх особливості та нові технології виготовлення. Я вважаю, що роботу можна рекомендувати до захисту.

**Канд. тех. наук, доц. Золотько О. Є.:**

Загальне враження позитивне, однак є низка зауважень уточнювального характеру. Доцільно переглянути назву дисертації, зосередивши її на гідродинаміці та теплообміні, оскільки питання масообміну у класичному розумінні фактично не розглядаються. Також варто скоригувати формулювання «нова диференціальна модель», замінивши його на «математична модель» з уточненням щодо використання нових або уточнених замикаючих співвідношень. Окремо бажано обґрунтувати вибір даних для верифікації моделі, зважаючи на використання розрахункових характеристик застарілого двигуна, та врахувати сучасні експериментальні дослідження камер, виготовлених адитивними технологіями. З урахуванням зазначених побажань роботу можна рекомендувати до захисту.

**Канд. тех. наук, доц. Лабуткіна Т. В.:**

Загальне враження безумовно позитивне, кваліфікаційна робота виконана на високому науковому рівні. Вона містить ґрунтовну теоретичну складову, підтверджену чисельною верифікацією, а також мають належне публікаційне забезпечення у фахових виданнях, у тому числі – у фахових виданнях категорії А. Робота викликала зацікавлену дискусію, а висловлені зауваження мають характер уточнення та вдосконалення подачі отриманих результатів, не знижуючи їх наукової цінності та новизни. З огляду на викладене, дисертацію можна рекомендувати до захисту.

**Канд. тех. наук, доц. Ліповський В. І.:**

Загальне враження позитивне, робота справляє цілісне та завершене враження, а здобувач підготовлений до захисту. Разом з тим є побажання щодо уточнення формулювання теми. З огляду на це доцільно розглянути можливість акцентувати у назві саме на методиці оптимального або багатокритеріального проектування тракту охолодження камер рідинних ракетних двигунів адитивного виготовлення. Це може бути остаточно вирішено керівником та здобувачем. У цілому роботу можна рекомендувати до захисту.

**Канд. тех. наук, доц. Кулабухов О. М.:**

Є побажання щодо назви роботи: слово «особливості» потребує уточнення – якщо воно присутнє в назві, то про особливості має бути мова і у висновках, і в науковій новизні. Загалом робота на доброму рівні й може бути рекомендована до захисту.

**Канд. тех. наук, доц. Бучарський В. Л.:**

Зауваження щодо назви мали дискусійний характер і стосувалися різних підходів: від акценту на моделюванні гідродинаміки до оптимізації, причому пропозиції були подекуди протилежними. Водночас чинна назва загалом відповідає змісту роботи, оскільки в науковій новизні відображено врахування особливостей, що виникають при застосуванні адитивних технологій, зокрема довільної форми ребер та місцевих опорів уздовж тракту. Також, хочу відзначити, що назва теми не містить слова «тепломасообмін».

**Д-р. тех. наук, проф. Дронь М. М.:** Хочу зробити уточнюючу ремарку. Стосовно всіх наданих пропозицій щодо корегувань, у тому числі – назви, необхідно відзначити, що всі вони носять рекомендаційний характер. Є право інтелектуальної власності, авторське право, на основі якого автор може

враховувати і не враховувати надані пропозиції, зробити так, як вважає правильним.

**Д-р. тех. наук, проф. Санін А. Ф.:**

Загальне враження позитивне, підстав для суттєвої зміни назви роботи немає, і дисертацію можна рекомендувати до захисту. Розширення назви шляхом додавання гідродинаміки чи оптимізації може штучно звужити або, навпаки, необґрунтовано розширити предмет дослідження. Оптимізація у роботі виступає радше як практичне застосування отриманих наукових результатів, а не як самостійний основний напрям. Водночас доцільно розглянути уточнення терміну «диференціальна модель», замінивши його на більш коректне формулювання «математична модель». Це дозволить уникнути термінологічних зауважень без зміни суті роботи.

**Канд. тех. наук, доц. Золотько О. Є.:**

Враховуючи, що в назві теми фігурує слово «теплообмін», а не «тепломасообмін», пропоную назву не змінювати та рекомендувати роботу до захисту із поточною назвою.

