

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ДНІПРОВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ІМЕНІ ОЛЕСЯ ГОНЧАРА
МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ДНІПРОВСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ІМЕНІ ОЛЕСЯ ГОНЧАРА

Кваліфікаційна наукова праця
на правах рукопису

ВЕКІЛОВ САМІР ШАМСІЙОВИЧ

УДК 621.45

ДИСЕРТАЦІЯ

**ПІДВИЩЕННЯ ГІДРАВЛІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАКТІВ
РІДИННИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ, ВИГОТОВЛЕНИХ ІЗ
ЗАСТОСУВАННЯМ АДИТИВНИХ ТЕХНОЛОГІЙ**

134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Подається на здобуття ступеня доктора філософії.

Дисертація містить результати власних досліджень. Ідеї, результати або тексти, що були запозичені, супроводжуються відповідним посиланням на авторів та джерела публікації.

_____ Векілов С. Ш.

Науковий керівник: Ліповський Володимир Іванович, к. ф.-м. н., доцент

Дніпро – 2024

АНОТАЦІЯ

Векілов С. Ш. Підвищення гідравлічних характеристик трактів рідинних ракетних двигунів, виготовлених із застосуванням адитивних технологій. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка (механічна інженерія). – Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, 2024.

Насьогодні область ракетного будування переживає другу ітерацію бурхливого розвитку, що обумовлено підвищенням інтересу зі сторони приватних компаній та виникненню нових методів виробництва, які дозволяють значно спростити процес створення виробів ракетної техніки. Незважаючи на наявність концептуально інших принципів роботи космічних виробів, варіантів застосування альтернативних палив та систем запуску, рідинні ракетні двигуни залишаються однією з найбільш популярних та розвинених сфер інтересів космічної інженерії.

Значну частину від вартості ракети-носія, а інколи і ракетного комплексу може становити процес відпрацювання та створення конструкції рідинного ракетного двигуна. Нерідко левову частку витрачають на розробку камери двигуна, ефективність роботи якої визначає основну вартість виконання місії. Особливої актуальності набули тенденції до зниження кількості технологічного оснащення та скорочення виробничого циклу при розробці та виготовленні елементів конструкції камери РРД. Тому триває пошук рішень, що дозволять забезпечити виконання наступних вимог: при одночасному скороченні часових та трудових затрат на виробництво, отримані вироби повинні зберігати високі показники ефективності робочого процесу. Запропоновані конструктивні та технологічні рішення або їх комбінації повинні: давати змогу до відмови від використання складних технологічних процесів (наприклад, паяння, зварювання та ін.), знижувати кількість з'єднань складальної одиниці, та забезпечити отримання конструкцій, що забезпечують високий ступінь повторюваності високих питомих характеристик від партії до партії. Описані вимоги відповідають основним сучасним тенденціям

розвитку та унеможливають застосування лише «класичних» технологій для проєктування та виробництва камер РРД. Альтернативним шляхом вирішення описаних вимог є впровадження процесів адитивного виробництва у цикл виготовлення РРД, зокрема технології L-PBF (Laser Powder Bed Fusion).

В дисертаційному дослідженні розглянуто впровадження адитивних технологій у виробничий цикл рідинних ракетних двигунів. Реінжиніринг та основні технологічні обмеження перевірені шляхом експериментального дослідження на базі характеристик типових елементів конструкції. Розглянуті елементи в порядку збільшення складності доводять успішність проведеної адаптації геометричних параметрів виробів та значний потенціал для глибокої інтеграції технології у процес виробництва. Для «класичних» методів виробництва значну технологічну складність представляє собою виготовлення змішувальних головок. При цьому успішність реалізації закладених у конструкцію технічних рішень має вирішальний вплив на ефективність роботи всієї камери. Зазвичай, конструкція змішувальної головки складається з великої кількості складових елементів, чиї характеристики і визначають характеристики робочого процесу. При відповідній адаптації геометрії виробів технологія L-PBF дає змогу виготовити комплексні гідравлічні системи без необхідності застосування спеціального оснащення та технологічних процесів з'єднання деталей, що значно підвищує ефективність виробничого процесу та знижує затрати. В дисертаційному дослідженні доказана можливість виготовлення складних елементів РРД **як однієї деталі**, наприклад, поясів завісного охолодження, циліндрів, середніх частин, а також **змішувальних головок** із застосуванням методу L-PBF. Зазначені змішувальні головки розглядались на базі конструкції відцентрово-відцентрових форсунок зовнішнього змішування. При цьому прогнозування характеристик індивідуальних змішувальних елементів на етапі технічної пропозиції та наступного ескізного проєкту є невід'ємною частиною конструкторської діяльності і визначає ефективність прийняття закладених у виріб концепцій організації робочого процесу. Однак, проведений аналіз сучасного стану запропонованих математичних моделей для розрахунку коефіцієнта витрати відцентрових

форсунок, що підходять для інженерного використання, показує неможливість їх придатності для прогнозування характеристик відцентрових форсунок, виготовлених за технологією L-PBF.

Таким чином, *мета дисертаційного дослідження* полягає у створенні ефективної методики проектування трактів рідинних ракетних двигунів з підвищеними гідравлічними характеристиками на основі визначених залежностей коефіцієнту витрати від комплексу геометричних параметрів відцентрових форсунок, виготовлених із застосуванням адитивних технологій.

Об'єкт дослідження: Гідравлічні процеси в трактах РРД, виготовлених за допомогою адитивних технологій.

Предмет дослідження: Взаємозв'язок гідравлічних характеристик та геометричних параметрів елементів трактів РРД, виготовлених із застосуванням методів адитивного виробництва.

Використані методи наукового дослідження

Методи емпіричного дослідження:

- Експериментальне дослідження характеристик 3Д-друкованих елементів трактів РРД.
- Порівняння зразків, виготовлених 3D-друком та традиційними методами.

Загальні методи дослідження:

- Критичний аналіз існуючих комплексних вузлів трактів РРД.
- Регресійний аналіз експериментальних даних.
- Металографічний аналіз 3Д-друкованих зразків.

У **вступі** дано обґрунтування вибору теми дисертаційного дослідження, підкреслена актуальність роботи, сформовані **мета і задачі**. Висвітлено зв'язок дослідження з існуючими науковими програмами і темами, розглянуто наукову новизну та практичну значимість отриманих результатів. Перелічено дані про особистий внесок здобувача у виконання дослідження, а також наведена

інформація про апробацію роботи і публікації за темою. Зміст проведеного дослідження розкрито у обсязі **п'яти** розділів.

У **першому розділі** висвітлені результати критичного аналізу матеріалів по напрямкам 3Д друку та особливостей організації гідравлічних трактів камер РРД.

Розглянута класифікація адитивного виробництва, зокрема 3Д друку, в процесі якого використовується металевий порошок для отримання деталей, що дає змогу досягнути сучасний стан галузі, що стрімко розвивається. Однією з особливостей класифікації є динаміка процесу виникнення нових рішень та виробничих методів в умовах швидкої потенційної комерціалізації запропонованих технологічних принципів. Обґрунтовано рішення вибору технології L-PBF в рамках проведення подальшого дослідження. Розглянуті основні переваги, недоліки технології та приведено список матеріалів, доступних до використання.

Класична методика проектування відцентрових форсунок базується на встановленні кута розпилу β , як вихідної величини. Згідно до приведеної теорії кут розпилу, комплекс геометричних співвідношень A , а також коефіцієнт витрати μ для відцентрових форсунок перебувають в однозначній залежності від коефіцієнта «живого» перерізу ϕ . Таким чином, при виборі кута розпилу, визначається коефіцієнт живого перерізу, а також наступні геометричні параметри та коефіцієнт витрати. В свою чергу значення коефіцієнту живого перерізу залежить від геометричних параметрів газового вихору, що згідно до класичної теорії завжди утворюється під час роботи відцентрової форсунки. Однак, проведений аналіз робіт показує, що існує декілька режимів роботи форсунки, що в тому числі залежать від її геометричних особливостей, при яких газовий вихор в тракті форсунки може приймати стабільну форму, нестабільну форму, або не існувати взагалі. Такі конструктивні параметри не враховуються під час проектування відцентрових форсунок згідно до класичної методики а отже, вибір кута розпилу із подальшим визначенням характеристик форсунки на його базі підлягає сумніву. Окрім розрахункової методики для проектування відцентрових форсунок, полягає уточненню визначення залежності коефіцієнта витрати від комплексу геометричних параметрів, що можуть бути використані в інженерній практиці.

Аналіз публікацій показує існування великої кількості запропонованих формул для визначення коефіцієнта витрати, що значно відрізняються від запропонованої залежності у класичній теорії. Розглянуті залежності різних авторів базуються на експериментальних дослідженнях форсунок, виготовлених із застосуванням класичних методів виробництва. Проведений аналіз показує неможливість застосування запропонованих залежностей для відцентрових форсунок, виготовлених із застосуванням технології L-PBG, а отже існує потреба в експериментальному дослідженні їх характеристик.

Розглянуто особливості організації гідравлічних трактів камер РРД, проведено їх структурну декомпозицію та виконано **аналіз можливості інтеграції** елементів РРД в єдину конструкцію. Висвітлений огляд літератури по темі підтверджує високу інтенсивність проведення пошукових робіт для підвищення характеристик камер РРД за допомогою впровадження методів адитивного виробництва.

У **другому розділі** проведено експериментальне дослідження однієї з найбільших особливостей адитивних виробів – параметру шорсткості 3Д-друкованих поверхонь. Дослідження проведено для вибірки тестових зразків з різними геометричними параметрами. З метою урахування особливостей 3Д друку, шорсткість поверхонь вимірювалась у трьох основних напрямках заміру з осередненням отриманих параметрів.

Проведено порівняння відомих конструктивних рішень відцентрової форсунки, сформованих на основі використання «класичних» та адитивної технології L-PBF. Отримані експериментальні дані по шорсткості поверхонь дають змогу прогнозувати показники відповідних параметрів у випадку прямого реінжинірингу конструкції. Аналіз даних доводить неможливість виконання базових вимог до якості поверхонь у разі формування конструкції на технологічній основі «класичного» виробництва.

З метою визначення можливості підтвердження отриманих даних щодо шорсткості поверхонь тестових зразків, проведено відповідний аналіз для варіантів форсунок, сконструйованих в умовах комплексної адаптації до технології 3Д

друку. Порівняння отриманих даних підтверджує можливість подальшого прогнозування параметрів шорсткості виробів на основі визначених залежностей.

У **третьому розділі** наведено результати експериментального дослідження типових конструкцій гідравлічних трактів камер РРД, які можуть бути використані для визначення гідравлічних характеристик елементів РРД, що проєктуються із орієнтацією на використання технології L-PBF.

Експериментально досліджено струминні форсунок, реінжинірингові рішення тангенціальних отворів, поясів завісного охолодження, відцентрових форсунок, а також типових елементів регенеративних трактів циліндрів та середніх частин РРД. На основі отриманих даних для виготовлених варіантів струминних форсунок, тангенціальних отворів та відцентрових форсунок проведено аналіз повторюваності їх гідравлічних характеристик. З точки зору реалізації, експериментально підтверджено можливість адаптації конструкції поясів завісного охолодження РРД, наведено рекомендації щодо інтеграції їх конструктивних особливостей. Експериментально підтверджено можливість реінжинірингу середніх частин та циліндрів РРД інтегрованою системою регенеративного охолодження. Для виготовлених зразків розглянуто зміну їх гідравлічних характеристик при адаптації форми та розмірів поперечного перерізу каналів охолодження. Для середніх частин показана можливість реалізації такої конструкції, що забезпечує можливість інваріантності осової орієнтації деталі під час L-PBF виробництва.

У **четвертому розділі** шляхом проведення вогневих випробувань досліджено ефективність роботи змішувальних головок РРД, виготовлених із дослідженими варіантами відцентрово-відцентрових форсунок. Використані компоненти палива азотний тетраоксид (АТ) + несиметричний диметилгідразин (НДМГ). З метою дослідження ефективності нововведень, проведено 7 вогневих випробувань камер РРД з сумарною тривалістю 620 с. Отримані результати дали змогу проаналізувати вплив наступних факторів на ефективність роботи камери двигуна.

1. Дискретність системи сумішоутворення. Під дискретністю розуміється кількість елементів, що безпосередньо утворюють систему. Було досліджено

варіанти змішувальних головок, виготовлених методом L-PBF з 7 та 19 змішувальними елементами.

2. Вплив геометричних параметрів змішувальних елементів на ефективність роботи камери двигуна. Проведено варіювання в обмеженому діапазоні значення геометричної характеристики форсунки А.

3. Вплив часу перебування продуктів реакції у камері згоряння РРД на показник ефективності процесу сумішоутворення.

Проведено порівняння ефективності роботи виготовлених варіантів змішувальних головок за L-PBF технологією із «класичними» варіантами конструкції.

За результатами отриманих даних:

1. Проведено успішний реінжиніринг змішувальних головок РРД для адитивного виробництва методом L-PBF із інтеграцією відповідних підсистем в єдину конструкцію.

2. Сформовано рекомендації щодо вибору основних параметрів змішувальних головок при проєктуванні для подальшого виробництва із застосуванням процесу L-PBF.

3. Отримано високі показники ефективності робочого процесу в камері двигуна разом з підвищенням ефективності конструкції в частині значного зменшення об'ємів заповнення компонентами палива порожнин змішувальної головки.

У п'ятому розділі проведено аналіз отриманих експериментальних даних для відцентрових форсунок, виготовлених методом L-PBF. Розрахунок відомими методами демонструє значне відхилення реальних експериментальних характеристик від теоретичних. Розбіжність значень коефіцієнта витрати відцентрових форсунок може досягати 3 разів, що повністю неприпустимо навіть на етапі технічної пропозиції.

Експериментальні дані отримані для широкого діапазону зміни комплексу геометричних параметрів відцентрових форсунок для змішувальних елементів відкритого і закритого типів. Досліджено 227 відцентрових змішувальних

елементів, виготовлених із застосуванням технології L-PBF та проведено аналіз експериментальних даних. За цими даними отримана формула, яка дозволяє більш точно прогнозувати значення коефіцієнта витрати відцентрових форсунок, виготовлених із застосуванням технології L-PBF, в залежності від зміни їх геометричних параметрів.

Наукова новизна отриманих результатів полягає у наступному:

1. Для процесу L-PBF адитивного виробництва вперше встановлена залежність величини шорсткості від кута нахилу побудованої поверхні до базової в діапазоні від 0 до 180 градусів при 3Д друку, що дозволяє прогнозувати параметри шорсткості поверхонь на ранніх етапах проєктування (наприклад, на етапі технічної пропозиції, або ескізного проєкту).

2. Доведено, що для виробів, виготовлених із застосуванням процесу L-PBF, максимальні значення шорсткості вгору (відносно напрямку процесу виготовлення – перпендикулярно до базової поверхні 3Д принтеру) орієнтованої поверхні виробу досягаються при значеннях кута 45° та 135° , мінімальна величина шорсткості досягається при значеннях кутів нахилу поверхні 0° , 90° та 180° . Для вниз орієнтованих поверхонь максимальні значення шорсткості поверхонь досягаються при кутах нахилу 0° та 180° , а мінімальне значення при куті нахилу 90° .

3. Вперше для відцентрових форсунок РРД, виготовлених методом адитивних технологій, визначено залежність гідравлічних характеристик від зміни їх геометричних параметрів.

Практичне значення отриманих результатів полягає у наступному:

1. Розроблено рекомендації щодо мінімального лінійного розміру відтворюваності гідравлічних характеристик елементарних випадків гідравлічного тракту – струминної форсунки, виготовленої адитивним методом.

2. Запропоновано і обґрунтовано практичні рекомендації щодо залежності гідравлічних параметрів струминної форсунки від діаметру та відносної довжини сопла.

3. Отримано рекомендації щодо проєктування гідравлічних трактів із складною конфігурацією з можливістю реалізації поверхонь при 3Д друку, що не потребують розміщення підтримуючих структур.

4. Отримана залежність зміни коефіцієнту витрати для відцентрових форсунок, рекомендується до використання при проєктуванні для визначення характеристик змішувальних систем головок камери РРД.

5. Отримано рівняння нелінійної регресії для визначення залежності значення шорсткості від кута нахилу поверхонь друку, що рекомендується до використання для визначення гідравлічного опору потоку рідини, викликаючи втрати тиску та змін витрати рідини.

6. Розроблено методику проєктування відцентрових форсунок, виготовлених методами адитивних технологій за уточненою розрахунковою залежністю.

7. Створено ефективну систему сумішоутворення камери РРД з показником повноти процесу горіння, який відповідає максимальним показникам у «традиційних» головках камери.

Ключові слова: космічні літальні апарати, рідинний ракетний двигун, двигунна установка, конструктивна схема двигуна, камера згоряння, адитивні технології, 3D-друк, металевий порошок, методика розрахунку, термодинамічна модель, модель для розрахунку характеристик, коефіцієнт гідравлічного супротиву, відносна похибка, робасна оцінка, шорсткість поверхні стінки камери.

ABSTRACT

Vekilov S. Sh. Enhancement of hydraulic characteristics of ducts of liquid rocket engines manufactured using additive technologies. – Qualification scientific work as manuscript.

PhD thesis in the specialty 134 Aviation and Rocket-Space Technical (Mechanical Engineering). – Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, 2024.

Today, the rocketry field is experiencing a second iteration of rapid development, driven mainly by increased interest from private companies and the emergence of new manufacturing methods that significantly simplify the process of creating rocket products. Despite the existence of conceptually different principles of operation for space products, alternative fuel options, and launch systems, liquid rocket engines remain one of the most popular and advanced areas of interest in aerospace engineering.

A significant portion of the cost of a rocket vehicle, and sometimes even the entire rocket complex, can be attributed to the process of developing and creating the design of a liquid rocket engine. Frequently, the predominant portion of resources is allocated to the development of the engine chamber, the efficacy of which governs the primary expenditure associated with mission execution. Trends towards reducing the amount of technological equipment and shortening the production cycle in the development and manufacture of components of the liquid rocket engine chamber have become particularly relevant. Therefore, the search for solutions that will ensure meeting the following requirements continues: while simultaneously reducing time and labor costs in production, the resulting products must maintain high efficiency of the working process. Proposed design and technological solutions or their combinations should: allow for the abandonment of complex technological processes (such as brazing, welding, etc.), reduce the number of assembly unit connections, and ensure the production of design solutions that provide a high degree of repeatability of high specific characteristics from batch to batch. The described requirements correspond to the main modern trends in development and make it impossible to rely solely on conventional technologies for the design and production of rocket engine chambers. An alternative solution to meeting the described

requirements is the implementation of additive manufacturing processes in the production cycle of manufacturing liquid rocket engine chambers, in particular, L-PBF (Laser Powder Bed Fusion) technology.

