

Облікова картка дисертації

I. Загальні відомості

Державний обліковий номер: 0826U000784

Особливі позначки: відкрита

Дата реєстрації: 02-04-2026

Статус: Захищена

Реквізити наказу МОН / наказу закладу:



II. Відомості про здобувача

Власне Прізвище Ім'я По-батькові:

1. Слюсарев Володимир Володимирович

2. Volodymyr V. Sliusariev

Кваліфікація:

Ідентифікатор ORCID ID: 0009-0004-2883-7467

Вид дисертації: доктор філософії

Аспірантура/Докторантура: так

Шифр наукової спеціальності: 134

Назва наукової спеціальності: Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Галузь / галузі знань: механічна інженерія

Освітньо-наукова програма зі спеціальності: Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Дата захисту: 02-06-2026

Спеціальність за освітою: 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Місце роботи здобувача:

Код за ЄДРПОУ:

Місцезнаходження:

Форма власності:

Сфера управління:

Ідентифікатор ROR: Не застосовується

III. Відомості про організацію, де відбувся захист

Шифр спеціалізованої вченої ради (разової спеціалізованої вченої ради): PhD 12516

Повне найменування юридичної особи: Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

Код за ЄДРПОУ: 02066747

Місцезнаходження: проспект Науки, Дніпро, Дніпровський р-н., 49045, Україна

Форма власності: Державна

Сфера управління: Міністерство освіти і науки України

Ідентифікатор ROR:

IV. Відомості про підприємство, установу, організацію, в якій було виконано дисертацію

Повне найменування юридичної особи: Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

Код за ЄДРПОУ: 02066747

Місцезнаходження: проспект Науки, Дніпро, Дніпровський р-н., 49045, Україна

Форма власності: Державна

Сфера управління: Міністерство освіти і науки України

Ідентифікатор ROR:

V. Відомості про дисертацію

Мова дисертації: Українська

Коди тематичних рубрик: 55.42.49.31

Тема дисертації:

1. Особливості моделювання теплообміну в камерах рідинних ракетних двигунів, виготовлених з використанням адитивних технологій
2. Features of heat transfer modeling in liquid propellant rocket engine chambers manufactured using additive technologies

Реферат:

1. Дисертаційна робота складається з вступної частини, чотирьох основних розділів, висновків, списку використаних джерел та двох додатків. Робота представлена на 125 сторінках, містить 42 рисунка та 4 таблиці і список джерел, що містить 121 найменування. При проектуванні рідинних ракетних двигунів (РРД) однією з найважливіших задач є розробка системи охолодження. Охолоджувальний тракт суттєво впливає на різні параметри системи, такі як допустиме масове співвідношення компонентів палива, потужність насосів, компоновання та масу двигуна. В свою чергу, розробка ефективної системи охолодження неможлива без достовірних даних по тепловому стану камери двигуна на всіх режимах його роботи. Отримані параметри теплопередачі мають задовольняти вимоги за багатьма факторами: температури стінки камери не мають

перевищувати значень, при яких матеріал втрачає свої механічні властивості, температури компонентів мають бути менші за температури кипіння, при використанні вуглеводневих палив необхідно підтримувати температуру стінки зі сторони охолоджувача в певному діапазоні для запобігання випадінню твердих осадів на стінках каналу (що є типовим для гасу) або детонації (що можливо при використанні НДМГ), тощо. Крім того, розрахунки теплопередачі актуальні не тільки на стадії проектування двигуна, але й необхідні для аналізу результатів вогневих випробувань та усунення виявлених дефектів. Все вищесказане підтверджує необхідність розробки нових моделей теплопередачі в камерах РРД, які з одного боку будуть відрізнятися простотою та ефективністю у порівнянні з CFD-моделюванням, а з іншого – зможуть повною мірою розкрити потенціал сучасного рівня розвитку обчислювальної техніки та враховувати особливості нових технологій виготовлення зразків ракетно-космічної техніки на відміну від класичних моделей теплопередачі. 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. 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 наступні 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 ракети-носія. 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 середньою 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 стінки камер рідинних ракетних двигунів. Її використання може суттєво покращити параметри двигуна, а саме зменшити масу конструкції без погіршення теплового стану камери двигуна. Практична цінність роботи підтверджується впровадженням результатів дослідження в діяльність приватної ракетно-космічної компанії ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ», що засвідчено актом реалізації. Ключові слова: космічні літальні апарати, рідинний ракетний двигун, тракт охолодження камери двигуна, охолодження сопла, регенеративне охолодження, ефективність оребрення, задачі моделювання, математичне моделювання, чисельне моделювання теплопередачі, задача оптимізації, оптимізація тракту охолодження, адитивне виробництво, 3Д-друк, полегшена конструкція, розподіл тиску.