## ВИСНОВОК

**Актуальність теми дисертації.** З року в рік зростає кількість стартапів у ракетно-космічній галузі, для яких, через обмежені бюджети, критично важливо отримати працездатну конструкцію без великої кількості високовартісних доводжувальних випробувань. Однією з основних умов ефективного проектування надійного РРД є наявність коректних розрахункових результатів теплопередачі в камері двигуна. Це зумовлено тим, що, крім того, що камера двигуна сама по собі є напруженим агрегатом, на який припадає до 30% відмов, тракт охолодження також здійснює значний вплив на інші характеристики системи: він вносить обмеження по допустимому масовому співвідношенню компонентів палива, його параметри відображаються на потрібних напорах насосів, а схема охолодження значною мірою визначає компоновання і масу не тільки камери, але і всього двигуна.

До того ж, розрахунки теплопередачі актуальні не тільки на стадії проектування двигуна, вони також необхідні для аналізу результатів вогневих випробувань і формування пропозицій щодо усунення виявлених дефектів з метою проведення швидкої та ефективної доводки камери двигуна.

Ще одним фактом, що підтверджує необхідність у розробці нових методик розрахунку охолодження, є зростання популярності нової технології виготовлення трактів охолодження камер РРД – адитивного виробництва. Основною його перевагою і головною особливістю є можливість створювати тракти охолодження зі складною, специфічною геометрією, що підвищує гнучкість при проектуванні камери двигуна і розширює можливості оптимізації параметрів тракту.

На підставі вищесказаного можна стверджувати, що існує необхідність у продовженні досліджень теплообміну, а також у розробці нових моделей теплообміну і підходів до оптимізації трактів охолодження камер рідинних ракетних двигунів. Тому розглянуті в дисертаційній роботі питання є актуальними і своєчасними.

**Затвердження теми та плану дисертації.** Тема дисертації «Особливості моделювання теплообміну в камерах рідинних ракетних двигунів під час використання адитивних технологій виготовлення» затверджена вченою радою Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, науковим керівником призначено кандидата технічних наук, доцента В. Л. Бучарського (№ 4 від 01.12.2022 р).

Назва теми «Особливості моделювання теплообміну в камерах рідинних ракетних двигунів, виготовлених з використанням адитивних технологій» була затверджена за результатом уточнення на засіданні вченої ради фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара (протокол № 1 від 11.12.2025 р.).

**Особистий внесок автора.** Автором дисертаційної роботи самостійно проаналізовано літературні джерела та сучасні підходи, що стосуються розрахунків теплопередачі в камерах двигунів, розроблено представлені в роботі математичні моделі, проведено та проаналізовано результати чисельних експериментів, верифіковано розроблені моделі та підходи, розроблена методика оптимізації тракту охолодження. Сформульовано основні положення дисертаційної роботи та висновки. Підготовлено до друку наукові праці, в яких викладено основні положення дисертації.

**Достовірність одержаних результатів** забезпечується використанням взаємодоповнюючих методів досліджень, перевіркою адекватності розроблених моделей, відповідністю висновків сучасним уявленням про процеси і механізми теплообміну.

**Наукова новизна одержаних результатів:**

- 1) розроблено та верифіковано нову диференціальну модель тракту охолодження камери двигуна, що не потребує явної дискретизації розрахункової області;
- 2) вперше розроблено та верифіковано модель місцевих опорів, що базується на використанні узагальнених функцій;
- 3) розроблено та верифіковано нову модель ребра довільної форми, яка відрізняється від існуючих тим, що враховує різницю між температурою поверхні ребра та середньої температурою в перерізі;
- 4) вперше отримана критеріальна залежність температури поверхні ребра від середньої температури ребра в перерізі, геометрії ребра та теплофізичних параметрів матеріалу ребра та охолоджувача.

**Практичне значення результатів дослідження.**

1. Розроблена модель тракту охолодження дає можливість швидко та більш точно визначити параметри теплового стану камери двигуна та врахувати різноманітні процеси, що не розглядаються в існуючих методиках. Це, поміж іншим, досягається за допомогою нових отриманих співвідношень, що дозволяють більш точно та з меншою трудомісткістю визначити температурне поле в ребрі із урахуванням його нерівномірності.