The dissertation research considers the implementation of additive technologies in the production cycle of liquid rocket engines. Reengineering and main technological limitations are verified through experimental research based on the characteristics of typical design elements. The elements considered in LPRE of increasing complexity demonstrate the success of the adaptation of product geometrical parameters and significant potential for further deep integration of technology into the production process. For conventional manufacturing methods, the manufacture of mixing heads represents significant technological complexity. In this case, the successful implementation of design solutions has a great influence on the efficiency of the entire chamber operation. Typically, the design of a mixing head consists of a large number of component parts whose individual characteristics determine the characteristics of the working process. With the appropriate adaptation of product geometry, L-PBF technology allows for the production of complex hydraulic systems without the need for special equipment and technological processes for joining parts, significantly increasing production process efficiency and reducing costs. In the dissertation research, the possibility of manufacturing complex elements of liquid rocket engines as a single part, such as film cooling rings, cylinders, throat inserts, as well as mixing heads using the L-PBF method, has been proven. The mentioned mixing heads were considered based on the design of external mixing injectors. Prediction of the characteristics of individual mixing elements at the stage of technical proposals and subsequent preliminary design is an integral part of design activities and determines the effectiveness of adopting concepts embedded in the product for organizing the working process. However, the analysis of the current state of the proposed mathematical models for calculating the flow coefficient of the swirl injectors suitable for engineering use shows the impossibility of their suitability for predicting the characteristics of the injectors manufactured using L-PBF technology.

The aim of the dissertation research is to develop an effective methodology for designing LPRE ducts with enhanced hydraulic characteristics. This methodology is based on established relationships between the discharge coefficient and a set of geometric parameters of swirl injectors, which are produced using additive manufacturing technologies.

Research object: Hydraulic processes in LPRE ducts manufactured using additive technologies.

Research subject: Relationship between hydraulic characteristics and geometric parameters of LPRE duct elements manufactured using additive manufacturing methods.

Methods of Scientific Research Used

Empirical Research Methods:

- Experimental investigation of characteristics of 3D-printed elements of LPRE hydraulic ducts.
- Comparison of samples manufactured using L-PBF technology and conventional methods.

General Research Methods:

- Critical analysis of existing complex assemblies of LPRE ducts.
- Regression analysis of experimental data.
- Metallographic analysis of 3D-printed samples.

In the **introduction**, the rationale for choosing the topic of dissertation research is given, emphasizing the relevance of the work, forming the goals and objectives. The connection of the research with existing scientific programs and topics is highlighted, the scientific novelty and practical significance of the obtained results are discussed. Data on the researcher's personal contribution to the research execution are listed, as well as information on the work's approval and publications on the topic. The content of the conducted research is revealed in five chapters.

The first chapter highlights the results of a critical analysis of materials on the directions of 3D printing and the features of organizing hydraulic ducts of LPRE

chambers. The classification of additive manufacturing, in particular 3D printing, is considered, during which metal powder is used to obtain parts, allowing to grasp the current state of the rapidly developing industry. One of the features of the classification is the dynamics of the process of generating new solutions and production methods in conditions of rapid potential commercialization of proposed technological principles. The decision to choose L-PBF technology within the framework of further research is justified. The main advantages, disadvantages of the technology, and a list of materials available for use are considered.

The classical methodology of designing swirl injectors is based on establishing the spray angle β as the initial value. According to the conventional theory, the spray angle, geometric characteristics A , and flow coefficient μ for centrifugal injectors are in a one-to-one dependence on the coefficient of the fractional area occupied by liquid in nozzle φ . Thus, when choosing the spray angle, the flow coefficient, and subsequent geometric parameters are determined. In turn, the value of φ depends on the geometric parameters of the gas vortex, which, according to classical theory, always forms during the operation of a swirl injector. However, the analysis shows that there are several operating modes of the injector, which also depend on its geometric features, in which the gas vortex in the injector tract can take a stable form, an unstable form, or not exist at all. Such design parameters are not considered during the design of swirl injectors according to the classical methodology, and therefore, the choice of the spray angle with subsequent determination of the injector characteristics based on it is doubtful. In addition to the calculation methodology for designing swirl injectors, there is a need to refine the determination of the dependence of the flow coefficient on the complex of geometric parameters that can be used in engineering practice. The analysis of publications shows the existence of a large number of proposed formulas for determining the flow coefficient, which significantly differ from the proposed dependence in classical theory. The dependencies of various authors are based on experimental studies of injectors manufactured using conventional manufacturing methods. The analysis shows the impossibility of applying the proposed dependencies to off-center injectors manufactured

using L-PBF technology, thus there is a need for experimental research of their characteristics.

The features of organizing hydraulic tracts of LPRE chambers are considered, their structural decomposition is carried out, and the possibility of integrating LPRE elements into a single part is analyzed. An overview of the literature on the topic confirms the high intensity of research works to improve the characteristics of LPRE chambers through the implementation of additive manufacturing methods.

In the second chapter, an experimental study of one of the major features of additive manufacturing – the roughness parameter of 3D-printed surfaces is conducted. The study is carried out on a sample of test specimens with different geometric parameters. In LPRE to account for the features of 3D printing, surface roughness is measured in three main measurement directions with averaging of the obtained parameters. A comparison of known design solutions of swirl injectors formed on the basis of conventional subtractive and additive technology L-PBF is conducted. The experimental data on surface roughness allows predicting the corresponding parameters in case of direct re-engineering of the design. Data analysis proves the impossibility of meeting the basic requirements for surface quality in the case of forming a part on the technological basis of conventional manufacturing. To confirm the obtained data on surface roughness of test samples, a corresponding analysis is conducted for variants of injectors designed in conditions of comprehensive adaptation to 3D printing technology. The comparison of the obtained data confirms the possibility of further predicting the parameters of surface roughness based on the identified dependencies.

In the third chapter, the results of experimental research on typical designs of hydraulic tracts of LPRE chambers are presented, which can be used to determine the hydraulic characteristics of LPRE elements designed with a focus on using L-PBF technology. The experimental study includes jet injectors, re-engineering solutions for tangential holes, film cooling rings, swirl injectors, as well as typical elements of regenerative tracts of cylinders and throat inserts of LPRE. Based on the obtained data for manufactured variants of jet injectors, tangential holes, and swirl injectors, an analysis of the repeatability of their hydraulic characteristics is conducted.

From the implementation point of view, the possibility of adapting the design of film cooling rings of LPRE is experimentally confirmed, and recommendations for integrating their design features are provided. The possibility of re-engineering throat inserts and cylinders of LPRE with an integrated regenerative cooling system is experimentally confirmed. For manufactured samples, changes in their hydraulic characteristics during adaptation of the shape and size of the cross-sectional area of cooling channels are considered. For throat inserts, the possibility of implementing a design that ensures the invariance of the axial orientation of the part during L-PBF production is demonstrated.

In the fourth chapter, the effectiveness of the operation of LRPE mixing heads, manufactured with the researched variants of “centrifugal-centrifugal” nozzles, was investigated through firing tests. The fuel components used were nitrogen tetroxide (NT) + unsymmetrical dimethylhydrazine (UDMH). In LPRE to study the effectiveness of innovations, 7 firing tests of LPRE chambers were conducted, with a total duration of 620 seconds. The obtained results allowed to analyze the impact of the following factors on the engine chamber's performance:

1. Discreteness of the mixture formation system: The variants of mixing heads manufactured by the L-PBF method with 7 and 19 mixing elements were investigated.
2. Influence of geometric parameters of mixing elements: Variations in the values of the geometric characteristic of nozzle A were investigated within a limited range.
3. Effect of residence time of combustion products in the LPRE combustion chamber: The influence of the duration of residence of combustion products in the combustion chamber on the efficiency of the mixing process was studied.

A comparative analysis of the performance of the manufactured variants of mixing heads using L-PBF technology and conventional design variants showed that:

1. Successful re-engineering of LPRE mixing heads for additive manufacturing by the L-PBF process with the integration of corresponding subsystems into a single part is achieved.
2. Recommendations were formulated for selecting the main parameters of mixing heads in the design for further manufacturing using the L-PBF process.

3. High efficiency of the working process in the engine chamber was achieved, along with increased efficiency of the design by significantly reducing the volumes filled with fuel components in the mixing head cavities.

In the fifth chapter, an analysis of the obtained experimental data for swirl injectors manufactured by the L-PBF method was conducted. Calculations using known methods demonstrate significant deviations of real experimental characteristics from theoretical ones. The discrepancy in the values of the flow coefficient of swirl injectors can reach 3 times, which is completely unacceptable even at the stage of technical proposal. Experimental data were obtained for a wide range of changes in the complex of geometric parameters of swirl injectors for mixing elements of open and closed types. 227 swirl mixing elements manufactured using L-PBF technology were investigated, and an analysis of experimental data was conducted. Based on this data, a formula was obtained that allows for a more accurate prediction of the flow coefficient values of swirl injectors manufactured using L-PBF technology, depending on changes in their geometric parameters.

The scientific novelty of the obtained results lies in the following:

1. For the L-PBF additive manufacturing process, a dependency of surface roughness on the inclination angle of the built surface to the base within the range of 0 to 180 degrees during 3D printing was established for the first time. This allows for predicting surface roughness parameters at early stages of design (for example, at the stage of technical proposal or preliminary design).

2. It was proven that for products manufactured using the L-PBF process, maximum upward surface roughness values (relative to the direction of the manufacturing process – perpendicular to the 3D printer's base surface) are achieved at angles of 45° and 135°, while minimum surface roughness values are achieved at angles of 0°, 90°, and 180°. For downward-oriented surfaces, maximum surface roughness values are achieved at angles of 0° and 180°, while the minimum value is reached at an angle of 90°.

3. For swirl injectors of LPRE manufactured by additive technologies, the dependency of hydraulic characteristics on changes in their geometric parameters was determined for the first time.

The practical significance of the obtained results is as follows:

1. Recommendations were developed for the minimal linear reproducibility size of hydraulic characteristics of elementary cases of the hydraulic tract – jet injectors manufactured by additive methods.

2. Practical recommendations were proposed and substantiated regarding the dependency of hydraulic parameters of the nozzle on the diameter and relative length of the nozzle.

3. Recommendations were obtained for designing hydraulic tracts with complex configurations capable of realizing self-supporting surfaces during 3D printing.

4. A dependency for the change of flow coefficient for swirl injectors was obtained and recommended for use in determining the characteristics of mixing systems of LPRE mixing heads during design.

5. An equation of nonlinear regression for determining the dependency of surface roughness value on the inclination angle of printing surfaces was developed and recommended for use in determining hydraulic resistance of fluid flow, causing pressure losses and flow rate changes.

6. A design methodology for swirl injectors manufactured by additive technologies was developed based on refined calculation dependencies.

7. An effective mixing system for LPRE chambers was created with a combustion efficiency exceeding maximum obtained values of mixing heads based on conventional swirl injectors.

Keywords: *spacecraft, liquid-propellant rocket engine, propulsion system, design schematics of rocket engine, combustion chamber, additive technologies, 3D printing, metal powder, calculation methodology, thermodynamic model, performance model, coefficient of hydraulic resistance, relative error, robust estimation, chamber wall surface roughness.*

СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

1. Vekilov S., Lipovskyi V., Marchan R. Features of the adaptation of 3D printed regenerative cooling channels of the LPRE throat inserts. System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics. 2021. Т. 29, № 2. С. 62–72. URL: <https://doi.org/10.15421/472112>. **(фахове видання, категорія Б)**
2. Distinctive features of SLM technology application for manufacturing of LPRE components / S. Vekilov, V. Lipovskyi, R. Marchan, O. Bondarenko. Journal of Rocket-Space Technology. 2021. Т. 29, № 4. С. 112–123. URL: <https://doi.org/10.15421/452112>. **(фахове видання, категорія Б)**
3. Topology optimization features of liquid-propellant rocket engine power elements manufactured by additive technologies / O. Bondarenko, S. Vekilov, Y. Tkachov, R. Marchan. Journal of Rocket-Space Technology. 2021. Т. 29, № 4. С. 112–123. URL: <https://doi.org/10.15421/452111>. **(фахове видання, категорія Б)**
4. Vekilov S., Lipovskyi V. Comparison and analysis between conventional and additive manufacturing technologies of LPRE. System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics. 2022. Т. 31, № 2. С. 14–25. URL: <https://doi.org/10.15421/472210>. **(фахове видання, категорія Б)**
5. Vekilov S., Lipovskyi V. Overview on the design variants for organization of the liquid film cooling in LPRE combustion chambers. Journal of Rocket-Space Technology. 2023. Т. 31, № 4. С. 9–19. URL: <https://doi.org/10.15421/452302>. **(фахове видання, категорія Б)**
6. Theoretical-experimental comparison of the models of additively manufactured swirl injectors based on the hydraulic testing results / S. Vekilov, V. Lipovskyi, R. Marchan, A. Lohvynenko, R. Pustovoy. Journal of Rocket-Space Technology. 2023. Т. 31, № 4. С. 148–158. URL: <https://doi.org/10.15421/452319>. **(фахове видання, категорія Б)**
7. Vekilov S., Lipovskyi V. Features of the development of additive manufacturing methods in application to liquid propellant rocket engines. Journal of Rocket-Space Technology. 2023. Т. 32, № 4. С. 23–38. URL: <https://doi.org/10.15421/452326> **(фахове видання, категорія Б)**

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації

1 3D printed acoustic igniter of oxygen-kerosene mixtures for aerospace applications / R. Marchan, A. Oleshchenko, S. Vekilov та ін. 8th European Conference For Aeronautics And Space Sciences (EUCASS) : International Conference, м. Madrid, 1–4 черв. 2019 р. URL: <https://doi.org/10.13009/EUCASS2019-238>.

2 Векілов С. Ш., Ліповський В. І. Distinctive features of SLM technology application for manufacturing of LPRE components. XXIII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» : матеріали Міжнар. молодіж. науково-практ. конф., м. Дніпро, 14–16 квіт. 2021 р. С. 110. URL: <https://spacehuman.org/files/doc/sbornik2021.pdf> (дата звернення: 30.09.2021).

3 Векілов С. Ш., Ліповський В. І. An overview on the design variants which realize inner film cooling of the LPRE combustion chambers. XXIV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» : матеріали Міжнар. молодіж. науково-практ. конф., м. Дніпро. 2022. С. 124. URL: <https://spacehuman.org/files/doc/sbornik2022.pdf> (дата звернення: 31.08.2022).

4 Експериментальна оцінка методик розрахунку відцентрових розпилюючих пристроїв, виготовлених за допомогою методів адитивних технологій / С. Ш. Векілов та ін. XXV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» : матеріали Міжнар. молодіж. науково-практ. конф., м. Дніпро, 12–14 квіт. 2023 р. 2023. С. 41–43. URL: <https://spacehuman.org/uploads/source/doc/sbornik2023.pdf> (дата звернення: 16.10.2023).

5 Experimental investigation of the parameters of additively manufactured coaxial swirl injectors / С. Ш. Векілов та ін. Виклики та проблеми сучасної науки : матеріали Міжнар. науково-практ. конф., м. Дніпро. 2023. С. 108–117. URL: <https://files.fti.dp.ua/cims/cims-vol-1> (дата звернення: 22.12.2023).

