

Рішення
разової спеціалізованої вченої ради
про присудження ступеня доктора філософії

Здобувач ступеня доктора філософії Слюсарев Володимир, 1998 року народження, громадянин України, освіта вища: закінчив у 2022 році Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара за спеціальністю Авіаційна та ракетно-космічна техніка, навчається в аспірантурі Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України з 2022 р., виконав акредитовану освітньо-наукову програму «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

Разова спеціалізована вчена рада, утворена наказом Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України, місто Дніпро від «25» березня 2026 року № 89, у складі:

Голови разової

спеціалізованої вченої ради – Сергія ДАВИДОВА, доктора технічних наук, професора, професора кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України;

Рецензентів –

Володимира ЛПОВСЬКОГО, кандидата фізико-математичних наук, доцента, доцента кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України;

Олександра ЗОЛОТЬКО, кандидат технічних наук, доцент, доцент кафедри двигунобудування Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України;

Офіційних опонентів – Наталії ПРЯДКО, доктора технічних наук, професора, завідувача відділу термогазодинаміки енергетичних установок Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України;

Ганни КОЛОСКОВОЇ, кандидата технічних наук, доцента, завідувача кафедри конструкцій і проектування ракетної техніки Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут» Міністерства освіти і науки України;

на засіданні «02» червня 2026 року прийняли рішення про присудження ступеня доктора філософії з галузі знань 13 Механічна інженерія Володимиру СЛЮСАРЄВУ на підставі публічного захисту дисертації «Особливості моделювання теплообміну в камерах рідинних ракетних двигунів, виготовлених з використанням адитивних технологій» за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

Дисертацію виконано у Дніпровському національному університеті імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України, місто Дніпро.

Науковий керівник: Валерій БУЧАРСЬКИЙ, кандидат технічних наук, доцент кафедри двигунобудування Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара.

Дисертацію подано у вигляді спеціально підготовленого рукопису із дотримання вимог пункту 6 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 року № 44 (зі змінами). У дисертаційній роботі розроблено нову математичну модель теплопередачі в камері рідинного ракетного двигуна, що охоплює як процеси в каналах охолодження, так і теплопровідність у ребрах каналів. Такий підхід дозволяє підвищити точність визначення теплового стану камери двигуна, а також забезпечити можливість врахування конструктивних особливостей, характерних для виробів, виготовлених методом адитивного виробництва на етапі проектування систем охолодження. Вперше розроблено та верифіковано модель місцевих гідравлічних опорів у тракті охолодження на основі узагальнених функцій, зокрема δ -функції Дірака. Проведено чисельні експерименти для аналізу температурного поля в поперечному перерізі ребра каналу охолодження. Встановлено нові залежності температури поверхні ребра від середньої температури в перерізі, геометрії ребра та теплофізичних параметрів матеріалу і охолоджувача. Розроблено й апробовано оригінальну диференціальну модель тракту охолодження, яка базується на системі рівнянь збереження маси, імпульсу та енергії без явної дискретизації розрахункової області. Побудовано авторську модель ребра довільної форми, що враховує нерівномірність температурного поля в поперечному перерізі та не обмежується ребрами постійної площі прохідного перерізу. Достовірність одержаних результатів забезпечена порівнянням із даними щодо двигунів РД-107, РД-111 та РД-119, а також результатами чисельного моделювання в середовищі Ansys Fluent. Результати розрахунків зіставлені з наявними розрахунковими даними з відкритих джерел, що підтверджує їх наукову обґрунтованість. Практичне значення роботи полягає у розробці оригінальної методики проектування трактів охолодження мінімальної маси із заданим обмеженням по температурі стінки камери двигуна. Запропоновані підходи

дозволяють підвищити точність моделювання теплових процесів, оптимізувати параметри системи «тракт охолодження – насос» та вдосконалити процес проектування камер рідинних ракетних двигунів. Отримані результати можуть бути впроваджені в конструкторській практиці при створенні та модернізації камер і агрегатів ракетно-космічної техніки.

Дисертація виконана державною мовою із дотриманням вимог до оформлення дисертації, встановлених МОН України. Обсяг основного тексту дисертації відповідає нормам, встановленим освітньо-науковою програмою «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України.