2. The dissertation comprises an introduction, four main chapters, conclusions, a list of references, and two appendices. It is presented over 125 pages and includes 42 figures, 4 tables, and 121 references. When designing liquid rocket engines, one of the central tasks is developing an effective cooling system. The cooling channels strongly influence key system parameters, including the allowable mixture ratio of the propellants, pump power, overall layout, and engine mass. Designing a reliable cooling system, in turn, requires accurate data on the thermal state of the engine chamber across all operating modes. The resulting heat-transfer parameters must satisfy several constraints: the chamber wall temperature must remain below the limits at which the material loses its mechanical strength; propellant temperatures must stay below their boiling points; and when hydrocarbon fuels

are used, the wall temperature on the coolant side must be kept within a specific range to avoid solid-deposit formation in the channels (typical for kerosene) or detonation phenomena (possible when using UDMH). Moreover, heat-transfer analysis is important not only during engine design but also for interpreting fire-test results and diagnosing observed anomalies. All of this highlights the need for new heat-transfer models for rocket engine chambers that, on the one hand, are simpler and more computationally efficient than full CFD simulations, and on the other hand, can take advantage of modern computing capabilities and account for the characteristics of new manufacturing technologies – capabilities that classical heat-transfer models do not provide. The object of this work is heat transfer and fluid flow in the units of a liquid-propellant rocket engine (LPRE). The subject of the research is thermophysical processes in cooling channels of LPREs manufactured using additive technologies. The aim of the study is to develop a method for optimizing the parameters of an additively manufactured cooling channel that ensures minimum structural mass while maintaining permissible wall temperatures. To achieve this aim, the following tasks were defined: 1) to analyze existing approaches to calculating the cooling of rocket engine chambers; 2) to develop a differential model of the chamber cooling channel; 3) to derive new correlations for the fin efficiency coefficient, taking into account the non-uniform temperature distribution across the fin cross-section; 4) to develop an optimization algorithm and apply it to the design of the cooling channel for the chamber of a prospective third-stage launch vehicle engine. The scientific novelty of this work can be summarized as follows: 1) A new differential model of the engine chamber cooling channels was developed and validated. Unlike conventional approaches, it does not require explicit discretization of the computational domain. 2) A model of local hydraulic losses based on generalized functions was developed and verified for the first time. 3) A new model for fins of arbitrary shape was created and validated. Its distinguishing feature is that it accounts for the difference between the fin's surface temperature and the average temperature across its cross-section – an effect not included in existing models. 4) For the first time, a criterion-based relation was obtained that links the fin surface temperature to the cross-section-averaged temperature. The practical significance of the results lies in the fact that the developed cooling-channels model enables rapid determination of the thermal state of the engine chamber while accounting for processes that are not included in existing calculation methods. This is achieved, in part, through the newly derived relations that allow the temperature field within a fin to be evaluated more accurately and with less computational effort, including its non-uniformity. In addition, an original method was developed for designing minimum-mass cooling channels subject to specified limits on chamber-wall temperature in liquid rocket engines. Its application makes it possible to improve engine performance by reducing structural mass without compromising the thermal state of the chamber. The practical significance of the work is confirmed by the implementation of its results in the activities of the private aerospace company LLC «Flight Control» as documented by an official certificate of implementation. Keywords: spacecraft, liquid propellant rocket engine, thrust chamber cooling channels, nozzle cooling, regenerative cooling, fin performance, modelling problems, mathematical simulation, numerical heat-transfer modeling, optimization problem, cooling-channels optimization, additive manufacturing, 3D-printing, lightweight design, pressure distribution.

Державний реєстраційний номер ДіР:

Пріоритетний напрям розвитку науки і техніки: Фундаментальні наукові дослідження з найбільш важливих проблем розвитку науково-технічного, соціально-економічного, суспільно-політичного, людського потенціалу для забезпечення конкурентоспроможності України у світі та сталого розвитку суспільства і держави

Стратегічний пріоритетний напрям інноваційної діяльності: Освоєння нових технологій високотехнологічного розвитку транспортної системи, ракетно-космічної галузі, авіа- і суднобудування, озброєння та військової техніки

Підсумки дослідження: Теоретичне узагальнення і вирішення важливої наукової проблеми

Публікації:

- 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(Nº1), 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).
- 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>. URL: <https://cims.fti.dp.ua/j/article/view/299> (дата звернення: 02.02.2026).
- 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. URL: <https://cims.fti.dp.ua/j/article/view/234> (дата звернення: 02.02.2026).
- 8. Бучарський, В., & Слюсарев, В. (2024). Диференційна модель тракту охолодження камери РРД. *Challenges and Issues of Modern Science*, 2, с. 87–90. URL: <https://cims.fti.dp.ua/j/article/view/234> (дата звернення: 02.02.2026).
- 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).