ЗМІСТ

ВСТУП.....	26
РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД ОСОБЛИВОСТЕЙ, ПЕРЕВАГ ТА НЕДОЛІКІВ АДИТИВНОГО ВИРОБНИЦТВА У ЗАСТОСУВАННІ ДО ГІДРАВЛІЧНИХ ТРАКТІВ РРД	
1.1 Огляд стану адитивного виробництва	33
1.2 Особливості конструкції РРД	37
1.2.1 Структурна декомпозиція типової схеми РРД.....	37
1.2.2 Особливості процесів у РРД	38
1.3 Особливості конструкції РРД на базі огляду конструктивних рішень поясів завісного охолодження	40
1.3.1 Двигун ракети А-4.....	40
1.3.2 Двигуни РД-105 та РД-106 [29]	43
1.3.3 Двигуни РД-114 та РД-115 [29]	44
1.3.4 Двигун РД-119 [29]	46
1.3.5 Патентні рішення	47
1.4 Аналіз основних особливостей форсунок РРД	57
1.4.1 Огляд основних типів та принципу роботи форсунок	57
1.4.2 Технологічні особливості виготовлення «класичним» способом.....	58
1.4.3 Огляд особливостей залежності гідравлічних характеристик від геометрії форсунок та їх форми.....	60
1.5 Аналіз можливої інтеграції елементів РРД у суцільну конструкцію	64
1.6 Особливості переваг адитивного виробництва корпусу камери РРД на базі порівняння з традиційною технологією.....	69
1.7 Обґрунтування вибору методу 3D друку для елементів РРД.....	73
1.8 Висновки до розділу 1	79
РОЗДІЛ 2. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ШОРСТКОСТІ ПОВЕРХОНЬ ВИРОБІВ, ВИГОТОВЛЕНИХ ЗА ТЕХНОЛОГІЄЮ L-PBF ТА РЕІНЖІНІРИНГ ЕЛЕМЕНТІВ РРД.....	
	81

2.1 Дослідження шорсткості поверхонь виробів, виготовлених із застосуванням адитивних технологій	81
2.2 Експериментальне дослідження шорсткості поверхонь для зразків, виготовлених із застосуванням технології L-PBF	84
2.3 Реінжиніринг типових елементів РРД. Форсунки	89
2.3.1 Виготовлення струменевої форсунки адитивним методом L-PBF	91
2.4 Експериментальне дослідження шорсткості поверхонь відцентрових форсунок, виготовлених методом L-PBF	94
2.5 Порівняння шорсткості поверхонь форсунок при адитивній та традиційній технологіях виготовлення	101
2.6 Висновки до розділу 2	104
РОЗДІЛ 3. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ЕЛЕМЕНТІВ	
КОНСТРУКЦІЇ РРД ВИГОТОВЛЕНИХ ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ ТЕХНОЛОГІЇ L-PBF	107
3.1 Струминні форсунки	107
3.1.1 Опис проведення експерименту	109
3.1.2 Результати дослідження	110
3.2 Тангенціальні отвори	113
3.2.1 Мета виконання роботи	114
3.2.2 Опис конструкції	115
3.2.3 Опис експериментальної установки	117
3.2.4 Результати експериментального дослідження	117
3.3 Пояси завісного охолодження	122
3.3.1 Опис конструкції	122
3.3.2 Опис експериментальної установки та особливостей проведення експерименту	125
3.3.3 Результати проведення гідравлічних випробувань	126
3.4 Гідравлічні випробування відцентрових форсунок	129
3.5 Опис конструкції 4 груп дослідних зразків відцентрових форсунок.	130
3.5.1 I група відцентрово-відцентрових форсунок.	130

3.5.2 Відцентрово-відцентрові форсунки II групи.....	131
3.5.3 Відцентрово-відцентрові форсунки III групи.	133
3.5.4 Відцентрові форсунки IV групи.	134
3.6 Експериментальне дослідження виготовлених форсунок	135
3.6.1 I групи відцентрово-відцентрових форсунок.....	135
3.6.2 Експериментальне дослідження відцентрових форсунок групи II.....	138
3.6.3 Експериментальне дослідження форсунок III групи.....	140
3.6.4 Експериментальне дослідження форсунок групи IV	141
3.6.5 Оцінка повторюваності гідравлічних характеристик досліджених форсунок	143
3.7 Експериментальне дослідження гідравлічних характеристик середніх частин	
та циліндрів камери РРД	145
3.7.1 Опис конструкції середніх частин.....	146
3.7.2 Результати експериментального відпрацювання середніх частин	147
3.8 Опис конструкції циліндрів	149
3.8.1 Результати експериментального дослідження циліндрів	151
3.9 Висновки до розділу 3	151
РОЗДІЛ 4. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ РОБОТИ	
ФОРСУНОК У СКЛАДІ ЗМІШУВАЛЬНИХ ГОЛОВОК РРД	153
4.1 Визначення основних параметрів роботи дослідних конструкцій камер	
двигуна	154
4.1.1 Оцінка параметру ефективності процесу у камері РРД.....	154
4.1.2 Вибір параметрів камери двигуна	156
4.2 Опис виготовлених варіантів змішувальних головок	158
4.2.1 Опис базового варіанту змішувальної головки.....	158
4.2.2 Дослідна конструкція змішувальної головки №1	162
4.2.3 Варіант №2 змішувальної головки	163
4.2.4 Варіант №3 змішувальної головки	164
4.2.5 Змішувальна головка №4.....	165
4.3 Опис експериментального обладнання.....	166

4.3.1 Експериментальна установка.....	167
4.3.2 Опис обладнання для реєстрації робочих параметрів.....	170
4.4 Результати експериментального дослідження	171
4.5 Висновки до розділу 4	174
РОЗДІЛ 5. ВИЗНАЧЕННЯ ЗАКОНОМІРНОСТЕЙ ЗМІНИ ПАРАМЕТРІВ ТА РОЗРОБКА ІНЖЕНЕРНИХ МЕТОДИК ПРОЄКТУВАННЯ.....	175
5.1 Якісний розподіл параметру R_a в залежності від кута нахилу φ	175
5.1.1 Отримання робочих залежностей зміни шорсткості від кута нахилу	178
5.1.2 Перевірка адекватності отриманих математичних моделей.....	179
5.2 Визначення залежності коефіцієнта витрати та розробка методики розрахунку відцентрової форсунки	181
5.2.1 Аналіз можливості використання відомих залежностей для визначення коефіцієнту витрати	181
5.2.2 Визначення залежності коефіцієнту витрати μ на основі експериментальних даних	183
5.2.3 Порівняння результатів розрахунків за представленими залежностями .	183
5.2.4 Розробка методики проєктування відцентрових форсунок, виготовлених із застосуванням методу L-PBF.....	187
5.3 Висновки до Розділу 5	190
ВИСНОВКИ.....	191
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ	194
ДОДАТОК.....	207

ПЕРЕЛІК СКОРОЧЕНЬ

ЛА – літальні апарати
РРД – рідинний ракетний двигун
ДК – дослідна конструкція
ЗГ – змішувальна головка
L-PBF – Laser Powder Bed Fusion
КП – компоненти палива
КЗ – камера закрутки тангенціальної форсунки
АТ – азотний тетроксид
НДМГ – несиметричний диметилгідрозин

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ

μ – коефіцієнт витрати
 Re – число Рейнольдса
 σ – середньоквадратичне відхилення
 δ – відхилення від середньоарифметичного
 A – геометрична характеристика форсунки
 R_{ex} – радіус розположення центру тангенціальних отворів для відцентрової форсунки
 r_c – радіус сопла форсунки
 r_{ex} – радіус тангенціального отвору форсунки
 n – кількість тангенціальних отворів
 η – коефіцієнт проникності (для решітки – відношення сумарної площі отворів до площі щілини з висотою, еквівалентною висоті елементу решітки)
 α – кут нахилу осі каналу решітки відносно повздовжньої осі камери
 β – кут факелу розпику форсунки
 d_e – еквівалентний діаметр
 k_m – коефіцієнт співвідношення компонентів палива
 φ_β – показник ступеню завершеності процесу горіння в камері РРД

ВСТУП

Галузь ракетного двигунобудування, зокрема рідинних ракетних двигунів космічного застосування, характеризується багатою історією розвитку та їх застосування. Значна частина технічних рішень, що історично виникали під час відпрацювання конструкцій РРД є актуальною і сьогодні. Придбаний досвід інженерів того часу ліг в основу як загальної теорії, так і реальної практики для комплексного виробництва літальних апаратів (ЛА). Однак, нерідко складні технічні рішення потребують великої кількості спеціального дорогого оснащення та широкого ряду спеціалістів, що зумовлює значні труднощі для будь якого ракетного підприємства. Напротязі багатьох десятиріч це заважало глобальній комерціалізації космічної індустрії, роблячи її менш привабливою як для молодих поколінь, так і для другорядних постачальних підприємств. Виникла потреба пошуку нових виробничих рішень для зниження собівартості виробів космічної техніки, а також спрощення технологічного ланцюга. Переважно через значну, порівняно із окремими частинами ракетного комплексу, вартість виготовлення двигуна, ця область потребувала кардинальної зміни підходу до виробництва.

Сучасний розвиток галузі машинобудування зумовив створення передумов для стрімкого вдосконалення технології адитивного виробництва, що донедавна залишалася лише на етапі потенціальних перспектив. Подальша реальна комерціалізація технології призвела різні сфери діяльності (наприклад, медичне протезування, аерокосмічна, автомобільна індустрія та ін.) до стану «тихої революції», що зумовило здешевлення та пришвидшення ряду виробничих процесів. Почали з'являтися приватні космічні підприємства, розробки яких базуються на новітніх методах виробництва. Уміло використовуючи переваги технології стає можливим відмовитися від необхідності використання складного оснащення та синтезувати як адаптовані варіанти існуючих технічних рішень, так і отримати деталі, що мають унікальні властивості, які не можуть бути виготовлені іншими виробничими способами.

Рідинні ракетні двигуни, виготовлені із застосуванням традиційних технологій багато в чому не мають значних можливостей для покращення характеристик. Одним із перспективних напрямів розвитку є адитивне виробництво, зокрема, набуває популярності метод Laser Powder Bed Fusion (L-PBF). Впроваджуючи його у РРД, можливо досягти значного скорочення виробничого циклу (від 2 до 10 разів), а також знизити собівартість отриманої конструкції (більше, ніж у 50%). Також за рахунок можливості виготовлення виробів із складною внутрішньою організацією значного скорочення набуває номенклатура деталей у складальній одиниці (наприклад, корпус камери двигуна із комплексною системою охолодження, змішувальні головки РРД та ін.), де кількість елементів може досягати сотень найменувань. Впровадження методу L-PBF значно скорочує технологічний процес та знижує необхідність використання складного обладнання, наприклад, для виготовлення конструкції поясів завісного охолодження. Таким чином представляє інтерес дослідження особливостей та властивостей елементів РРД, виготовлених методами адитивних технологій, які зможуть підвищити характеристики гідравлічних трактів. Підвищення характеристик гідравлічних трактів РРД неминуче призводить до підвищення характеристик як камери двигуна, так і рушійної установки в цілому. Для сучасних РРД, гідравлічні тракти є невід'ємною частиною конструкції, що виконує такі основні функції: тепловий захист елементів конструкції камери двигуна; подачу компонентів палива до робочих порожнин виробу; сумішоутворення, що визначає ефективність робочих процесів у камері згоряння, а отже, та її питомі характеристики.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами

Робота виконана на кафедрі ракетно-космічних та інноваційних технологій Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара та повністю відповідає Концепції Загальнодержавної цільової науково-технічної космічної програми України, яка націлює вчених і конструкторів на економічну ефективність

прийнятих технічних рішень, дослідження та впровадження новітніх підходів та поглядів на створення принципово нових зразків ракетно-космічної техніки. Дисертація відповідає основним напрямам досліджень фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара. Напрямок тісно пов'язаний з виконанням держбюджетної теми «Створення і удосконалення технологій і матеріалів для ракетних засобів ураження на основі інноваційних конструкторсько-технологічних рішень», № 6-675-23, № держреєстрації 0123U101855. Отримані результати відповідають вимогам Закону України «Про пріоритетні напрямки інноваційної діяльності в Україні». Наукова новизна та практичне значення підтверджені Актами реалізації, засвідченими відповідальними особами ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ» та ТОВ «Дніпро Аероспейс».

Мета дисертаційної роботи:

Мета дисертаційного дослідження полягає у визначенні залежності коефіцієнту витрати від комплексу геометричних параметрів в формі геометричної характеристики **A** відцентрових форсунок, виготовлених із застосуванням технології L-PBF, для створення ефективної інженерної методики проектування.

Об'єкт дослідження: гідравлічні процеси в трактах РРД, виготовлених із застосуванням адитивних технологій.

Предмет дослідження: взаємозв'язок гідравлічних характеристик та геометричних параметрів елементів трактів РРД, виготовлених з використанням методів адитивних технологій.

В рамках проведеного дослідження сформульовані і вирішені наступні **задачі**.

- Проведено порівняльний аналіз існуючих конструкцій гідравлічних трактів РРД з конструкціями, виготовленими із застосуванням методів адитивних технологій.

- Проведено аналіз нової якості та переваг, що надають методи адитивних технологій для елементів гідравлічних трактів, систем охолодження, сумішоутворення та інших систем РРД.

- Визначено залежність основних гідравлічних характеристик елементів РРД, виготовлених за допомогою методів адитивних технологій в залежності від зміни геометричних параметрів, що забезпечує повторюваність характеристик в діапазоні $\pm 5\%$.

- На базі результатів досліджень відцентрових форсунок створено ефективну систему сумішоутворення камери РРД, яка виготовлена за допомогою адитивних технологій без необхідності використання підтримуючих елементів.

- На основі результатів дослідження розроблено методики інженерного проектування та рекомендації щодо використання адитивних технологій при проектуванні та виготовленні гідравлічних трактів РРД.

Використані методи наукового дослідження

Методи емпіричного дослідження:

- Експериментальне дослідження характеристик 3D-друкованих елементів трактів РРД.

- Порівняння зразків, виготовлених 3D-друком та традиційними методами.

Загальні методи дослідження:

- Критичний аналіз існуючих комплексних вузлів трактів РРД.

- Регресійний аналіз експериментальних даних.

- Металографічний аналіз 3D-друкованих зразків.

Наукова новизна отриманих результатів

1. Для процесу L-PBF адитивного виробництва вперше встановлена залежність величини шорсткості від кута нахилу побудованої поверхні до базової в діапазоні від 0° до 180° при 3D друку, що дозволяє прогнозувати параметри шорсткості поверхонь на ранніх етапах проектування (наприклад, на етапі технічної пропозиції, або ескізного проекту).

2. Доведено, що для виробів, виготовлених із застосуванням процесу L-PBF, максимальні значення шорсткості вгору (відносно напрямку процесу виготовлення – перпендикулярно до базової поверхні 3Д принтеру) орієнтованої поверхні виробу досягаються при значеннях кута 45° та 135° , мінімальна величина шорсткості досягається при значеннях кутів нахилу поверхні 0° , 90° та 180° . Для вниз орієнтованих поверхонь максимальні значення шорсткості поверхонь досягаються при кутах нахилу 0° та 180° , а мінімальне значення при куті нахилу 90° .

3. Вперше для відцентрових форсунок РРД, виготовлених методом адитивних технологій, визначено залежність гідравлічних характеристик від зміни їх геометричних параметрів.

Практичне значення отриманих результатів

1. Розроблено рекомендації щодо мінімального лінійного розміру відтворюваності гідравлічних характеристик елементарних випадків гідравлічного тракту – струминної форсунки, виготовленої адитивним методом.

2. Запропоновано і обґрунтовано практичні рекомендації щодо залежності гідравлічних параметрів струминної форсунки від діаметру та відносної довжини сопла.

3. Отримано рекомендації щодо проектування гідравлічних трактів із складною конфігурацією з можливістю реалізації поверхонь при 3Д друку, що не потребують застосування підтримуючих структур.

4. Отримана залежність зміни коефіцієнту витрати для відцентрових форсунок, рекомендується до використання при проектуванні для визначення характеристик змішувальних систем головок камери РРД.

5. Отримано рівняння нелінійної регресії для визначення залежності значення шорсткості від кута нахилу поверхонь друку, що рекомендується до використання для визначення гідравлічного опору потоку рідини, викликаючи втрати тиску та змін витрати рідини.

6. Розроблено методику проектування відцентрових форсунок, виготовлених методами адитивних технологій за уточненою розрахунковою залежністю.

7. Створено ефективну систему сумішоутворення камери РРД з показником повноти процесу горіння, який перевищує максимальні показники для роботи камер зі змішувальними головками, виготовленими на базі форсунок «класичного» виробництва.

Обґрунтування і достовірність отриманих результатів базується на поєднанні теоретичних положень щодо гідродинамічних процесів, що мають місце в окремих елементах РРД з результатами експериментальних досліджень.

Публікації та особистий внесок здобувача

За темою дисертації опубліковано 7 статей у виданнях, що входять до переліку наукових фахових видань України.

Особистий внесок здобувача полягає:

1. У проведені критичного аналізу основних існуючих конструкцій гідравлічних трактів РРД та основних шляхів підвищення їх характеристик;
2. В розробці дослідних конструкцій зразків гідравлічних трактів РРД, для виготовлення з використанням L-PBF технології;
3. У безпосередній участі в проведені всіх експериментальних досліджень, представлених у даній роботі.
4. В обробці і подальшому аналізі отриманих експериментальних даних для визначення закономірностей залежності гідравлічних характеристик елементів гідравлічних трактів РРД від їх геометричних параметрів.
5. В розробці методики розрахунку відцентрових форсунок, виготовлених з допомогою 3Д друку, за скоригованою формулою залежності зміни коефіцієнту витрати в залежності від їх геометричних параметрів.

Апробація результатів дисертації

Основні положення та результати дисертаційної роботи обговорювалися на XXIII, XXIV та XXV міжнародних науково-практичних конференціях «Людина і Космос» (2021, 2022 та 2023 р., м. Дніпро, відповідно), а також на Всеукраїнській науково-практичній конференції «Виклики та проблеми сучасної науки» (CIMS-2023, 2023 р., м. Дніпро).

Структура та обсяг дисертації

Робота представлена на 206 сторінках, містить 103 рисунка та 74 таблиці. Складається зі вступу, п'яти основних розділів, висновку та списку використаних джерел, який містить 102 найменування та додатку.

РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД ОСОБЛИВОСТЕЙ, ПЕРЕВАГ ТА НЕДОЛІКІВ АДИТИВНОГО ВИРОБНИЦТВА У ЗАСТОСУВАННІ ДО ГІДРАВЛІЧНИХ ТРАКТІВ РРД

Адитивне виробництво є прогресуючим і багатообіцяючим інструментом, що дозволяє як адаптувати існуючі технічні рішення, так і отримати деталі, що мають унікальні властивості, чого неможливо досягти, використовуючи класичні методи [6–26]. На даний момент існує велика кількість методів адитивного виробництва, проте через особливості процесу розвитку галузі, стандартизація класу тільки відбувається. До того ж, бурхливе зростання і розвиток виробничої галузі неминуче призводить до виникнення нових методів, що часто лягають в основу окремого процесу або навіть класу виробничої гілки.

1.1 Огляд стану адитивного виробництва

Існує багато спроб опису існуючої структури технік адитивного виробництва. Наприклад у роботах [1, 2] представлена наступна схема.

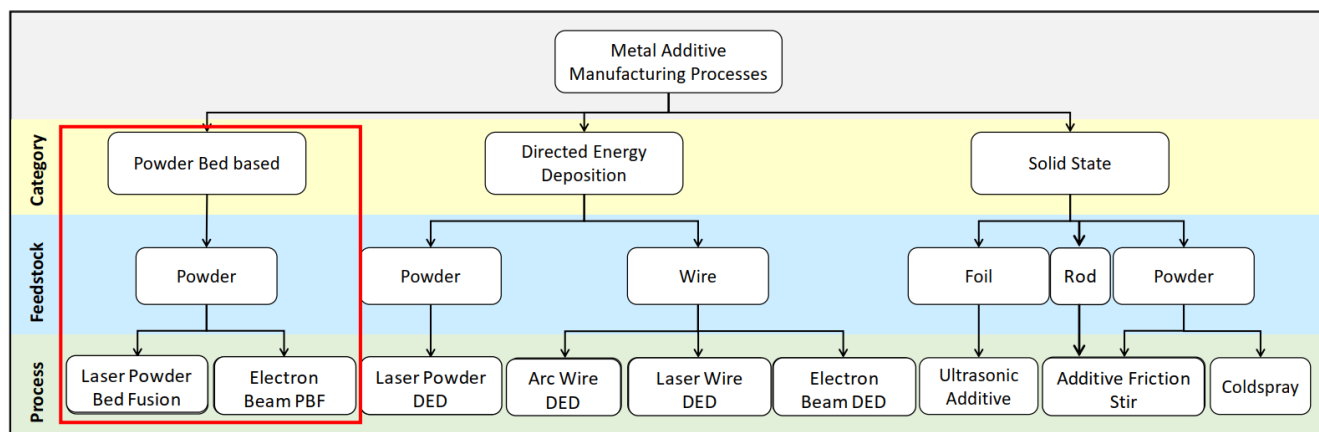


Рисунок 1.1 – Класифікація існуючих методів металевого адитивного виробництва [1]

Згідно зі схемою, наведеною на рисунку 1.1, адитивне виробництво, що використовує металевий порошок в якості основи, можливо умовно розділити на 3 основні категорії, які в свою чергу характеризуються за типом основного матеріалу та принципом процесу.