2. Розроблено оригінальну методику проектування трактів охолодження мінімальної маси із заданим обмеженням по температурі стінки камер рідинних ракетних двигунів. Її використання може суттєво покращити параметри двигуна, а саме зменшити масу конструкції без погіршення теплового стану камери двигуна.

3. Результати дисертаційного дослідження було впроваджено у приватній ракето-космічній компанії ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ», що засвідчено відповідним актом.

**Повнота викладення матеріалів дисертації в опублікованих працях та особистий внесок у них автора.** Результати дисертаційного дослідження опубліковано у 8 статтях, з яких одна одноосібна. Дві з них опубліковані у виданнях категорії А, що входить до наукометричних баз Scopus та Web of Science та належать до третього квартилю Q3 та до четвертого квартилю Q4 відповідно до класифікації SCImago Journal and Country Rank. Три з них опубліковані у наукових фахових виданнях України категорії Б. Інші три опубліковані у науковому виданні України.

Публікації Слюсарєва В. В. відповідають вимогам пп. 8, 9 «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 (із змінами).

**Список робіт, опублікованих за темою дисертації, та конкретний внесок здобувача:**

1. Sliusariev, V., & Bucharskyi, V. (2024). Development of a mathematical model for the cooling channel of a liquid propellant rocket engine's chamber with respect for variations in coolant density. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*, 6(1 (132)), 14–20. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2024.316236>. (Scopus, SCImagoJR Q3). (особистий внесок: огляд літератури, розробка математичної моделі, проведення верифікаційних розрахунків, формулювання висновків).

2. Sliusariev, V., & Bucharskyi, V. (2025). Mathematical model of a liquid rocket engine cooling channel with local resistances. *Space science and technology*, 31 (5), 3–10. <https://doi.org/10.15407/knit2025.05.003>. (Scopus, Web of Science, SCImagoJR Q4). (особистий внесок: розробка математичної моделі, проведення CFD-моделювання, формулювання висновків).

3. Sliusariev, V., & Bucharskyi, V. (2024). Development of a differential model for cooling an LPRE chamber by an incompressible fluid. *Journal of Rocket-Space Technology*, 33(4-28), 49-58. <https://doi.org/10.15421/452424>. (Фахова, категорії Б). (особистий внесок: розробка математичної моделі, проведення верифікаційних розрахунків, формулювання висновків).

4. Sliusariev, V., & Bucharskyi, V. (2025). Determination of the surface temperature of the fins in cooling channels of LPRE chambers. *System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics*, 36(№1), 80-89. <https://doi.org/10.15421/472508> (Фахова, категорії Б). (особистий внесок: проведення серії чисельних експериментів, узагальнення отриманих результатів, формулювання висновків).

5. Sliusariev, V. (2025). Optimization of cooling channels of the liquid rocket engines using a differential heat transfer model. *Aerospace Technic and Technology*, (6), 25-32. <https://doi.org/10.32620/akt.2025.6.03>. (Фахова, категорії Б).

6. Sliusariev, V., & Bucharskyi, V. (2025). Modeling fin efficiency considering transverse temperature gradients in rocket engine cooling channels. *Challenges and Issues of Modern Science*, 4(1), с. 43-47. <https://doi.org/10.15421/cims.4.299>.

**(Нефахова)** (особистий внесок: проведення CFD-моделювання, узагальнення отриманих результатів, формулювання висновків).

7. Sliusariev, V., & Bucharskyi, V. (2024). Mathematical model for heat transfer in variable thickness fins for rocket engines. Challenges and Issues of Modern Science, 3, с. 48-54. **(Нефахова)** URL: <https://cims.fti.dp.ua/j/article/view/234> (дата звернення: 02.02.2026). (особистий внесок: розробка математичної моделі, проведення тестових розрахунків, формулювання висновків).

8. Бучарський, В., & Слюсарев, В. (2024). Диференційна модель тракту охолодження камери РРД. Challenges and Issues of Modern Science, 2, с. 87-90. **(Нефахова)** URL: <https://cims.fti.dp.ua/j/article/view/234> (дата звернення: 02.02.2026). (особистий внесок: розробка математичної моделі, проведення тестових розрахунків, формулювання висновків).