Наукова (науково-технічна) продукція: методи, теорії, гіпотези

Соціально-економічна спрямованість: підвищення автоматизації виробничих процесів

Охоронні документи на ОПІВ:

Впровадження результатів дисертації: Впроваджено

Зв'язок з науковими темами: 0122U001325

VI. Відомості про наукового керівника/керівників (консультанта)

Власне Прізвище Ім'я По-батькові:

1. Бучарський Валерій Леонідович
2. Valerii L. Bucharskyi

Кваліфікація: к. т. н., доц., 05.07.05, 134

Ідентифікатор ORCID ID: 0000-0002-8245-5652

Додаткова інформація: <https://www.scopus.com/authid/detail.uri?authorId=57201674551>

Повне найменування юридичної особи: Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

Код за ЄДРПОУ: 02066747

Місцезнаходження: проспект Науки, Дніпро, Дніпровський р-н., 49045, Україна

Форма власності: Державна

Сфера управління: Міністерство освіти і науки України

Ідентифікатор ROR:

VII. Відомості про офіційних опонентів та рецензентів

Офіційні опоненти

Власне Прізвище Ім'я По-батькові:

1. Прядко Наталія Сергіївна
2. Nataliia S. Priadko

Кваліфікація: д. т. н., професор, 05.15.08

Ідентифікатор ORCID ID: 0000-0003-1656-1681

Додаткова інформація:

Повне найменування юридичної особи: Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України

Код за ЄДРПОУ: 05539962

Місцезнаходження: вул. Лешко-Попеля, Дніпро, Дніпровський р-н., 49005, Україна

Форма власності: Державна

Сфера управління: Національна академія наук України

Ідентифікатор ROR:

Власне Прізвище Ім'я По-батькові:

1. Колоскова Ганна Миколаївна
2. Hanna M. Koloskova

Кваліфікація: к. т. н., доцент, 05.07.02**Ідентифікатор ORCID ID:** 0000-0001-7118-0115**Додаткова інформація:****Повне найменування юридичної особи:** Національний аерокосмічний університет "Харківський авіаційний інститут"**Код за ЄДРПОУ:** 02066769**Місцезнаходження:** вул. Манька Вадима, Харків, Харківський р-н., 61070, Україна**Форма власності:** Державна**Сфера управління:** Міністерство освіти і науки України**Ідентифікатор ROR:****Рецензенти****Власне Прізвище Ім'я По-батькові:**

1. Ліповський Володимир Іванович
2. Volodymyr I. Lipovskyi

Кваліфікація: к. ф.-м. н., доц., 01.02.04**Ідентифікатор ORCID ID:** 0000-0002-7939-7973**Додаткова інформація:** ;<https://scholar.google.com.ua/citations?user=V6YM5IgAAAAJ&hl=ru>;
<https://www.scopus.com/authid/detail.uri?authorId=57265743200>**Повне найменування юридичної особи:** Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара**Код за ЄДРПОУ:** 02066747**Місцезнаходження:** проспект Науки, Дніпро, Дніпровський р-н., 49045, Україна**Форма власності:** Державна**Сфера управління:** Міністерство освіти і науки України**Ідентифікатор ROR:****Власне Прізвище Ім'я По-батькові:**

1. Золотько Олександр Євгенович
2. Oleksandr Zolotko

Кваліфікація: к. т. н., доц., 05.05.03**Ідентифікатор ORCID ID:** 0009-0008-5600-500X**Додаткова інформація:**

Повне найменування юридичної особи: Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

Код за ЄДРПОУ: 02066747

Місцезнаходження: проспект Науки, Дніпро, Дніпровський р-н., 49045, Україна

Форма власності: Державна

Сфера управління: Міністерство освіти і науки України

Ідентифікатор ROR:

VIII. Заключні відомості

**Власне Прізвище Ім'я По-батькові
голови ради**

Давидов Сергій Олександрович

**Власне Прізвище Ім'я По-батькові
головуючого на засіданні**

Давидов Сергій Олександрович

**Відповідальний за підготовку
облікових документів**

Носова Тетяна Валеріївна

Реєстратор

Юрченко Тетяна Анатоліївна

**Керівник відділу УкрІНТЕІ, що є
відповідальним за реєстрацію наукової
діяльності**



Юрченко Тетяна Анатоліївна