У роботі [3] розглядається поділ залежно від способу підведення термічної енергії: променеві та безпроменеві (див. рис. 1.2).

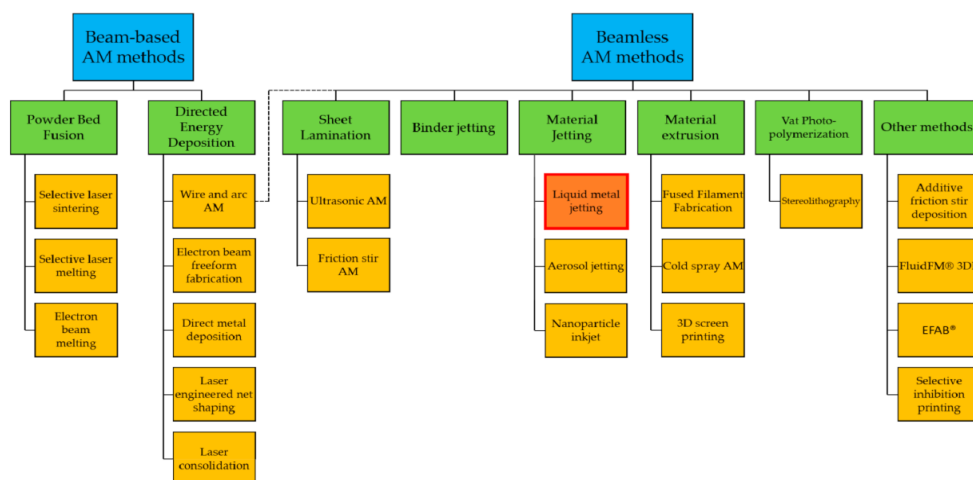


Рисунок 1.2 – Класифікація залежно від організації підведення термічної енергії [3]

Одним із недоліків такого типу поділу є введення категорії «Інших методів», що ускладнює категоризацію.

У роботі [4] розглядається наступна структура поділу методів адитивного виробництва.

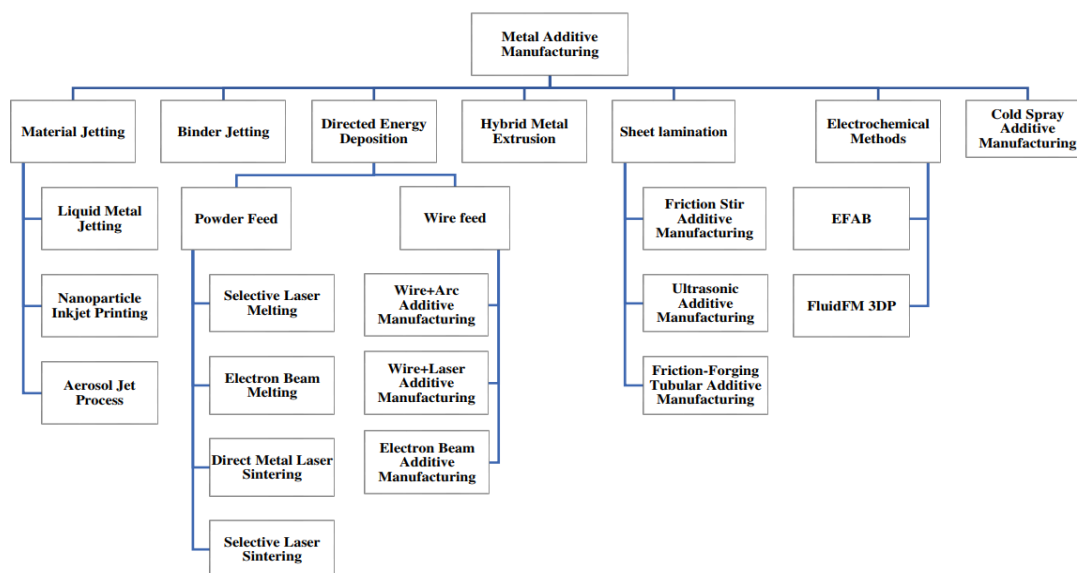


Рисунок 1.3 – Класифікація методів адитивного виробництва [4]

Недоліком цієї спроби класифікації є недостатній поділ за категоріями адитивного виробництва, що, як результат, дає змішану картину уявлення про виробничі методи сучасного 3D друку.

Як бачимо, існує багато спроб класифікувати досить розвинену структуру методів адитивного виробництва. Необхідність у створенні власних класифікацій з'явилася в результаті того, що постійний розвиток адитивних технологій неминуче призводить до появи нових способів отримання заготовок, що використовують техніки, які або не були достатньо описані, або не згадані в існуючих стандартах і зовсім. Тому, найімовірніше у багатьох роботах автори змушені вдаватися до таких прийомів, переважно для зміщення фокусу уваги на об'єкт дослідження, а не до наведеної структури.

Для систематизації відомої інформації використаємо доступний стандарт, що описує основні принципи, основи і термінологію методів адитивного виробництва. Відповідно до ISO/ASTM 52900:2015 [5] розділяють однокроковий та багатокроковий процеси виробництва. Під однокроковим розуміється процес, під час якого деталі виготовляються за одну операцію, під час чого одночасно досягаються основні властивості матеріалу і форма заготовки. Розглянемо однокроковий процес адитивного металевого виробництва. Він має розвинену структуру та розділений на 3 основні категорії: Powder Bed Fusion (**PBF**), Directed Energy Deposition (**DED**) та Sheet Lamination (**SHL**) (див. рис. 1.4).

Powder Bed Fusion – це процес адитивного виробництва, під час якого термічна енергія вибірково плавить області порошкової подушки. Таким чином, шар за шаром відбувається побудова самої деталі. За допомогою технологій цієї категорії можливе отримання деталей зі складною внутрішньою геометрією, при низьких значеннях товщин стінок. При подальшій оптимізації, можливе досягнення високої гнучкості процесу разом зі швидкістю виготовлення, а також отримання максимального коефіцієнту використання матеріалу. Перша категорія умовно може бути охарактеризована за способом підведення енергії для сплавлення шару порошку: за допомогою оптичних високоенергетичних установок і за допомогою пучка електронів - Laser Powder Bed Fusion (L-PBF) і Electron Beam Powder Bed Fusion (EB-PBF), відповідно. Такі техніки знайшли широке поширення в авіаційній, космічній, біотехнічній та інших сферах діяльності людини. Особливо L-PBF знаходить все більший розвиток для отримання деталей і вузлів рідинних

ракетних двигунів. Це пояснюється наявністю широкої номенклатури порошкових сталей і сплавів, а також відносно низькими вимогами до технологічного оснащення підприємств для виробництва деталей за допомогою такої технології.

Directed Energy Deposition – це такий процес адитивного виробництва, під час якого сфокусована термічна енергія використовується для з'єднання металу за допомогою плавлення під час нанесення у вигляді основи (металевого порошку або проволочки). За типом матеріалу поділяють наповнювач і дріт. Базовий принцип категорії DED передбачає вибіркове нанесення матеріалу на основу. За способом плавлення поділяють установки, що використовують пучок електронів та високоенергетичний оптичний пучок світла (лазер).

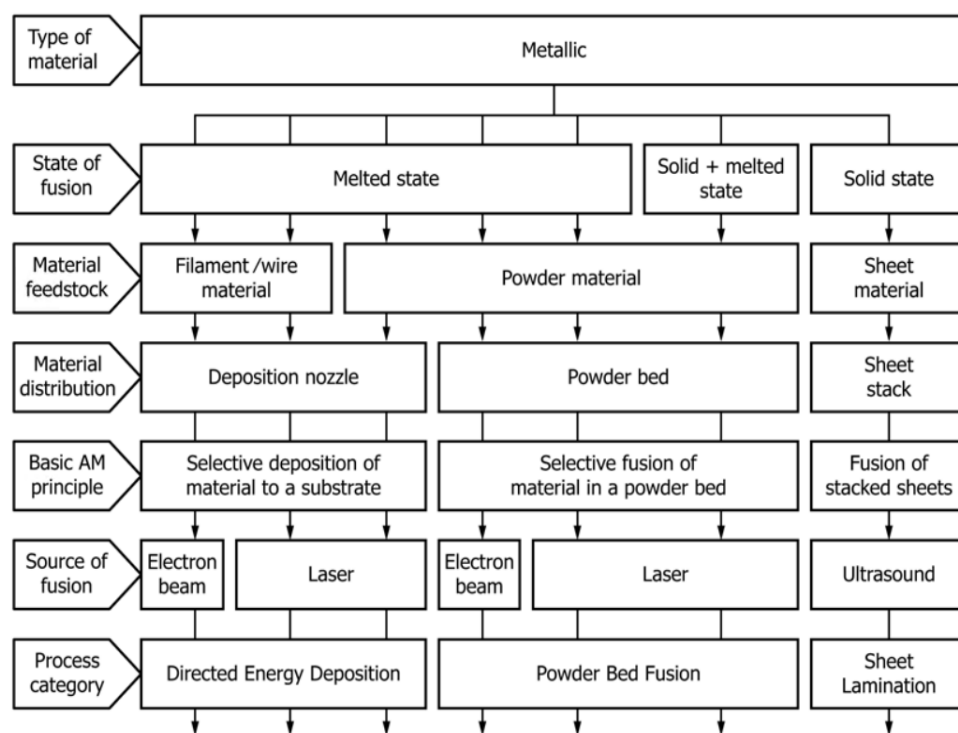


Рисунок 1.4 – Структура однокрокового металевого адитивного виробництва [5]

Solid-State Additive Manufacturing – це тип адитивного виробництва, який використовує сировину у формі шарів твердого матеріалу, який надалі з'єднують один з одним для формування деталі.

Згідно з класифікацією, наведеною в ISO/ASTM 52900:2015 для однокрокового solid-state адитивного виробництва, існує категорія Sheet Lamination (SHL). Суть лежить у наступному: за 3D моделлю вирізаються готові покровові зрізи деталі, виконані з листа цільного матеріалу, які накладаються один на одного

і з'єднуються за допомогою ультразвукового зварювання. Однак останнім часом з'явилися нові методи, що дозволяють і їх відносити до цієї категорії процесу: Additive Friction Stir і Coldspray. Однак, їх оновлення в складі існуючого стандарту поки не відбулося.

Як бачимо, існує велика кількість категорій процесів «металевого» адитивного виробництва, які мають значні відмінності. Зважаючи на те, що напрям 3D друку постійно розвивається, на даний момент досить складно провести його остаточну стандартизацію, що в свою чергу ускладнює впровадження цієї технології у виробничий цикл РРД. За основу опису адитивної технології використовуємо існуючий стандарт ISO/ASTM 52900:2015.

1.2 Особливості конструкції РРД

1.2.1 Структурна декомпозиція типової схеми РРД

Камера рідинного ракетного двигуна є складною складовою конструкцією, що має умовну структуру, в якій кожен елемент має своє функціональне призначення. Можливо проводити різну структуризацію, проте, на практиці вітчизняного двигунобудування, прийнято розділяти камеру двигуна на основні елементи (див. рис. 1.5).

Типову структуру рідинного ракетного двигуна можна умовно спростити до декількох основних складових: змішувальна головка, камера згоряння і сопло. У свою чергу, в змішувальній головці зручно розмежовувати окремі змішувальні елементи, днища, що розділяють порожнини з компонентами та колектори подачі. Іноді до складу змішувальної головки також включають систему запалювання, яка інтегрується в її конструкцію.



Рисунок 1.5 – Структура камери РРД

Камеру згоряння зазвичай умовно поділяють на циліндричну частину і зону, що має звуження відносно циліндричної частини, в якій продукти згоряння набувають початкового прискорення – зону втікання. До конструкції камери згоряння також відносять колектори підведення, відведення та перекидання компонентів палива. При необхідності, в конструкції камери згоряння має місце система охолодження.

Соплом вважають ту частину конструкції, в якій відбувається подальше перетворення теплової на кінетичну енергію продуктів згоряння. Умовно поділяють вставку сопла, яка в свою чергу може включати зону втікання, критичний переріз і частину закритого контуру камери. Такий поділ носить умовний характер і в основному диктується можливістю технології виготовлення. У сопло також можуть бути включені системи охолодження за необхідністю. Гідравлічні тракти РРД є важливою частиною конструкції та визначає значну частину ефективності процесів та технологічності РРД.

1.2.2 Особливості процесів у РРД

Незважаючи на загальну структуру камери РРД, необхідно розуміти, що лежить в основі організації її основних робочих процесів. Застосування пристроїв для створення плівкових течій, нерідко є основним фактором, який диктує

подальші конструктивні особливості виробу: будучи елементами сумішоутворення та теплозахисту, вони безпосередньо впливають на ефективність двигуна. До таких пристроїв у розрізі РРД можна віднести форсунки, а також пояси завісного охолодження стінок камери. Сумішоутворення забезпечується кількістю та розташуванням форсунок в змішувальній головці камери, а також особливостями їх конструктивного виконання. Якість сумішоутворення безпосередньо впливає на повноту згоряння палива, і критично відбивається на важливому енергетичному показнику – питомому імпульсі тяги. У свою чергу, при підвищенні ефективності робочого процесу, підвищується значення питомого теплового потоку в стінку камери, що може досягати питомих значень десятків $\frac{MBt}{m^2}$. Тому в РРД для організації надійного теплозахисту стінок камери двигуна застосовують різні способи охолодження:

- зовнішнє (регенеративне) охолодження;
- внутрішнє охолодження;
- змішане охолодження;
- радіаційне охолодження;
- абляційне охолодження;
- застосування термостійких покриттів;
- ємнісне охолодження;
- транспіраційне охолодження.

Особливий інтерес представляє застосування поясів завісного охолодження, що належать до систем внутрішнього охолодження. Принцип роботи таких пристроїв полягає в наступному: через щілину або отвори в стінці здійснюється подача у вогневу порожнину одного з компонентів палива. Сприймаючи тепловий потік у стінку, тонка плівка компонента нагрівається і випаровується, утворюючи тим самим пристінковий шар низькотемпературного газу. Такі конструктивні елементи зазвичай виконуються у місцях найбільших теплових потоків. На практиці зазвичай використовують від одного до трьох поясів завіси. При цьому витрата компонента на внутрішнє завісне охолодження лежить в межах від 1.5–

2.5% до 6–8% від повної витрати компонентів через камеру. При подальшому перерахунку, вважається, що наведені межі витрати компонентів відповідають від 5–6 г/см до 20–25 г/см, тобто на 1 см периметру перерізу камери в місці установки поясу завіси [27].

У зв'язку з високою складністю процесів, що виникають в області поясів завісного охолодження, обумовлених комплексними хімічними реакціями, складної механічної картини потоку, а також високими значеннями температури і тиску, створення установки, що імітує роботу камери РРД для проведення експериментального відпрацювання, представляє собою певну складність. На даний момент існує обмежена кількість інформації про розрахункові залежності, а також про вплив конструктивних елементів на роботу таких вузлів. Таким чином, при зміні технології виробництва виникають труднощі пов'язані з повною відсутністю статистичних даних, що обмежує можливість попереднього прогнозування параметрів на ранніх етапах проєктування (наприклад, на етапі технічної пропозиції, або ескізного проєкту).

1.3 Особливості конструкції РРД на базі огляду конструктивних рішень поясів завісного охолодження

У даному пункті будуть розглянуті основні типи конструкцій поясів завісного охолодження, а також відомі патентні рішення.

1.3.1 Двигун ракети А-4

Історично, першим виробом, що ймовірно інтуїтивно отримав застосування поясів завісного охолодження, став двигун ракети А-4. Локальне зниження температури стінки зі сторони вогню досягалося виконанням чотирьох поясів охолодження вздовж осі камери [27]. Рухаючись у тракті охолодження камери, охолоджувач надходить через пояси завіс на внутрішню стінку камери і активно випаровувався, утворюючи низькотемпературний шар газу, тим самим знижуючи температуру вогневої стінки (див. рис. 1.6).