#### **Список публікацій, які засвідчують апробації матеріалів дисертації**

1. Слюсарев В. В., Бучарський В. Л. Розробка методики визначення коефіцієнту оребрення в трактах камер рідинних ракетних двигунів виготовлених адитивним методом. XXVII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос»: Збірник тез. м. Дніпро, 2025. с. 111 – 112. URL: <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2025.pdf> (дата звернення: 02.02.2026).

2. Слюсарев В. В., Білоцерковський І. В. Аналіз конструктивних та схемних рішень для підвищення енергетичних характеристик двигунів розгінних блоків. XXVI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос»: Збірник тез. м. Дніпро, 2024. с. 88–89. URL: <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2024.pdf> (дата звернення: 02.02.2026).

3. Слюсарев В. В., Бучарський В. Л. Методика отримання аналітичних залежностей для розрахунку теплопередачі в теплообмінниках та камерах РРД. XXV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос»: Збірник тез. м. Дніпро, 2023. с. 48. URL: <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2023.pdf> (дата звернення: 02.02.2026).

**На підставі заслуховування та обговорення доповіді В. В. Слюсарєва про основні положення дисертаційної роботи, питань та відповідей на них, виступів фахівців**

#### **УХВАЛИЛИ:**

1. Вважати, що за актуальністю, ступенем новизни, обґрунтованості, наукової та практичної цінності здобутих результатів дисертація Слюсарєва Володимира Володимировича на тему «Особливості моделювання теплообміну в камерах рідинних ракетних двигунів, виготовлених з використанням адитивних технологій» відповідає вимогам, викладеним у «Порядку присудження ступеня доктора філософії та скасування рішення разової спеціалізованої вченої ради закладу вищої освіти, наукової установи про присудження ступеня доктора філософії» (Постанова Кабінету Міністрів України від 12.01.2022 р. № 44).

2. Рекомендувати дисертацію Слюсарєва Володимира Володимировича на тему «Особливості моделювання теплообміну в камерах рідинних ракетних двигунів, виготовлених з використанням адитивних технологій» до захисту в

спеціалізованій вченій раді для разового захисту дисертації на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

3. Клопотати перед вченою радою університету розглянути питання про створення спеціалізованої вченої ради для разового захисту дисертації на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка Слюсарєва Володимира Володимировича у такому складі:

№	Прізвище, ім'я, по батькові	Місце основної роботи, підпорядкування, посада	Науковий ступінь, шифр, назва спеціальності, за якою захищена дисертація, рік присудження	Вчене звання (за спеціальністю, кафедрою), рік присвоєння	Наукові публікації, опубліковані за останні п'ять років, за науковим напрямом, за яким підготовлено дисертацію здобувача
1	2	3	4	5	6
1	Давидов Сергій Олександрович  (голова)	Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара,  Міністерство освіти і науки України,  професор кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій	Доктор технічних наук,  05.07.02 - проектування, виробництва та випробування літальних апаратів, 2009 р.	професор кафедри проектування і конструкцій літальних апаратів, 2011 р.	1. Давидов С. О., Давидова А. В., Кривенко А. А., Чуприна А. А. Покращення параметрів систем забезпечення суцільності палива інерційного типу // «Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки» - Збірник наукових праць. - Дніпро, 2024. - Т. 34. - С. 49-57. - ISSN (print) 2524-0188, ISSN (online) 2524-0196. <a href="https://doi.org/10.15421/472405">https://doi.org/10.15421/472405</a> (фахове видання категорії «Б»). URL: <a href="https://rocketsdesign.dp.ua/index.php/journal/article/view/180">https://rocketsdesign.dp.ua/index.php/journal/article/view/180</a> (дата звернення: 02.02.2026). 2. Давидов С.О., Журавель П.І., Кривенко А.А., Левченко В.Ю. Вплив температури на працездатність паливної системи космічних літальних апаратів // «Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки» - Збірник наукових праць. - Дніпро, 2022. - Т. 30. - С. 3-13. - ISSN (print) 2524-0188, ISSN (online) 2524-0196.