Здобувач має 11 наукових публікацій за темою дисертації, з них 2 статті у виданнях категорії А, що входять до міжнародних наукометричних баз Scopus Q3 та Web of Science Q4 відповідно до класифікації SCImago Journal and Country Rank, 3 статті у наукових фахових виданнях України категорії Б, 3 статті у науковому виданні України, 3 тези доповіді у збірниках міжнародної молодіжної науково-практичної конференції, які відповідають вимогам пунктів 8, 9 Порядку присудження ступеня доктора філософії та скасування рішення разової спеціалізованої вченої ради закладу вищої освіти, наукової установи про присудження ступеня доктора філософії, зокрема:

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). URL: <https://journals.uran.ua/eejet/article/view/316236> (дата звернення: 02.02.2026).
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). URL: <http://knit.mao.kiev.ua/en/archive/2025/5/01> (дата звернення: 02.02.2026).
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>. URL: <https://rocketspace.dp.ua/index.php/rst/article/view/252>

(дата звернення: 02.02.2026).

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>.

URL: <https://rocketsdesign.dp.ua/index.php/journal/article/view/208>

(дата звернення: 02.02.2026).

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/aktt.2025.6.03>.

URL: <https://nti.khai.edu/ojs/index.php/aktt/article/view/aktt.2025.6.03>

(дата звернення: 02.02.2026).

У дискусії взяли участь голова і члени спеціалізованої ради та присутні на захисті фахівці:

Голова спеціалізованої вченої ради – Давидов Сергій Олександрович, доктор технічних наук (05.07.02 - проектування, виробництво та випробування літальних апаратів), професор, професор кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України.

Офіційний опонент – Прядко Наталія Сергіївна, доктор технічних наук, професор (05.15.08 - збагачення корисних копалин), завідувач відділу термогазодинаміки енергетичних установок Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України. Зауваження:

1. У роботі зазначено, що шорсткість після 3D-друку може бути в 10–12 разів вищою за традиційну. Чи враховується в моделі анізотропія шорсткості, яка залежить від кута нахилу стінки під час друку, і як це корелює з локальними коефіцієнтами тепловіддачі по довжині каналу?

2. Автор розробив модель ребра довільної форми, яка враховує нерівномірність температурного поля. Як враховується термічний опір контакту (або його відсутність) між матеріалом ребра та зовнішньою оболонкою, якщо камера виготовляється не монолітно, а із застосуванням різних циклів друку чи матеріалів?

3. Виникає питання щодо процесу оптимізації. Як цільова функція вибрано мінімізацію маси системи «тракт охолодження – насос». Чи враховувалися при цьому технологічні обмеження 3D-друку (наприклад, мінімально можлива товщина стінки або кути структур), які можуть зробити «математично оптимальну» форму неможливою для виготовлення?

4. Мета роботи – розробка методики оптимального проектування тракту охолодження РРД, яка забезпечувала б мінімальну вагу конструкції при допустимих значеннях температури стінки. Під час оптимізації РД-119 отримано зниження маси на 1.6 кг. Не зрозуміло, яка частка цієї економії у загальній масі двигуна і чи не перебивається цей вигравш ускладненням конструкції чи зниженням надійності через зменшення запасів міцності стін.

5. Верифікація проводилася на даних двигуна РД-107, що виготовлений за традиційною технологією. Чи є результати порівняння моделі із реальними вогневими випробуваннями саме 3D-друкарських камер, щоб підтвердити адекватність обліку специфічної адитивної шорсткості?

6. Подекуди в формулах не дається повне пояснення перетворень. Наприклад, не зрозуміло, чи враховував автор кут розширення каналу при обчисленні площі стінок каналу, що обмежують контур, адже бокова поверхня буде не прямокутник, а трапеція (формула 2.8)? Не пояснюється, чому в виразах на стор. 47 з'явився мінус перед проєкціями сил дотичних напружень, хоча в (2.5) цей доданок позитивний.

Офіційний опонент – Колоскова Ганна Миколаївна, кандидат технічних наук (05.07.02 - проектування літальних апаратів), доцент, завідувач кафедри конструкцій і проектування ракетної техніки Національного аерокосмічного університету «Харківський авіаційний інститут» Міністерства освіти і науки України. Зауваження:

1. У роботі при розрахунках переходу до адитивних технологій основна увага приділяється геометрії тракту охолодження камери РРД, проте поза увагою залишається питання зміни фізико-механічних властивостей матеріалів (теплопровідності, границі плинності) внаслідок специфіки процесу пошарового спікання. Доцільним було б проаналізувати, як заміна традиційних конструкційних матеріалів на їх адитивні аналоги впливає на загальний тепловий та міцнісний стан виробу.