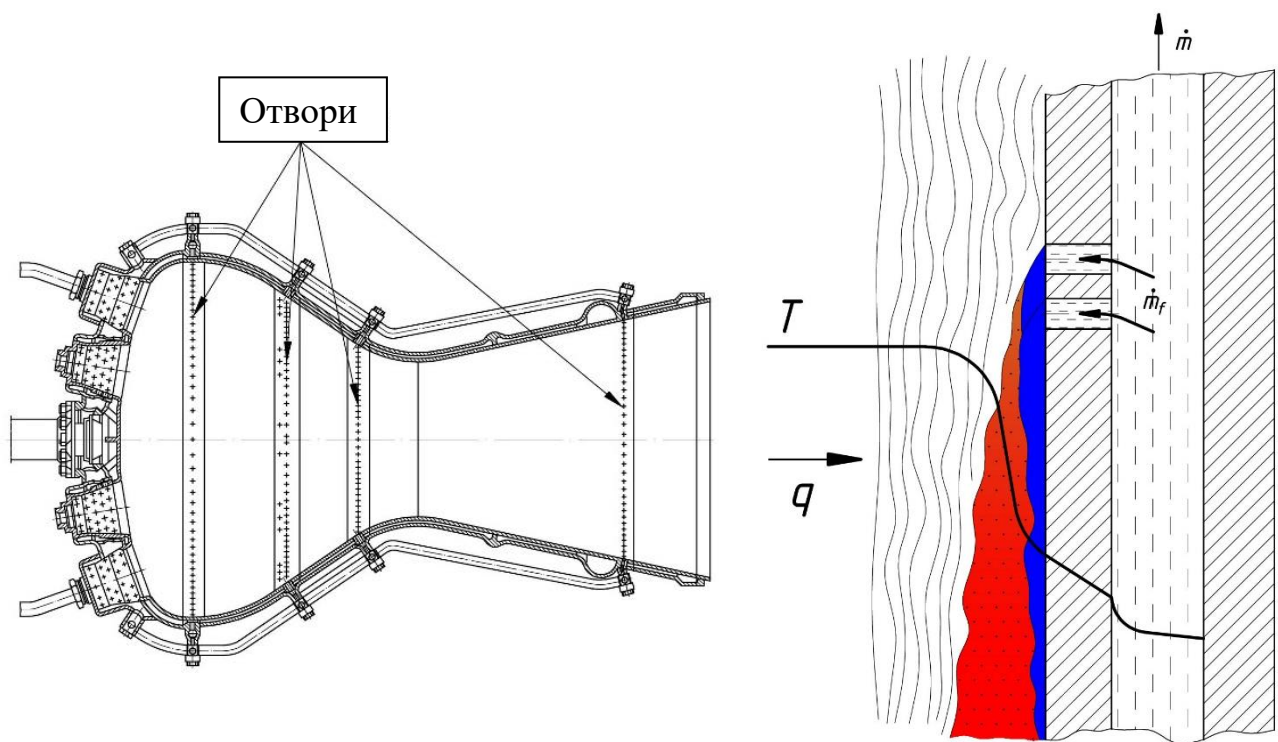


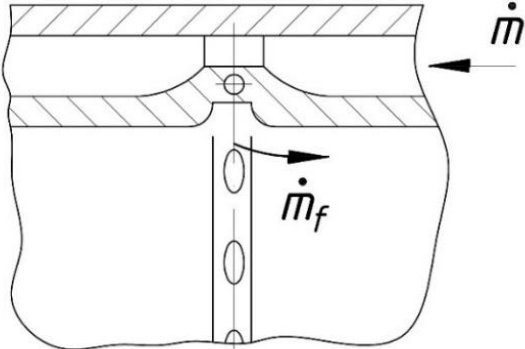
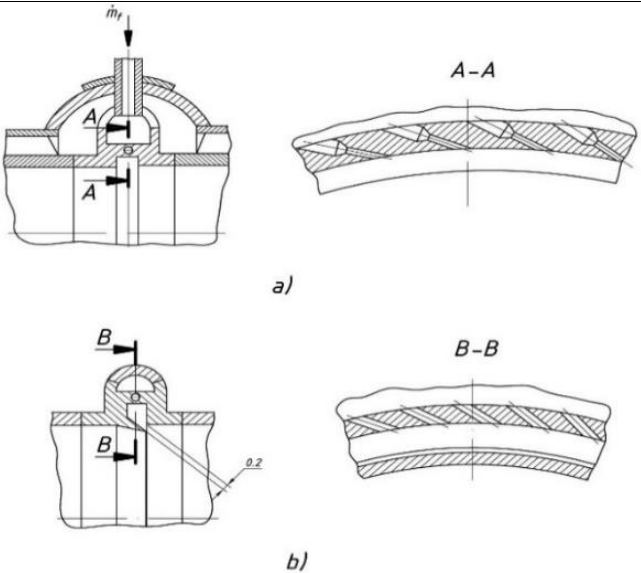

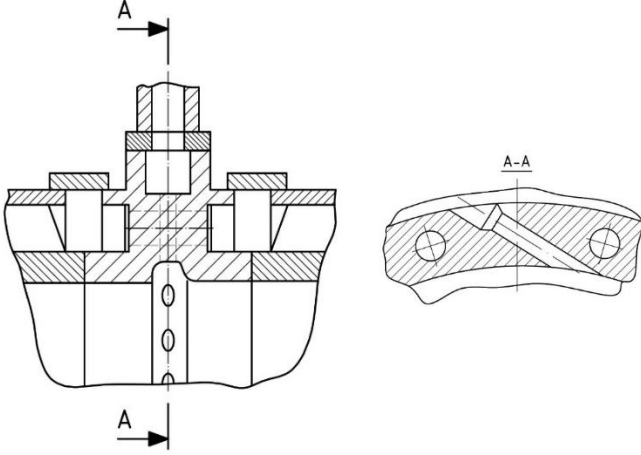
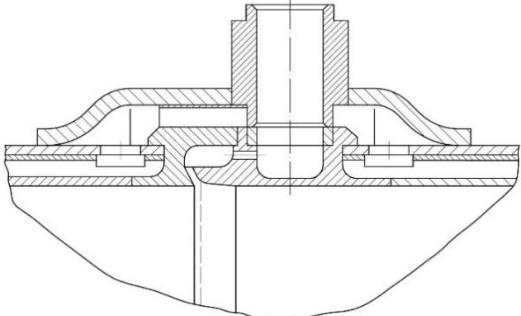
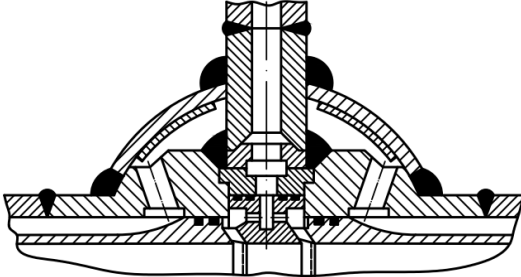
Рисунок 1.6 – Конструкція поясів завісного охолодження двигуна ракети А-4 [29]

Відомі конструкції з організацією поясів завісного охолодження наведені в джерелах [27–29].

Конструкція вузла завісного охолодження представлена на рис. 1.7 та застосовується як одне з найпростіших рішень для теплозахисту стінок. Охолоджувач через калібровані отвори з нахилом надходить у невелику канавку, розташовану з боку вогневої порожнини камери двигуна – пояс, де формує плівку рідини, що розтікаючись по вогневій стінці камери двигуна, випаровується, утворюючи низькотемпературний шар газу. До недоліків такої конструкції можна віднести значні труднощі при налаштуванні кожного отвору на необхідну витрату, а також коливання витратних характеристик поясу завіси через неоднорідність розподілу вхідного тиску в тракті охолодження. Наступні варіанти конструкцій, наведені на наступних рисунках 1.8–1.12 (див. табл. 1.1) та представляють собою пояси завісного охолодження автономного типу, які не схильні до впливу нерівномірності розподілу тиску в тракті охолодження і відображають різні варіанти конструктивного виконання вузлів. До очевидних недоліків наведених конструкцій поясів завісного охолодження можна віднести складність технології їх

виготовлення: велика кількість зварних з'єднань, у деяких випадках паяних, а також підвищені вимоги до точності деталей складальних одиниць.

Таблиця 1.1 – Варіанти виконання поясів завісного охолодження

 <p>Рисунок 1.7 – Найпростіший пояс завісного охолодження</p>	 <p>Рисунок 1.8 – Пояс завісного охолодження з автономним підводом</p>
 <p>Рисунок 1.9 – Пояс завісного охолодження зі змінним жиклером</p>	 <p>Рисунок 1.10 – Пояс завісного охолодження із горизонтальним перекиданням компоненту</p>
 <p>Рисунок 1.11 – Пояс завіси із вирівнюючою решіткою на виході</p>	 <p>Рисунок 1.12 – Складна конструкція двох поясів завіси з одним підводом</p>

1.3.2 Двигуни РД-105 та РД-106 [29]

Дані двигуни відрізняються варіантами виконання: РД-105 – «земний», РД-106 – «висотний», конструктивна відмінність полягає у геометричному ступені розширення сопла. На рисунку 1.13 представлено конструкцію камери двигунів РД-105 та РД-106.

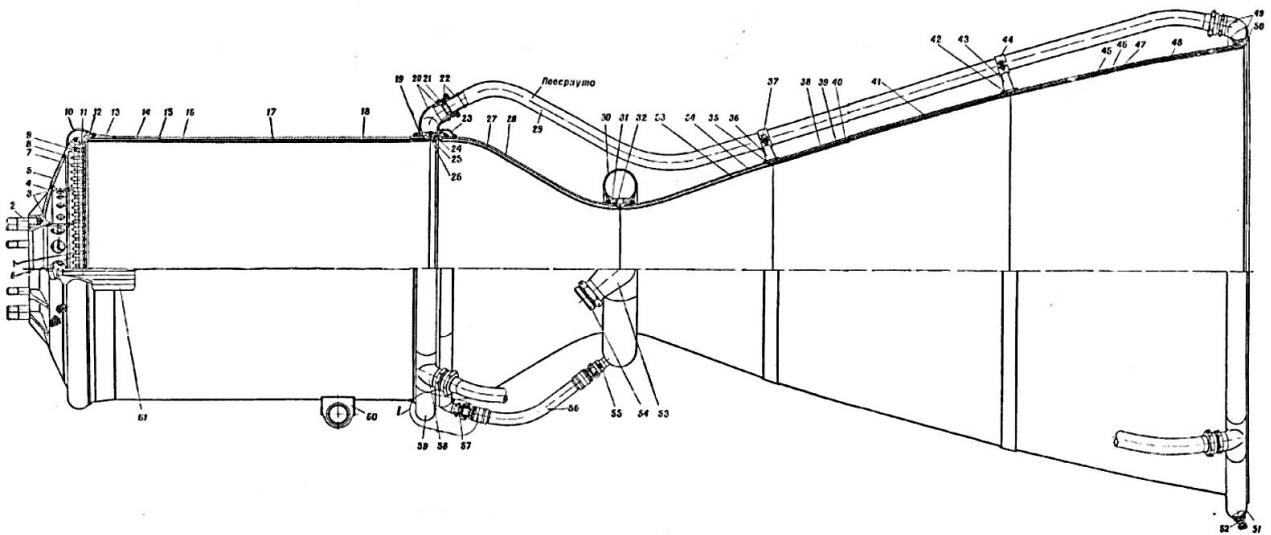


Рисунок 1.13 – Конструкція камери двигунів РД-105 та РД-106

Згідно з рисунком 1.13, конструкція камери двигуна включає вузол додаткового поясу завісного охолодження. На рисунку 1.14 показана його конструкція.

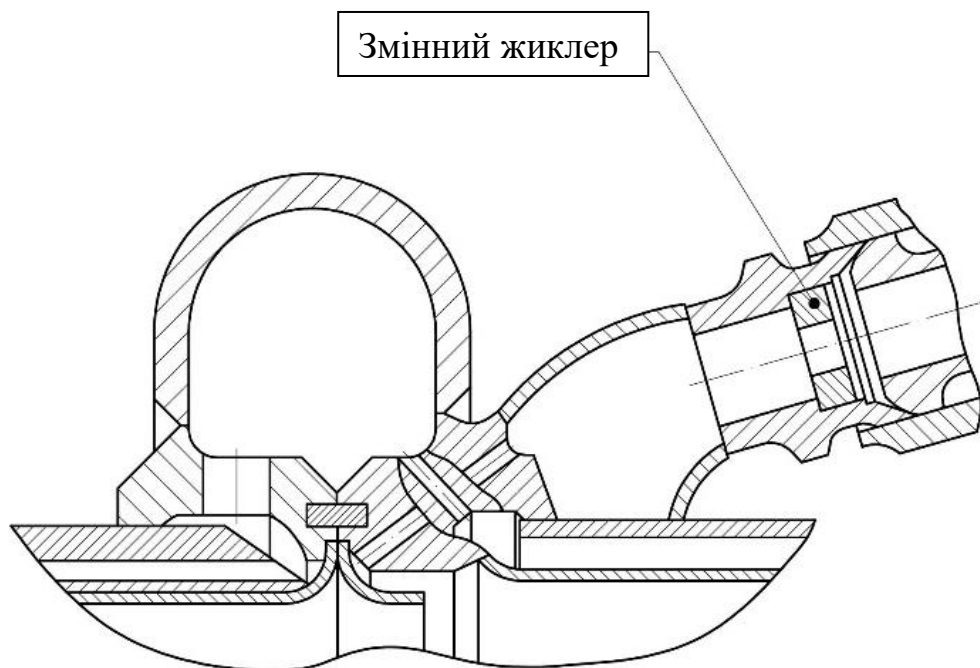


Рисунок 1.14 – Конструкція поясу завіси камер двигунів РД-105 та РД-106.

Для підведення та дозування витрати пального в пояс додаткового охолодження встановлені чотири гнучкі трубопроводи із встановленими жиклерами.

1.3.3 Двигуни РД-114 та РД-115 [29]

Дані двигуни відрізняються варіантами виконання: РД-114 – «земний», РД-115 – «висотний». Як і у випадку з РД-105 та РД-106, більша частина конструкції двигунів повністю уніфікована, а відмінність полягає лише в закритичній частині камери. Дані двигуни виконані за замкненою схемою. У якості окислювача, що надходить в камеру двигуна, використовується високотемпературний окислювальний газ. При цьому застосування закритої схеми зумовило підвищення енергетичних характеристик, проте стало першопричиною також високих вимог до організації системи охолодження. На рисунку 1.15 представлений ескіз корпусу камери двигуна. Цифрами 12 і 13 позначені місця розташування поясів завісного охолодження. Пояси завіс 12 і 13 зварюються із «сорочками» 18 і 21. У місцях розташування поясів завіси на «сорочках» встановлені перепускні колектори 17 і 19. До колектору 19, розташованого в кінці циліндричної частини, приварені чотири фланці 32, до яких підводиться пальне після охолодження соплової частини.

Обидва пояси завіси виконані конструктивно однаковими. Пальне на завісу через отвори А (див. 1.16) і кільцевій проточці Б крізь спеціальні пази, що мають нахил для закрутки рідини, надходить у колектор В, звідки по тангенціальними отворами надходить у колектори Г та Д і далі через дві щілини по тангенціальним насічкам, отримавши необхідну закрутку, виходить на стінку і рівномірно розподіляється по ній, утворюючи тонку та стійку захисну плівку. **При цьому витрата через щілину, розташовану нижче по потоку газу, вдвічі більша, ніж через верхню щілину.** Кільця завіси з боку вогневої порожнини мають наплавлення із мідного сплаву для поліпшення умов охолодження. Зміною гвинтів 33 можна регулювати витрату пального через пояс завіси.

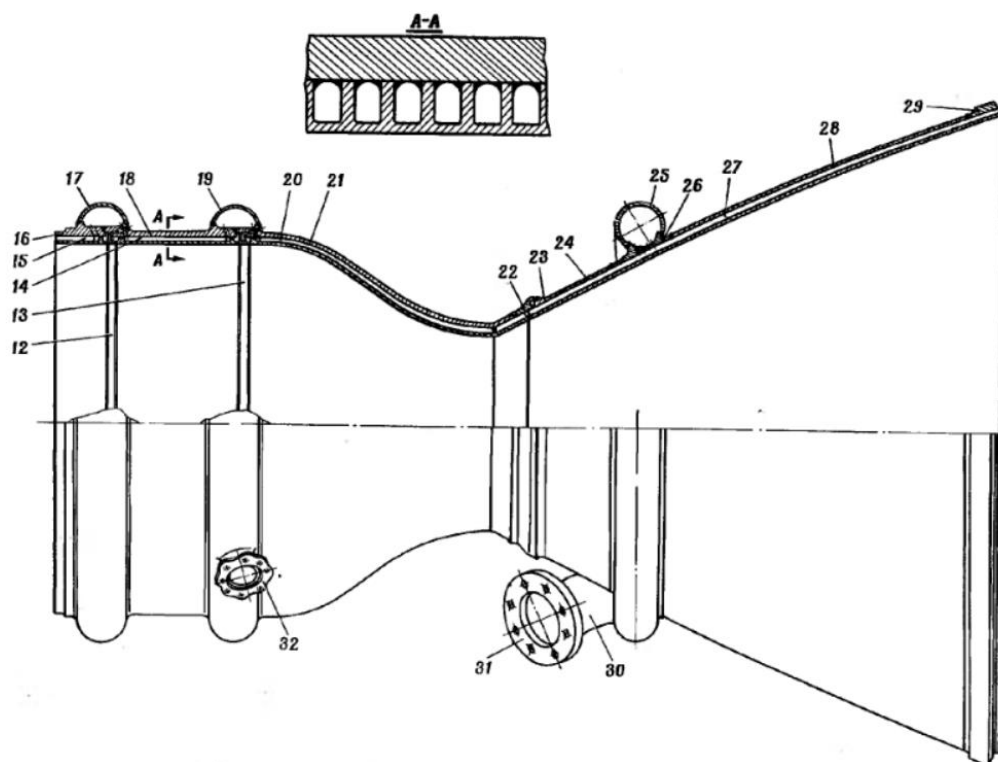


Рисунок 1.15 – Ескіз корпусу камер РД-114 и РД-115

На рисунку 1.16 представлений пристрій поясу завісного охолодження камер РД-114 та РД-115.

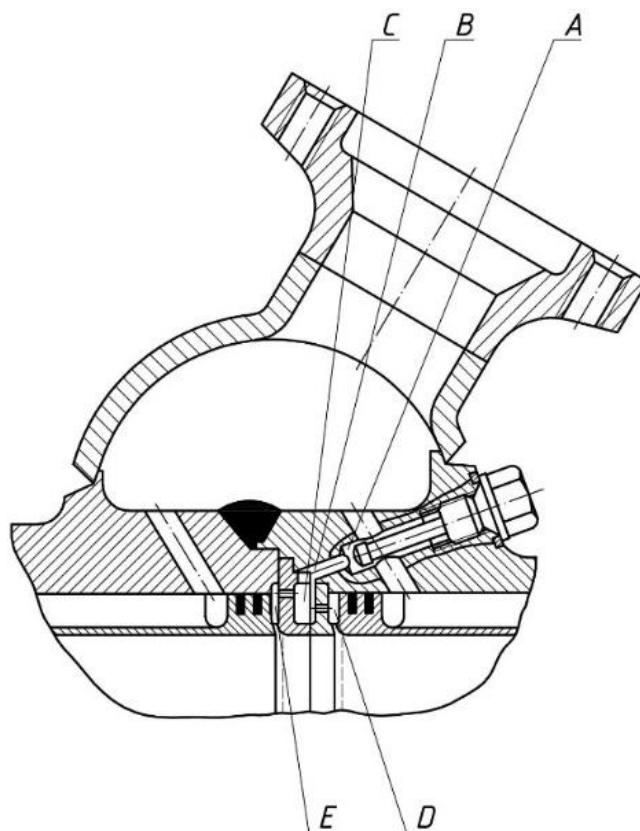


Рисунок 1.16 – Пристрій поясу завісного охолодження камер РД-114 та РД-115

1.3.4 Двигун РД-119 [29]

РД-119 є однокамерним рідинним ракетним двигуном, призначеним для встановлення на верхніх ступенях космічних ракет. Конструкція камери представлена на рисунку 1.17. Пояс завісного охолодження (див. рис. 1.18) складається з силових кілець 1, 2, вставки завіси 3, колектору перепуску пального 4 та інтерфейсів підведення 5 пального до поясу. Вставка завіси має систему тангенціальних отворів, що забезпечують закрутку пального на вході у вихідні щілини. Внутрішня частина вставки завіси виконана у вигляді бронзового кільця, спаяного з титановим кільцем твердим мідно-срібним припоєм. Для вирівнювання витрати та швидкості пального по периметру щілин на виході з поясу завісного охолодження на передніх кромках щілин виконана спеціальна «накатка», що представляє собою напівканали, направлені під деяким кутом до стінки камери двигуна.