№	Прізвище, ім'я, по батькові	Місце основної роботи, підпорядкування, посада	Науковий ступінь, шифр, назва спеціальності, за якою захищена дисертація, рік присудження	Вчене звання (за спеціальністю, кафедрою), рік присвоєння	Наукові публікації, опубліковані за останні п'ять років, за науковим напрямом, за яким підготовлено дисертацію здобувача
1	2	3	4	5	6
					<p><a href="https://doi.org/10.15421/472201">https://doi.org/10.15421/472201</a>. (фахове видання категорії «Б»). Опублікована: 20.09.2022. URL: <a href="https://rocketsdesign.dp.ua/index.php/journal/article/view/61">https://rocketsdesign.dp.ua/index.php/journal/article/view/61</a> (дата звернення: 02.02.2026).</p> <p>3. Давидов С. О., Рак Д. С., Давидова А. В. Математичне моделювання руху газових пузирів в потоці палива на перехідному етапі роботи маршових двигунів // «Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки» - Збірник наукових праць. – Дніпро, 2024. – Т. 35. – С. 13-21. – ISSN (print) 2524-0188, ISSN (online) 2524-0196.</p> <p><a href="https://doi.org/10.15421/472410">https://doi.org/10.15421/472410</a>. (фахове видання категорії «Б»). URL: <a href="https://rocketsdesign.dp.ua/index.php/journal/article/view/187">https://rocketsdesign.dp.ua/index.php/journal/article/view/187</a> (дата звернення: 02.02.2026).</p>
2	Прядко Наталія Сергіївна (опонент)	Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, завідувач відділу	Доктор технічних наук, 05.15.08 – збагачення корисних копалин, 2016 р.	професор за спеціальністю «Енергетичне машинобудування», 2022 р.	1. <b>Pryadko, N., Strelnikov H. O., &amp; Ternova K. V.</b> Керування газовими потоками в ракетних двигунах // Space Science and Technology – 2024. – Vol. 30, № 1. – pp. 3–13. <a href="https://doi.org/10.15407/knit2024.01.003">https://doi.org/10.15407/knit2024.01.003</a> . (видання, що індексується в наукометричних базах Scopus та Web of Science). URL: <a href="https://nasu-periodicals.org.ua/index.php/space/article/view/3-1-2024-1">https://nasu-periodicals.org.ua/index.php/space/article/view/3-1-2024-1</a>

№	Прізвище, ім'я, по батькові	Місце основної роботи, підпорядкування, посада	Науковий ступінь, шифр, назва спеціальності, за якою захищена дисертація, рік присудження	Вчене звання (за спеціальністю, кафедрою), рік присвоєння	Наукові публікації, опубліковані за останні п'ять років, за науковим напрямом, за яким підготовлено дисертацію здобувача
1	2	3	4	5	6
		термогазодинаміки енергетичних установок			<p>(дата звернення: 02.02.2026).  2. Василів С. С., Бубликов А. В., <b>Прядко Н. С.</b>, Карпов О. В., Музика Л. В. Модель керування процесом нагрівання зони друку 3-D принтера // Технічна механіка. – Дніпро, 2025. – № 4. – С. 102–119. ISSN (Print): 1561-9184, ISSN (Online): 2616-6380. <a href="https://doi.org/10.15407/itm2025.04.102">https://doi.org/10.15407/itm2025.04.102</a>. (фахове видання категорії «Б»). URL: <a href="https://journal-itm.dp.ua/ojs/index.php/ITM_j1/article/view/159">https://journal-itm.dp.ua/ojs/index.php/ITM_j1/article/view/159</a> (дата звернення: 02.02.2026).  3. Тернова К. В., Стрельников Г. О., <b>Прядко Н. С.</b>, Катренко М. О. Вплив довжини скороченого сопла з насадком на тягові характеристики // Технічна механіка. – Дніпро, 2022. – № 4. – С. 26–34. ISSN (Print): 1561-9184, ISSN (Online): 2616-6380. <a href="https://doi.org/10.15407/itm2022.04.026">https://doi.org/10.15407/itm2022.04.026</a>.  Опублікована: 18.11.2022. (фахове видання категорії «Б»). URL: <a href="https://www.journal-itm.dp.ua/docs/P-03-04-2022.pdf">https://www.journal-itm.dp.ua/docs/P-03-04-2022.pdf</a> (дата звернення: 02.02.2026).</p>
3	Колоскова Ганна Миколаївна (опонент)	Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут» Міністерство	Кандидат технічних наук, 05.07.02 – проектування літальних апаратів,	доцент кафедри конструкцій і проектування ракетної техніки, 2021 р.	1. Літвінов, О. О., <b>Колоскова, Г. М.</b> , Кондратенко, О. М. Оптимізація параметрів охолоджувального тракту камери згоряння рідинного ракетного двигуна // Journal of Rocket-Space Technology.