2. Автором запропоновано введення поправочного коефіцієнта Θ_w для узгодження одновимірної моделі ребра з реальним двовимірним розподілом температур. Даний коефіцієнт представлено у вигляді апроксимаційної залежності (3.7), структура якої не має достатнього фізичного обґрунтування, зокрема, щодо вибору експоненціальної форми для кута нахилу стінки. Це обмежує можливість екстраполяції даної моделі на умови, які виходять за межі проведеного чисельного експерименту.

3. Автор враховує шорсткість, характерну для адитивного виробництва, переважно як фактор збільшення гідравлічного опору. Разом з тим, значна шорсткість каналів, виготовлених методом SLM-друку, має суттєвий вплив на інтенсифікацію теплообміну завдяки турбулізації пристінкового шару рідини. Відсутність комплексного врахування шорсткості як чинника, що одночасно змінює і перепад тиску, і коефіцієнт тепловіддачі, може призводити до похибок у визначенні температури стінки.

4. За результатами верифікації алгоритму оптимізації встановлено, що оптимальна товщина ребра постійно лежить на межі технологічних обмежень. У такому випадку включення даної величини до вектору параметрів, що оптимізуються, виглядає методично зайвим. Доцільніше було б зафіксувати мінімально можливу товщину ребра як константу, що дозволило б підвищити стійкість алгоритму та знизити розмірність задачі оптимізації.

5. Використання градієнтного методу для мінімізації маси конструкції в умовах складної цільової функції з накладеними штрафними функціями за температурою може призводити до знаходження лише локальних оптимумів. Робота була б більш переконливою за умови порівняння результатів градієнтного спуску зі стохастичними методами.

6. При розрахунку еквівалентних напружень автор оперує їх сумарними значеннями, проте у роботі чітко не визначено співвідношення між напруженнями, викликаними тиском охолоджувача, та температурними напруженнями. Враховуючи високі теплові потоки в РРД, залишається незрозумілим, який із цих факторів є визначальним для обраних режимів роботи, та як це співвідношення змінюється при оптимізації товщини стінки.

7. У роботі присутня певна термінологічна неузгодженість при описі об'єктів верифікації. Зокрема, у другому пункті загальних висновків автор згадує про використання даних двигуна РД-108, тоді як у підрозділі 1.1.2 та відповідних графіках наведено результати для двигуна РД-107. Здобувачу доцільним було б дотримуватися єдиної назви об'єкта дослідження по всьому тексту роботи для уникнення неоднозначності при трактуванні отриманих результатів.

Рецензент – Ліповський Володимир Іванович, кандидат фізико-математичних наук (01.02.04 – механіка деформівного твердого тіла), доцент, доцент кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України. Зауваження:

1. Використано значення дотичних напружень до усталеного турбулентного потоку рівняння (2.9), тобто не враховано можливих перехідних режимів.

2. Використано квазістисливу модель рідини в рівнянні збереження маси, але густина потоку може змінюватися, зміна густини задана рівнянням (2.20), що справедливо тільки для малих градієнтів температур.

3. Для визначення кількості теплоти через стінки каналу використано рівняння закону Ньютона-Ріхмана в якому коефіцієнт тепловіддачі приймається заданим, а він може змінюватися.

Рецензент – Золотько Олександр Євгенович, кандидат технічних наук (05.05.03 – двигуни та енергетичні установки), доцент, доцент кафедри

двигунобудування Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України. Зауваження:

1. З точки зору методології в якості критерію оптимізації доцільнішим було обрати величину коефіцієнта ефективності обрешітлення з подальшою прив'язкою величини коефіцієнта ефективності до маси камери двигуна.

2. У роботі не наведено результати порівняння розрахункових та експериментальних даних.

3. Для верифікації моделі використано застарілі дані, які стосуються двигуна РД-107.

Результати відкритого голосування:

«За» 5 (п'ять) членів ради,

«Проти» немає членів ради.

На підставі результатів відкритого голосування разова спеціалізована вчена рада присуджує Володимиру Слюсареву ступінь доктора філософії з галузі знань 13 Механічна інженерія за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

Відеозапис трансляції захисту дисертації додається.

Голова разової спеціалізованої
вченої ради



Сергій ДАВИДОВ
(власне ім'я та прізвище)