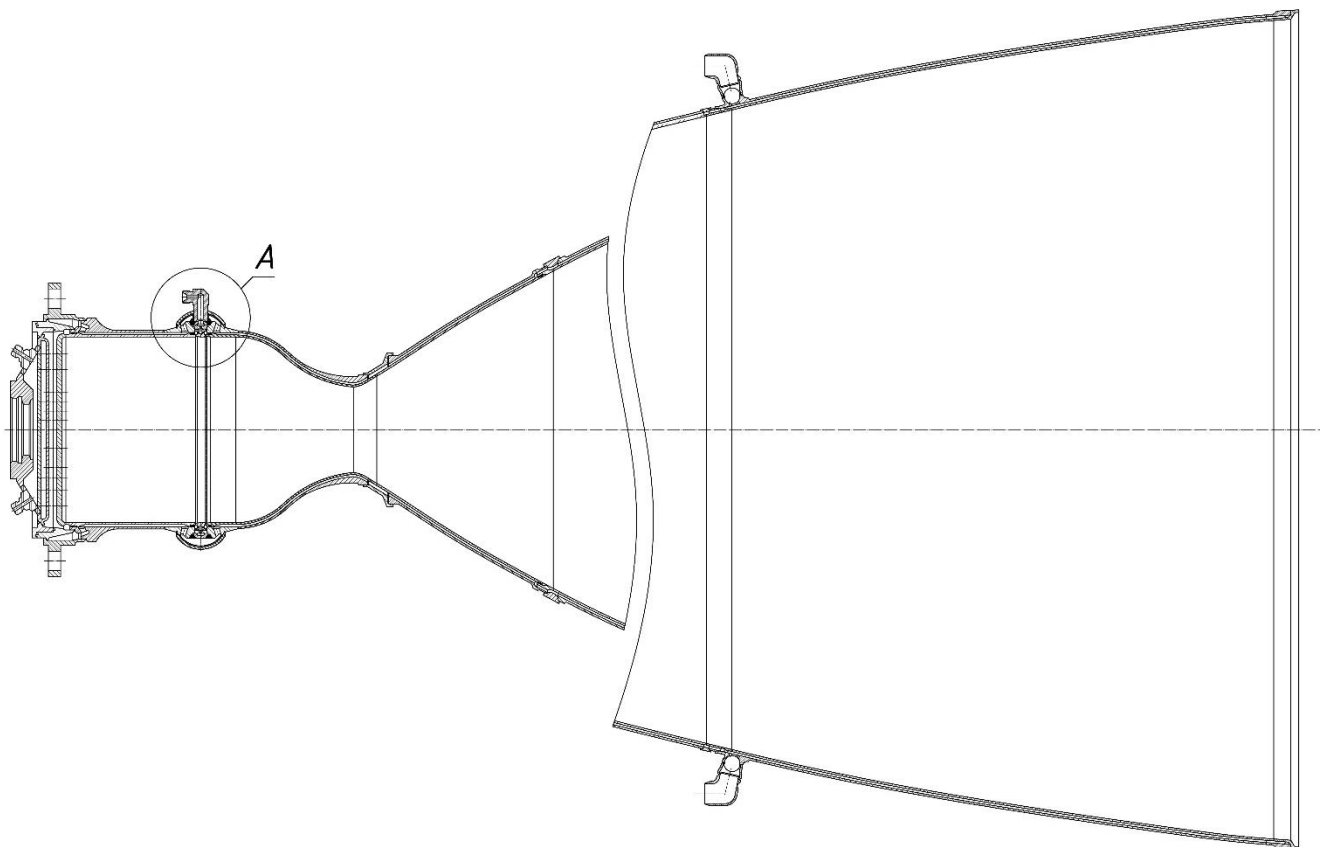


Рисунок 1.17 – Конструкція камери двигуна РД-119

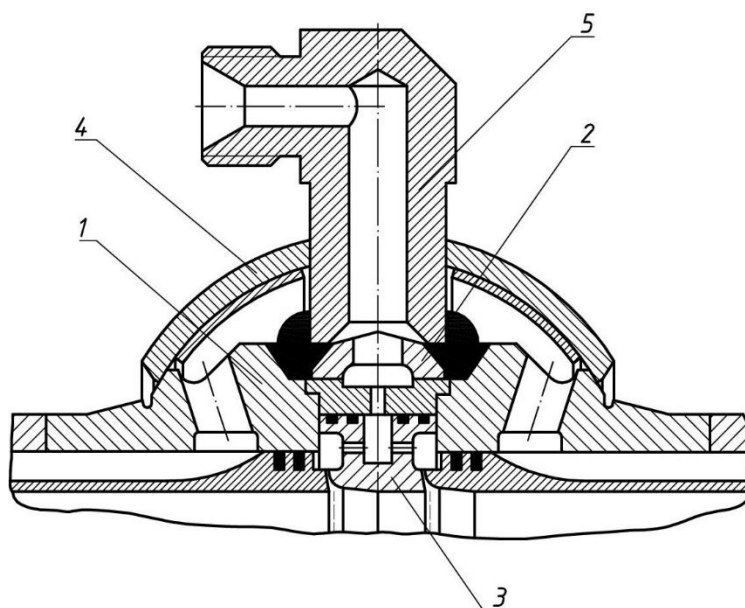


Рисунок 1.18 – Вид А. Конструкція поясу завіси двигуна РД-119

1.3.5 Патентні рішення

Винахід, наведений у патенті RU2511982C1 [31] відноситься до рідинних ракетних двигунів. У системі охолодження камери згоряння рідинного ракетного двигуна, що містить зовнішню і внутрішню стінки, які з'єднані пайкою через ребра, на внутрішній стінці виконаний, щонайменше, один пристрій завісного охолодження внутрішньої стінки камери згоряння. Даний пристрій містить кільцеву деталь, зацентровану по внутрішній стінці з утворенням кільцевої порожнини. Кільцеву щілину у внутрішній стінці і внутрішні тангенціальні отвори, що з'єднують цю щілину з кільцевою порожниною, дозують отвори, що з'єднують зазор між двома стінками з кільцевою порожниною та спрямовані аналогічно внутрішнім тангенціальним отворам. Внутрішні тангенціальні отвори можуть бути виконані в площині, перпендикулярній осі камери згоряння. Кільцева деталь може бути виконана з циліндричною та двома торцевими стінками – передньої та задньої, при цьому один з торців виконаний нахиленим. На передньому торці може бути виконане ребрення. На задньому торці може бути виконано ребрення. На циліндричній стінці може бути виконане ребрення. Співвідношення довжини внутрішніх тангенціальних отворів до їх діаметру може бути виконано в діапазоні від 1.0 до 2.5. Дозуючі отвори можуть бути виконані каліброваними. У дозуючі

отвори можуть бути встановлені калібровані жиклери. Винахід забезпечує поліпшення охолодження та збільшення питомої тяги двигуна.

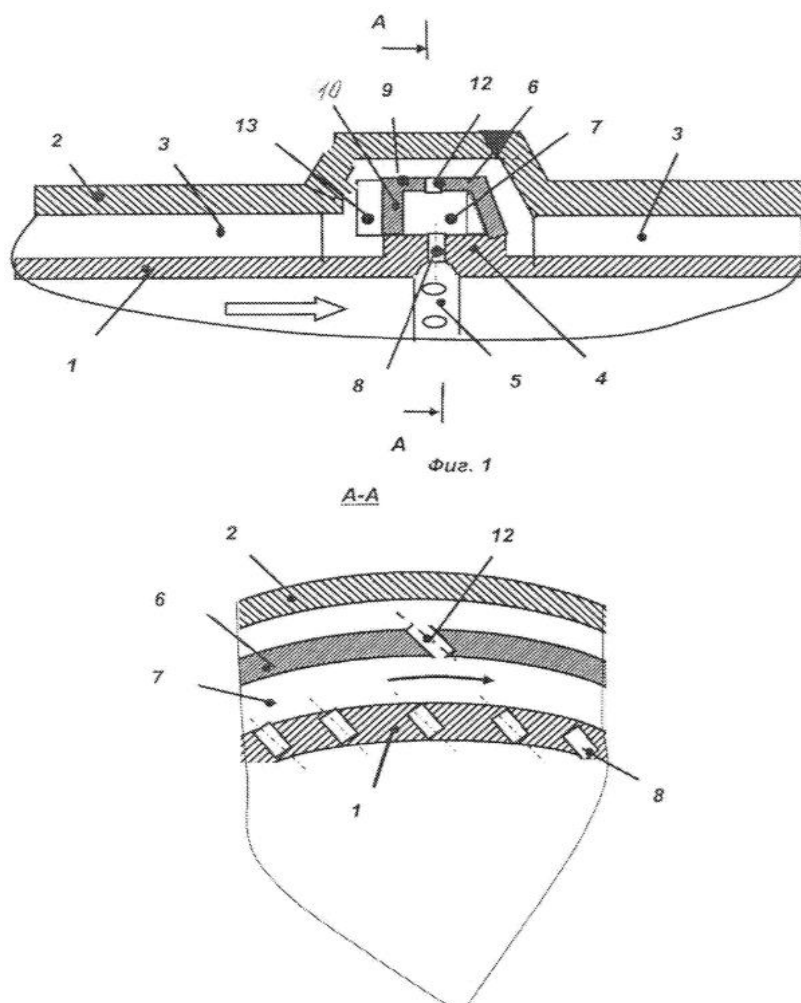


Рисунок 1.19 – Ілюстрації до патенту RU2511982C1 [31]

Пристрій плівкового охолодження двокомпонентного ракетного двигуна та спосіб його випробування, представлені в патенті KR 20120080005 A [32] і призначені для спрощення системи, що використовує перекис водню замість в якості охолоджувача. **Пристрій:** Апарат плівкового охолодження (300) двокомпонентного ракетного двигуна містить корпусний блок (310) і розподільчий блок (320). Передній кінець корпусного блоку з'єднаний із задньою частиною форсунки, а на бічній частині корпусного блоку сформований впускний канал. Компоненти, що охолоджують проходять через вхідний тракт. Передній кінець розподільного вузла з'єднаний із задньою частиною корпусного вузла, а один кінець розподільного вузла з'єднаний з іншим кінцем впускного тракту. На іншому

кінці розподільчого блоку сформовано велика кількість каналів розподілу. Розподільні канали виконані радіально по колу розподільчого вузла.

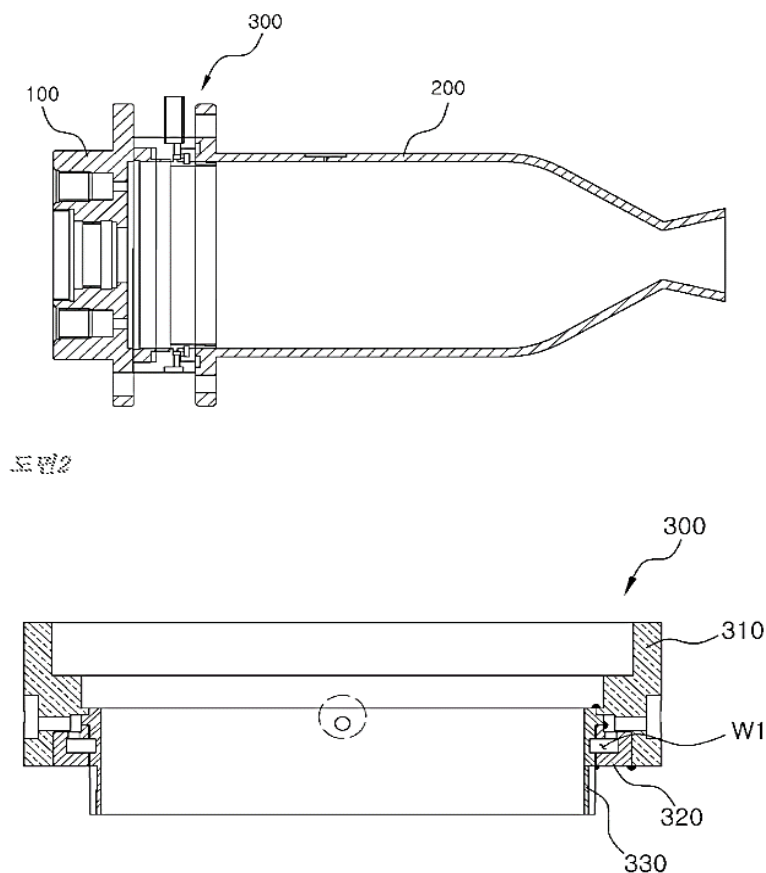


Рисунок 1.20 – Ілюстрації до патенту KR 20120080005 А [32]

Спосіб, представлений у патенті RU 2135809 С1 [33], призначений для використання у системах охолодження стінок камери двигуна. Спосіб здійснюють наступним чином: з пристінкової частини пристінкового шару за допомогою газодинамічного редану утворюють в зареданному просторі зону вільних газових течій відносно малих швидкостей, в межах протяжності якої формують і виводять на стінку камери тонку суцільну плівку рідкого охолоджувача. Запропоновані чотири варіанти поясів завіс дозволяють реалізувати зазначений спосіб в рідинному ракетному двигуні з різними параметрами. Всі ці пояси містять такі основні елементи, як кільцевий колектор з вхідними отворами, які розподіляють та закручують потік рідкого охолоджувача, що переходить у вихідну щілину, газодинамічний редан і профільовану стінку зареданного простору. Два варіанти мають гладку щілину різної ширини, у двох інших варіантах у вихідній щілині є

Винахід, описаний у патенті CN111456866A [34], утворює плівкоутворювальне охолодження рідинного ракетного двигуна. Конструкція містить впускний патрубок, з'єднаний з бічною стінкою камери. Кінець патрубка з'єднаний з із порожниною, розташованою в боковій стінці камери. Камера завіси є наскрізною в окружному напрямку камери. У бічній стінці камери виконана наскрізна в окружному напрямку камери розподільна порожнина. Між порожниною завіси і розподільчою порожниною на відстані розташована середня розділова перегородка, у середній частині якої утворені сполучні отвори, які організовані в окружному напрямку з інтервалами. При цьому розподільні отвори, що також утворені в окружному напрямку, організовані з інтервалами між розподільною порожниною та внутрішньою порожниною камери. За допомогою конструкції, що формує плівку охолоджувальної рідини, можна гарантувати, що відхилення потоку охолоджуючої рідини в різних розподільчих каналах

знаходиться в межах 3%, ефективно гарантується рівномірність товщини охолоджувальної плівки на поверхні стінки камери, і при цьому надійність двигуна підвищується.

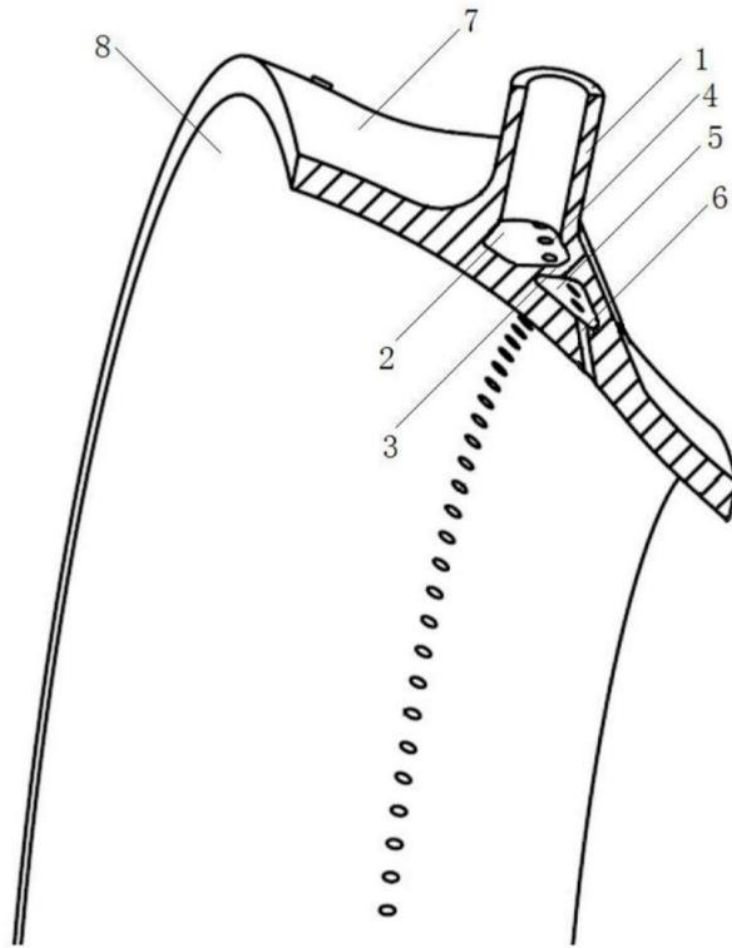


图1

Рисунок 1.22 – Ілюстрації до патенту CN111456866A [34]

У патенті UA 45465 С2 [35] наведений пояс завіси внутрішнього охолодження камери ракетного двигуна, що має колектор, розділений на дві порожнини, які пов'язані між собою тангенціальними отворами і внутрішнє кільце з багатозахідними гвинтовими пазами на зовнішній поверхні, що з'єднують порожнину колектору з камерою. Кільце з гвинтовими пазами з зовнішньої сторони виконано у вигляді зрізаного конуса, менший діаметр якого направлений у бік критичного перерізу сопла. Кільцевий канал розташований у порожнині колектору з'єднує її з гвинтовими пазами. Внутрішня поверхня кільця виступає відносно всередину поверхні камери та розташована поза поясом завіси, утворюючи редан.