№	Прізвище, ім'я, по батькові	Місце основної роботи, підпорядкування, посада	Науковий ступінь, шифр, назва спеціальності, за якою захищена дисертація, рік присудження	Вчене звання (за спеціальністю, кафедрою), рік присвоєння	Наукові публікації, опубліковані за останні п'ять років, за науковим напрямом, за яким підготовлено дисертацію здобувача
1	2	3	4	5	6
		освіти і науки України, завідувач кафедри конструкцій і проектування ракетної техніки	2005 р.		<p>– 2024. – Вип. 33, № 4. – С. 38–44.  <a href="https://doi.org/10.15421/452422">https://doi.org/10.15421/452422</a> (фахове видання категорії «Б»). URL: <a href="https://rocketspace.dp.ua/index.php/rst/article/view/250">https://rocketspace.dp.ua/index.php/rst/article/view/250</a> (дата звернення: 02.02.2026).</p> <p>2. Umerenkova, K., Kondratenko, O., <b>Koloskova, H.</b>, Lytvynenko, O., Borysenko, V. Using of hydrogen sorbtion storing technology based on metal hydrides for cooling of high-power electric generators with steam turbines // <i>Advances in Science and Technology</i>. – 2024. – Vol. 156. – С. 103–115.  <a href="https://doi.org/10.4028/p-M1k2Ya">https://doi.org/10.4028/p-M1k2Ya</a> (видання, що індексується в наукометричній базі Scopus) URL: <a href="http://repositsc.nuczu.edu.ua/bitstream/123456789/20613/1/AST.156.103.pdf">http://repositsc.nuczu.edu.ua/bitstream/123456789/20613/1/AST.156.103.pdf</a> (дата звернення: 02.02.2026).</p> <p>3. Betin, O., Betin, D., <b>Koloskova, H.</b> Influence of altitude-velocity limitations of physical modelling problems on the main parameters of free flying aircraft models // <i>Scientific Journal of Silesian University of Technology. Series Transport</i> – 2025. – № 128. – С. 71-81.  <a href="https://doi.org/10.20858/sjsuts.t.2025.128.4">https://doi.org/10.20858/sjsuts.t.2025.128.4</a> (видання, що індексується в наукометричних базах Scopus та Web of Science). URL:</p>

№	Прізвище, ім'я, по батькові	Місце основної роботи, підпорядкування, посада	Науковий ступінь, шифр, назва спеціальності, за якою захищена дисертація, рік присудження	Вчене звання (за спеціальністю, кафедрою), рік присвоєння	Наукові публікації, опубліковані за останні п'ять років, за науковим напрямом, за яким підготовлено дисертацію здобувача
1	2	3	4	5	6
					<a href="https://sjsutst.polsl.pl/archives/2025/vol128/071_SJSUTST128_2025_Betin_Koloskova_Betin.pdf">https://sjsutst.polsl.pl/archives/2025/vol128/071_SJSUTST128_2025_Betin_Koloskova_Betin.pdf</a> (дата звернення: 02.02.2026).
4	Ліповський Володимир Іванович (рецензент)	Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, доцент кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій	Кандидат фізико-математичних наук, 01.02.04 – Механіка деформівного твердого тіла (технічні науки) 1988 р.	доцент кафедри технічної механіки, 1992 р.	<p>1. Даниленко, В., Ліповський, В. Огляд технології плавленого осадження полімерних матеріалів для аерокосмічного застосування // Journal of Rocket-Space Technology – 2025, Вип. 34, № 1, С. 21-30. <a href="https://doi.org/10.15421/452502">https://doi.org/10.15421/452502</a> (фахове видання категорії «Б»). URL: <a href="https://rocketspace.dp.ua/rst/article/view/296">https://rocketspace.dp.ua/rst/article/view/296</a> (дата звернення: 02.02.2026).</p> <p>2. Векілов, С., Ліповський, В., Марчан, Р., Пустовий, Р., Логвиненко, А. Експериментальне дослідження шорсткості поверхонь деталей рідинних ракетних двигунів, виготовлених із застосуванням адитивних технологій // Journal of Rocket-Space Technology – 2024, Вип. 33, №4, С. 23-34. <a href="https://doi.org/10.15421/452447">https://doi.org/10.15421/452447</a> (фахове видання категорії «Б»). URL: <a href="https://rocketspace.dp.ua/index.php/rst/article/view/278">https://rocketspace.dp.ua/index.php/rst/article/view/278</a> (дата звернення: 02.02.2026).</p>