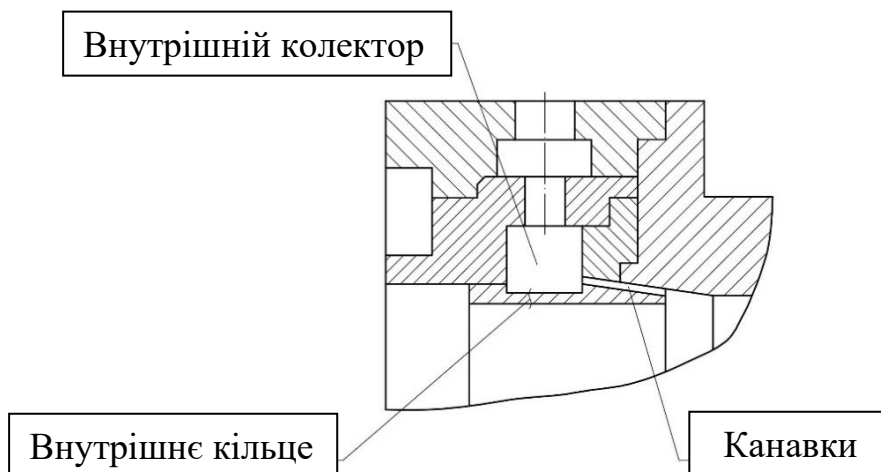


Рисунок 1.23 – Ілюстрація до патенту UA 45465 C2 [35]

Регенеративно-охолоджувана конструкція камери ракетного двигуна, яка включає в себе сопло і характеризується декількома контурами охолодження, незалежними один від одного, представлена в патенті US 3595023 A [36].

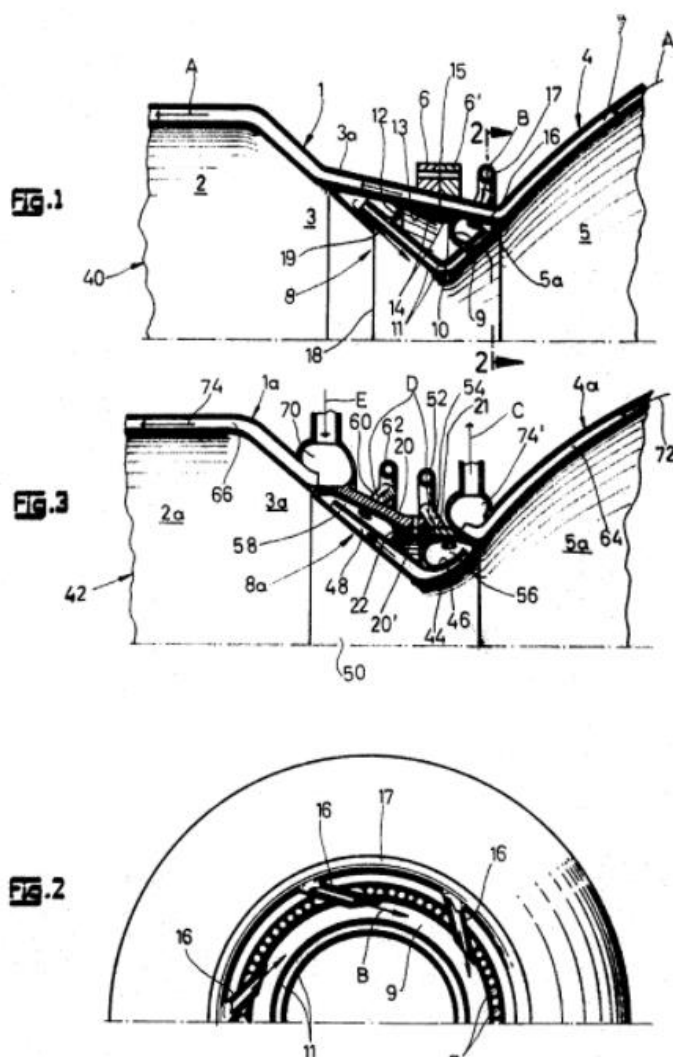


Рисунок 1.24 – Ілюстрації до патенту US 3595023 A [36]

Винахід, описаний у патенті RU 2158841 C2 [37], відноситься до ракетного двигунобудування, а також може бути використаний і в авіадвигунобудуванні. Камера містить корпус, засоби запалювання та змішувальну головку. Змішувальна головка складається з внутрішнього вогневого днища, середнього днища, зовнішнього днища. Двокомпонентні форсунки закріплені у внутрішньому вогневому днищі та середньому днищі. Частина двокомпонентних форсунок встановлена виступаючою за внутрішнє вогневе днище, інша частина втоплена в вогневому днищі. Засоби запалювання виконані із струменевих форсунок, встановлених у силовому корпусі за внутрішнім вогневим днищем. Осі вихідних отворів струминних форсунок розташовані під гострим кутом до виходу з силового корпусу і відхилені по колу в поперечній площині від поздовжньої осі силового корпусу в однаковому напрямку. Корпус камери складається з камери згоряння та сопла, що виконані з силової оболонки, вогневої стінки. Тракт регенеративного охолодження розташований між силовою оболонкою та вогневою стінкою. Кільцева щілина поясу завіси виконана у внутрішній вогневій стінці перед критичним перерізом сопла. Тракт регенеративного охолодження камери виконаний із розгалуженим входом. Одна з його гілок з'єднана з порожниною тракту охолодження між критичним перерізом сопла та його зрізом, друга гілка – з порожниною тракту охолодження перед критичним перерізом сопла, а третя – із порожниною тракту охолодження перед кільцевою щілиною поясу завіси. Таке виконання камери і корпусу дозволяє підвищити техніко-експлуатаційні характеристики двигуна та його ресурс при багаторазовому включенні.

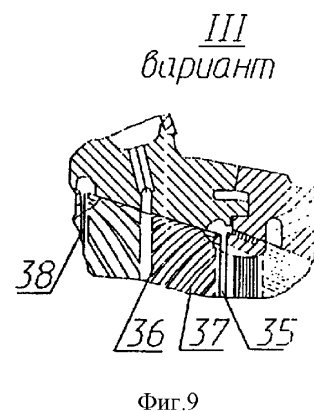
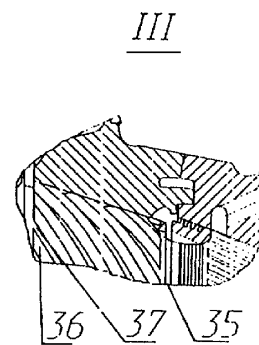
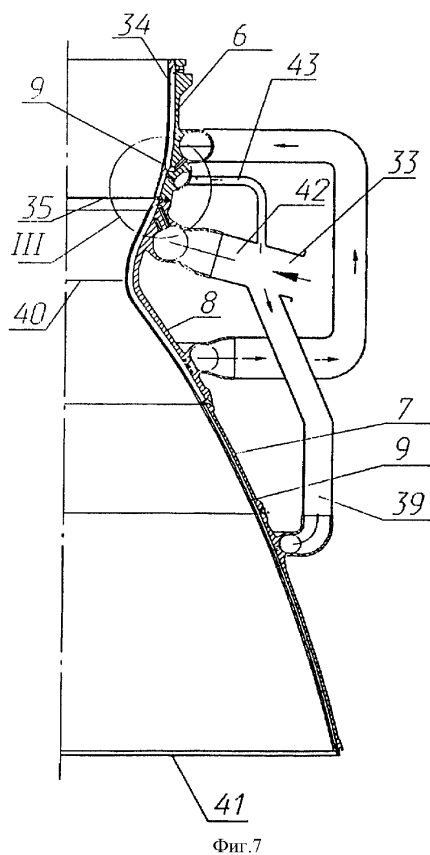


Рисунок 1.25 – Ілюстрації до патенту RU 2158841 С2 [37]

Корисна модель CN 211202146 U [38] відноситься до галузі техніки рідинних ракетних двигунів. Інтегрована конструкція для створення плівкового охолодження в конструкції камери містить плівку рідини, конструкція включає напрямну трубу (6), перегородку (7), отвір подачі (8), верхню порожнину (9) і нижню порожнину (10). для збирання рідини. Порожнина для збору рідини розділена перегородкою на верхню і нижню порожнини, так що охолоджувач поступає в нижню порожнину для збору рідини після стабілізації тиску і вирівнювання потоку у верхній порожнині. Після чого охолоджувач рівномірно розпорошується з вихідних отворів. При цьому ефективність плівкового охолодження підвищується, в той же час усі частини конструкції поясу завіси об'єднані і виконані як одна деталь методами адитивних технологій, кількість деталей зменшується, а зварні шви усуваються.

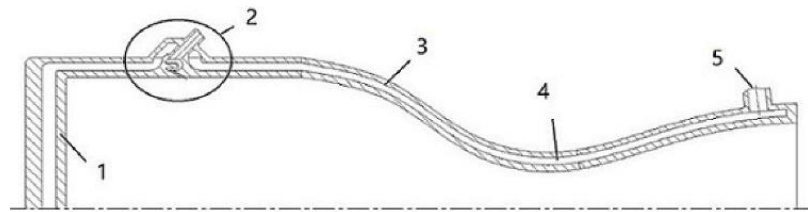


图1

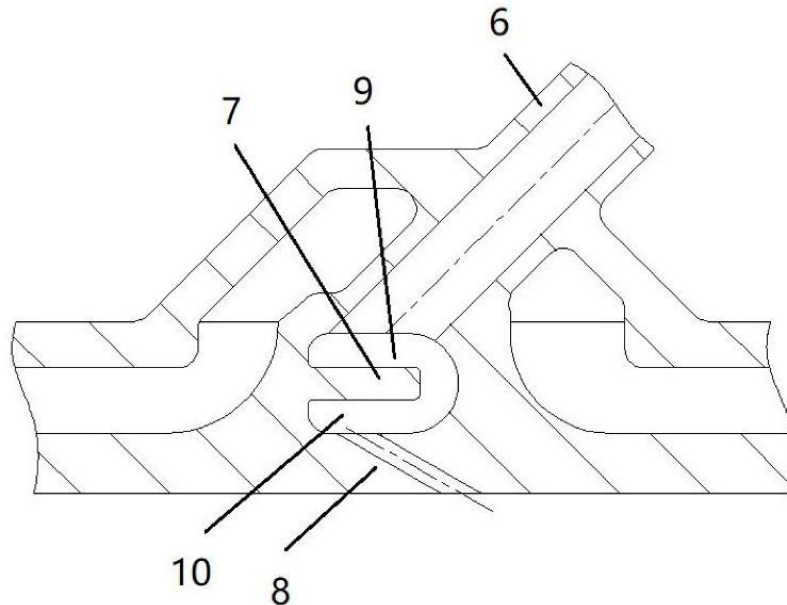


Рисунок 1.26 – Ілюстрації до патенту CN 211202146 U [38]

Винахід CN 113006970 A [39] представляє собою конструкцію плівкового охолодження, що утворюється завдяки обертальному руху потоку, для рідинного ракетного двигуна. Конструкція рідинно-плівкового охолодження з обертальним потоком містить внутрішню стінку з корпусною частиною конструкції, перехідну секцію, розташовану на внутрішній стінці рукавним чином і з проточним каналом, і зовнішню стінку, що охоплює перехідну секцію. Між перехідною ділянкою та внутрішньою стінкою утворюється внутрішня порожнина. Між перехідною ділянкою і внутрішньою стінкою утворений циркуляційний зазор для повідомлення внутрішньої порожнини з камерою згоряння; а між зовнішньою стінкою і перехідною ділянкою утворена зовнішня порожнина, що сполучається з проточним каналом, при цьому перехідна ділянка забезпечена безліччю тангенціальних отворів, дотичних до внутрішньої стінки внутрішньої порожнини,

а тангенціальні отвори з'єднані із зовнішньою порожниною і внутрішньою порожниною.

Перевага конструкції рідинного плівкового охолодження з обертальним потоком рідинного ракетного двигуна полягає в тому, що плівка охолоджуючої рідин розподіляється рівномірно, а ефективність охолодження камери згоряння нижче по потоку є якісним.

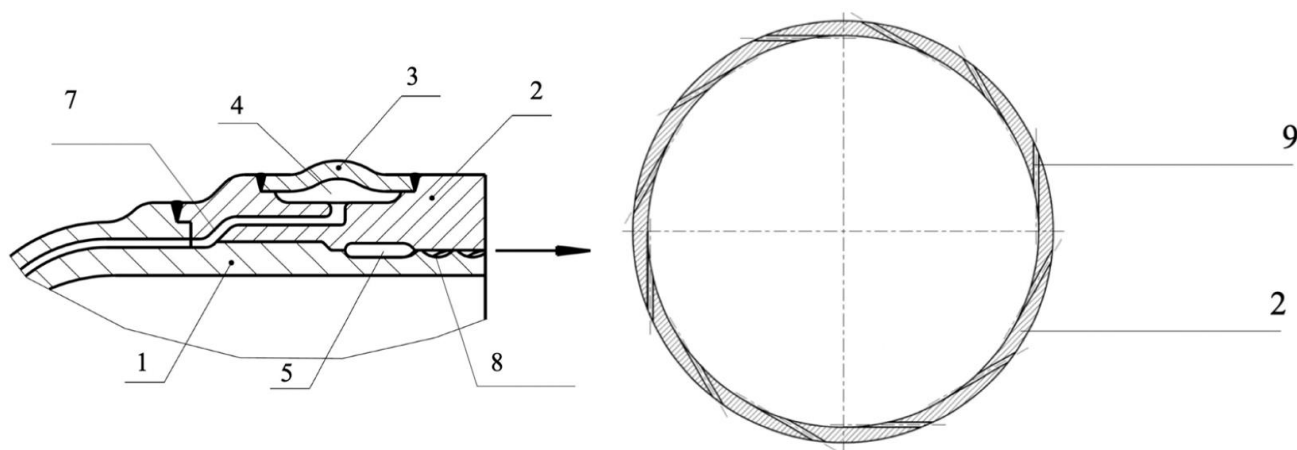


Рисунок 1.27 – Ілюстрації до патенту CN 113006970 А [39]

Особливості конструкції РРД розглянуто на прикладах конструктивних рішень виконання вузла завісного охолодження, що додатково підкреслює значне розмаїття варіантів його реалізації. З одного боку, при проектуванні вузла завісного охолодження необхідно по можливості максимально спрощувати конструкцію при цьому, підвищуючи її технологічність. З іншого боку, конструкція повинна надійно забезпечувати задані витратні характеристики та утворення суцільної плівки рідини на внутрішній поверхні стінки при строгому дотриманні рівномірності розподілу витрати компонента по периметру перерізу завіси. Однак, наведені приклади конструктивного виконання завіс не відрізняються простотою. Найчастіше, для виконання подібних конструкцій, необхідна велика кількість оснащення, а також застосування різних складних видів паяння і зварювання, що призводить до значного зниження технологічності даних вузлів. Слід зазначити, що незважаючи на конструктивну складність представлених варіантів поясів завісного охолодження, приведені конструктивні рішення та геометричні особливості можуть бути реалізовані за допомогою технологій адитивного виробництва.

1.4 Аналіз основних особливостей форсунок РРД

Форсунки відіграють найважливішу роль у конструкції камери рідинного ракетного двигуна. Велика кількість робіт приділено визначенню їх характеристик та особливостей роботи. Вдало підібране розташування та конструктивне виконання безпосередньо впливають на ефективність роботи двигуна, забезпечують стабільність робочого процесу. Відповідно, до форсунок РРД пред'являють жорсткі вимоги щодо забезпечення повторюваності характеристик та якості розпилю. Форсунки повинні мати високу міцність, чистоту порожнин і передбачати можливість їх точного позиціонування в змішувальній головці (0.1–0.3 мм). Наприклад, похибка сумарної масової витрати через всю змішувальну головку і через індивідуальні форсунки регламентується на рівні 1-4 %, а вісь факела розпилю має збігатися з віссю камери двигуна [27–28].

1.4.1 Огляд основних типів та принципу роботи форсунок

Форсунки типових камер РРД залежно від форми та способу отримання факела розпилю поділяють на струменеві та відцентрові. Найпростіший приклад розпилюючого елемента є струменева форсунка (див. рис. 1.28). Особливості її виробництва досить глибоко вивчені, а організація процесу виготовлення не становить особливих труднощів.

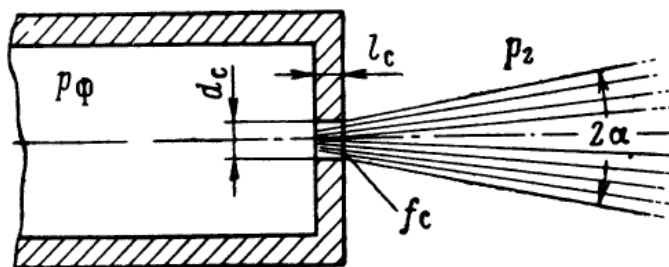


Рисунок 1.28– Ескіз простішої струменевої форсунки [28]

Струменеві форсунки мають високу далекобійність, а також відносно невеликий кут розпилювання компонента (5–12°), що крім очевидної простоти конструкції, накладає необхідність використання додаткових заходів для забезпечення необхідної ефективності робочого процесу.

Принцип роботи відцентрових форсунок інший (див. рис. 1.29). Компонент з високою швидкістю подається тангенціально, завдяки чому забезпечується обертальний рух рідини.