№	Прізвище, ім'я, по батькові	Місце основної роботи, підпорядкування, посада	Науковий ступінь, шифр, назва спеціальності, за якою захищена дисертація, рік присудження	Вчене звання (за спеціальністю, кафедрою), рік присвоєння	Наукові публікації, опубліковані за останні п'ять років, за науковим напрямом, за яким підготовлено дисертацію здобувача
1	2	3	4	5	6
					<p>3. Векілов, С. Ш., Ліповський, В. І. Особливості розвитку методів аддитивного виробництва у застосуванні до РРД // Journal of Rocket-Space Technology – 2023, Вип. 32, №4, С. 23-38. <a href="https://doi.org/10.15421/452326">https://doi.org/10.15421/452326</a> (фахове видання категорії «Б»). URL: <a href="https://rocketspace.dp.ua/index.php/rst/article/view/194">https://rocketspace.dp.ua/index.php/rst/article/view/194</a> (дата звернення: 02.02.2026).</p>
5	Золотько Олександр Євгенович (рецензент)	<p>Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Міністерство освіти і науки України, доцент кафедри двигунобудування</p>	<p>Кандидат технічних наук, 05.05.03 – двигуни та енергетичні установки, 1996 р.</p>	доцент кафедри двигунобудування, 2005 р.	<p>1. Аксьонов, О.С., Золотько О.Є., Столярчук В.В. Комплексний підхід до розв'язання проблеми надійного охолодження камери детонаційного двигуна // Journal of Rocket-Space Technology. – 2023. – Вип. 30, № 4. – С. 23–29. <a href="https://doi.org/10.15421/452204">https://doi.org/10.15421/452204</a> (фахове видання категорії «Б»). URL: <a href="https://rocketspace.dp.ua/index.php/rst/article/view/137">https://rocketspace.dp.ua/index.php/rst/article/view/137</a> (дата звернення: 02.02.2026).</p> <p>2. Аксьонов О. С., Золотько О. Є. Структурні особливості детонаційного потоку // Aerospace technic and technology. – 2023. – № 3. – С. 42–49. <a href="https://doi.org/10.32620/akt.2023.3.05">https://doi.org/10.32620/akt.2023.3.05</a> (фахове видання категорії «Б»). URL:</p>

№	Прізвище, ім'я, по батькові	Місце основної роботи, підпорядкування, посада	Науковий ступінь, шифр, назва спеціальності, за якою захищена дисертація, рік присудження	Вчене звання (за спеціальністю, кафедрою), рік присвоєння	Наукові публікації, опубліковані за останні п'ять років, за науковим напрямом, за яким підготовлено дисертацію здобувача
1	2	3	4	5	6
					<a href="https://nti.khai.edu/ojs/index.php/akt/article/view/akt.2023.3.05">https://nti.khai.edu/ojs/index.php/akt/article/view/akt.2023.3.05</a> (дата звернення: 02.02.2026).  3. Aksonov O., Zolotko O., Marchenko O. On the determination of the specific heat flux value in a pulse detonation engine's chamber // Journal of Rocket-Space Technology. – 2023. – Vol. 31, № 4. – P. 20–25. <a href="https://doi.org/10.15421/452303">https://doi.org/10.15421/452303</a> (фахове видання категорії «Б»). URL: <a href="https://rocketspace.dp.ua/index.php/rst/article/view/170">https://rocketspace.dp.ua/index.php/rst/article/view/170</a> (дата звернення: 02.02.2026).

Усі кандидатури членів ради відповідають вимогам пп. 14, 15 «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 (із змінами).

**Результати відкритого голосування:**

«За» – 20 осіб.

«Проти» – немає.

«Утрималися» – немає.

**Рішення прийнято одностайно.**

Голова міжкафедрального семінару

Секретар

 Анатолій САНІН  
 Тетяна ЛАБУТКІНА