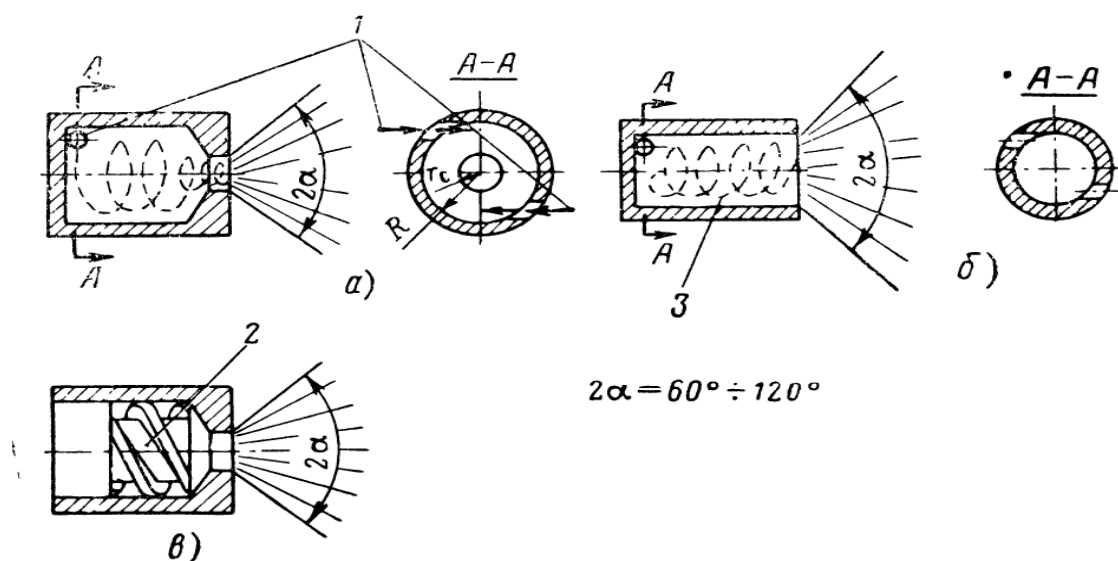


Рисунок 1.29 – Схема пристрою відцентрової форсунки

Закрутка компонента може здійснюватися подачею через тангенціальні отвори, або за допомогою спеціального шнекового завихрювача. У вихідному перерізі форсунки утворюється порожній конус, утворений тонкою плівкою компонента. На деякій відстані від виходу відцентрові сили перевершують силу поверхневого натягу утвореного конуса і відбувається дроблення плівки на дрібні елементи – краплі.

1.4.2 Технологічні особливості виготовлення «класичним» способом

Для відцентрових форсунок основну технологічну складність представляє виконання тангенціальних отворів відповідно до вимог щодо забезпечення дотичності потоку на вході в камеру закрутки. Відхилення від вимог може значно знизити ефективність роботи форсунки.

Специфіка застосування відцентрових форсунок у конструкціях змішувальних головок камер РРД, як правило, обмежена розмірами отворів. Типовими для таких форсунок є тангенціальні отвори діаметром від десятих частин до декількох міліметрів. При їх виконанні стикаються з явищем віджиму свердла [39]. Це пов'язано з тим, що при виконанні отворів, сила різання діє з

одного боку, на бічну частину свердла. Зважаючи на малу жорсткість, вісь свердла (а значить і вісь отвору) може відхилятися від необхідного положення (див. рис. 1.30).

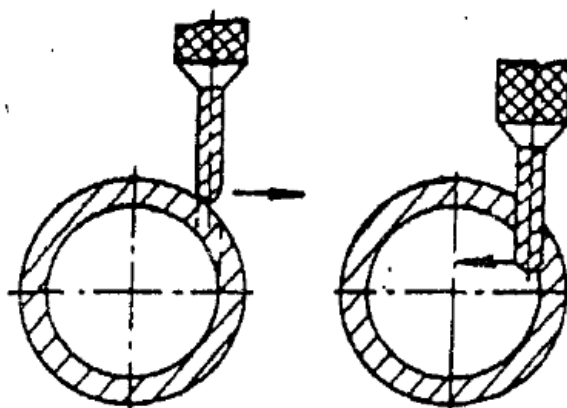


Рисунок 1.30 – Віджим свердла при виконанні тангенціальних отворів

Для забезпечення необхідної ефективності роботи змішувальної головки необхідно забезпечити коректну роботу її змішувальних елементів. Тому рідина повинна надходити в камеру закрутки відцентрової форсунки по дотичній до її бічної стінки. В іншому випадку не забезпечуватимуться необхідні характеристики роботи форсунки, що призводить до зниження ефективності роботи змішувальної головки в цілому. Для обмеження зміщення свердла в процесі роботи, у подібних випадках використовують спеціальні кондуктори, які, охоплюючи зовнішню поверхню форсунки, коригують напрямок свердління з урахуванням дії віджимної сили. Геометричні особливості виконання кондуктора встановлюються дослідним шляхом. Типовий пристрій кондуктора представлений на рисунку 1.31.

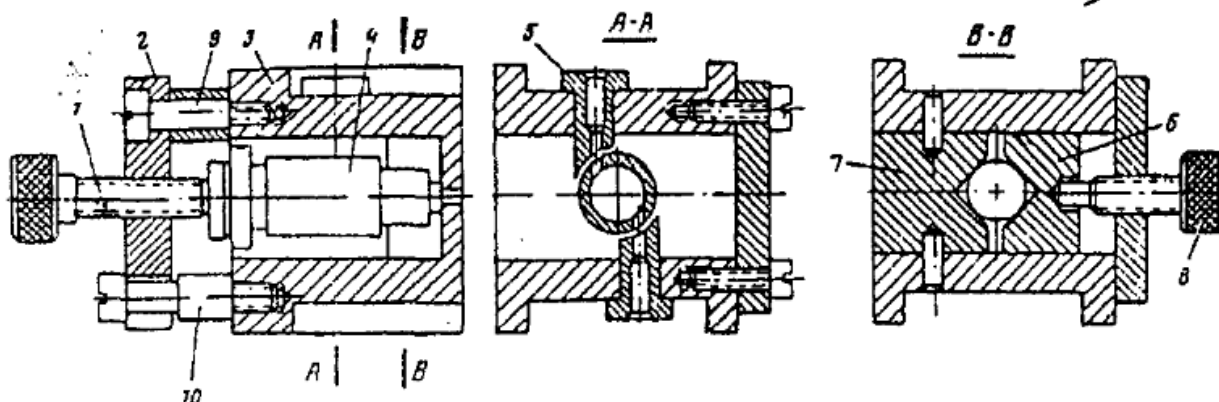


Рисунок 1.31 – Типовий пристрій кондуктора для свердління тангенціальних отворів [39]

1.4.3 Огляд особливостей залежності гідравлічних характеристик від геометрії форсунок та їх форми

Можливість прогнозування гідравлічних характеристик змішувальних елементів є однією із найважливіших задач, особливо на етапі попереднього проектування. Відцентрові форсунки знайшли широке розповсюдження в конструкціях рідинних ракетних двигунів [27–29, 43–64], а їх застосування дає можливість отримання високих параметрів ефективності роботи камери двигуна. В частині проектування, визначення параметрів роботи відцентрових форсунок являється найважливішим та найскладнішим кроком особливо на ранньому етапі проектування. Відцентрові змішувальні елементи конструктивно не представляють собою складності, однак гідродинамічні процеси, що відбуваються в них, разом з урахуванням геометричних особливостей, представляють певні труднощі для знаходження оптимальних параметрів. На сам перед, відомо, що на даний час не існує загальноприйнятої інженерної методики проектування відцентрових форсунок, а запропоновані залежності для розрахунку робочих параметрів обмежені певним діапазоном використання.

Прогнозування основних параметрів відцентрових форсунок зводиться до визначення 2-х основних параметрів: коефіцієнту витрати μ та кута факелу розпилу форсунки 2α . Наступні геометричні параметри уточнюються в залежності від конструктивних обмежень та умов застосування. Важливо розуміти взаємозв'язок гідродинамічних параметрів з геометричними. Так, наприклад, для теорії відцентрової форсунки, запропонованої в роботі [28], параметри роботи ідеальної форсунки тісно пов'язані з коефіцієнтом «живого перерізу» ϕ , що характеризує відношення площ поперечних перерізів газового вихору A_m та вихідного сопла форсунки A_c . Подальша методика розрахунку базується на пошуку ϕ при заданих бажаних значеннях інших характеристик. Наприклад, за запропонованою методикою, параметри відцентрової форсунки знаходяться в залежності від коефіцієнту живого перерізу у наступному вигляді:

$$\mu = \varphi \sqrt{\frac{\varphi}{2 - \varphi}} \quad (1.1)$$

$$A = \frac{\sqrt{2}(1 - \varphi)}{\varphi \sqrt{\varphi}} \quad (1.2)$$

$$tg(\alpha) = \frac{2\sqrt{2}(1 - \varphi)}{\sqrt{\varphi}(1 + \sqrt{1 - \varphi})} \quad (1.3)$$

де A – показник комплексу геометричних параметрів – геометрична характеристики відцентрової форсунки, що зв'язує конструктивні параметри відцентрової форсунки у наступному вигляді.

$$A = \frac{R_{\text{вх}} \cdot r_c}{n \cdot r_{\text{вх}}^2} \quad (1.4)$$

де $R_{\text{вх}}$ – радіус розташування осі тангенціальних отворів по відношенню до осі відцентрової форсунки; r_c – радіус сопла відцентрової форсунки; n – кількість тангенціальних отворів відцентрової форсунки; $r_{\text{вх}}$ – радіус тангенціальних отворів відцентрової форсунки.

Конкретні параметри впливу співвідношення швидкостей на виході з відцентрової форсунки – предмет окремого дослідження, що не набуло розвитку в даній роботі. Згідно до класичної методики, що застосовується для проєктування відцентрових форсунок, задається кут розпилу форсунки, а коефіцієнт живого перерізу знаходиться, виходячи із залежності (1.3). Коефіцієнт витрати μ та геометрична характеристика A , відповідно, розраховуються в залежності від отриманого значення φ . Розраховані геометричні та гідравлічні параметри проєктованої форсунки аналізуються та приймається рішення щодо необхідності подальшого прийняття геометрії, або її перегляду. При цьому, кут розпилу α пов'язує розподілення швидкостей рідини на виході з сопла форсунки, що відіграють важливе значення при визначенні параметрів дрібнодисперсності розпилу. Таким чином, зменшуючи середній медіанний діаметр крапель (або Sauter Mean Diameter, SMD [65]), зменшується час, необхідний для завершення хімічних реакцій, що підвищує ефективність як системи сумішоутворення, так і камери РРД

в цілому. Недоліком запропонованого методу являється однозначна прив'язка до кута розпилу форсунки та відповідного йому коефіцієнту «живого перерізу», а отже стверджується існування газового вихору. Однак, в роботах [44, 46–48, 50–52] дослідженні параметри відцентрової форсунки вказують на можливість формування декількох режимів відцентрової течії таким чином, що конструктивні параметри матимуть безпосередній вплив на розподіл статичного тиску в радіальному напрямку для відцентрового змішувального елемента (див. рис. 1.32).

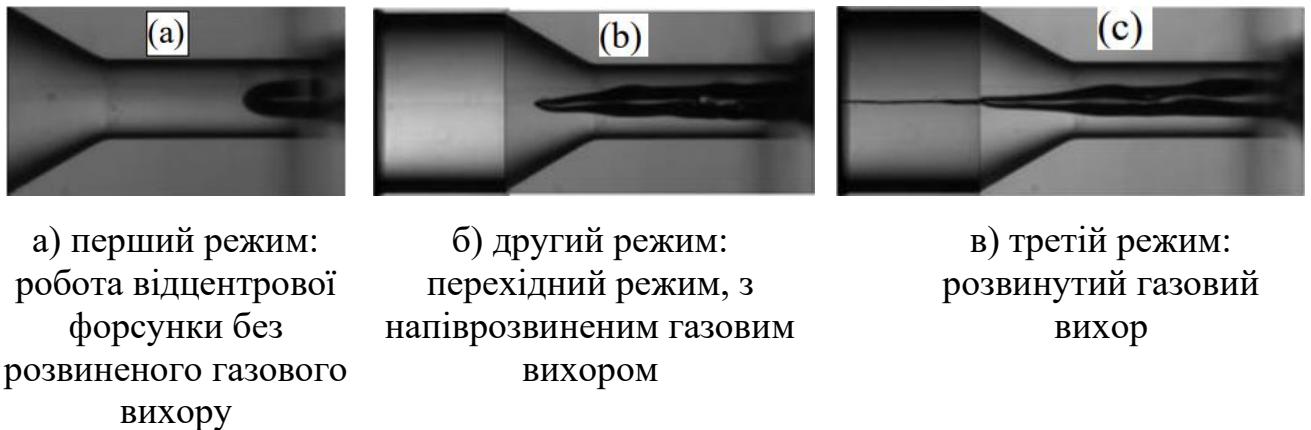


Рисунок 1.32 – Режими роботи відцентрової форсунки в частині існування газового вихору [46]

В роботі [48] експериментально досліджено вплив конструктивних факторів на особливості формування газового вихору та товщини пелени на виході з форсунки. Приведені дані підтверджують існування декількох режимів роботи в частині газового вихору відцентрових форсунок (див. рис. 1.33).

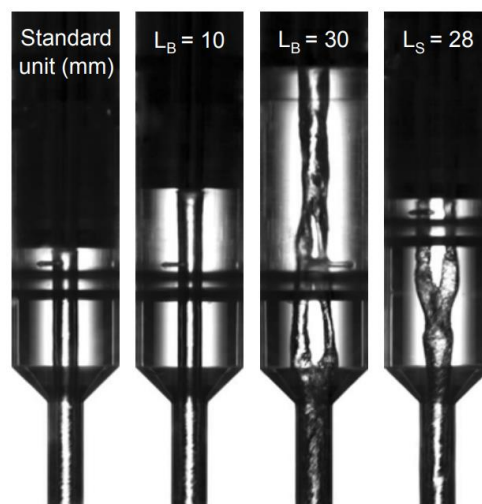


Рисунок 1.33 – Робота відцентрової форсунки при зміні довжини камери закручування [48]

Таким чином «класичний» підхід при проєктуванні показує неоднозначність отримання достовірних параметрів при подальшій розробці. Нестабільність газового вихору призводить до зміни товщини пелени, кута розпилу форсунки, а також нестабільності пелени рідини на виході з форсунки. Таким чином, коректність вибору вихідних даних при проєктуванні відцентрових форсунок потребує детального розгляду.

Для подальшого дослідження відцентрових форсунок розглянуто відомі залежності зміни коефіцієнта витрати μ . В дисертаційному дослідженні розглянуто питання можливості використання відомих формул для визначення характеристик відцентрових форсунок, виготовлених із застосуванням адитивних технологій. При цьому, коефіцієнт витрати μ розглядається, як першопочатковий параметр при проєктуванні систем сумішоутворення. Надалі, розгляд характеристики відцентрових змішувальних елементів зведено до аналізу коефіцієнту витрати μ від комплексу геометричних параметрів відцентрових форсунок A .

В таблиці 1.2 приведені відомі залежності, що характеризують коефіцієнт витрати відцентрових форсунок

Таблиця 1.2 – Запропоновані математичні моделі коефіцієнту витрати відцентрових форсунок

Автори	Залежність	
Hong та ін. [44]	$\mu = \frac{0.432}{A^{0.64}}$	(1.5)
Lefebvre [54]	$\mu = 0.35 \cdot \left(\frac{A_{ом6}}{D_{ex} \cdot D_c} \right)^{0.5} \left(\frac{D_{K3}}{D_c} \right)^{0.25}$	(1.6)
Hong та ін. [53]	$\mu = 0.44 \cdot \left(\frac{A_{ом6}}{D_c^2} \right)^{0.84 \cdot \gamma^{-0.52}} \cdot \gamma^{-0.59}, \gamma = \frac{D_{K3} - D_{ом6}}{D_c} < 2.3$	(1.7)
Liu [44]	$\mu = 0.721 \cdot \left(\frac{1}{A} \right)^{0.416} \left(\frac{L_c}{D_c} \right)^{-0.0558} \left(\frac{D_{ex}}{D_c} \right)^{0.147}$	(1.8)
Fu [55]	$\mu = 0.19 \cdot \left(\frac{A_{ом6}}{D_c^2} \right)^{0.65} \cdot \gamma^{-2.13}$	(1.9)
Jones [54]	$\mu = 0.45 \left(\frac{D_c \cdot \rho_{pid} \cdot V_c}{\mu_{pid}} \right)^{-0.02} \left(\frac{L_c}{D_c} \right)^{-0.03} \left(\frac{L_{ex}}{D_{ex}} \right)^{0.05} \left(\frac{A_{ом6}}{D_{ex} \cdot D_c} \right)^{0.52} \left(\frac{D_{ex}}{D_c} \right)^{0.23}$	(1.10)
Benjamin [49]	$\mu = 0.466 \left(\frac{D_c \cdot \rho_{pid} \cdot V_c}{\mu_{pid}} \right)^{-0.027} \left(\frac{L_c}{D_c} \right)^{0.229} \left(\frac{L_{ex}}{D_{ex}} \right)^{0.091} \left(\frac{A_{ом6}}{D_{ex} \cdot D_c} \right)^{0.517} \left(\frac{D_{ex}}{D_c} \right)^{0.187}$	(1.11)

В таблиці 1.2 ρ_{pid} та μ_{pid} – густина та динамічна в'язкість рідини, відповідно; A_{ome} – сумарна площа поперечного перерізу тангенціальних отворів відцентрової форсунки; параметри з індексом «с» відносяться до сопла форсунки; параметри з індексом «вх» відносяться до камери закручування форсунки.

Наведені в таблиці 1.2 залежності для розрахунку коефіцієнту витрати відцентрових форсунок підкреслюють необхідність врахування впливу геометричних параметрів на коефіцієнт μ та кількість їх форм. При більш детальному розгляді залежностей можна побачити, що домінуючим членом для приведених рівнянь є добуток $\frac{A_{ome}}{D_{ex} \cdot D_c}$ та його різні форми вираження. Таким чином, можна побачити, що першочергово автори розглядають сукупний вплив геометричних параметрів на гідравлічні характеристики роботи відцентрових форсунок.

Використання адитивних технологій для виготовлення сучасних конструкцій змішувальних головок рідинних ракетних двигунів є складною задачею перш за все через технологічні особливості. Важливим є визначення можливості виготовлення систем сумішоутворення інтегрально, як однієї деталі для проведення подальших пошукових робіт з глибокого впровадження адитивних технологій у виробничий процес.

1.5 Аналіз можливої інтеграції елементів РРД у суцільну конструкцію

Можливість об'єднання комплексних елементів в цільну систему представляє інтерес, як з точки зору надійності, так і конструктивного спрощення отриманих виробів. Оптимізація робочого процесу виготовлення в такому випадку може призвести до значного скорочення виробничих, часових і трудових витрат, що дозволить підвищити ефективність одержуваних виробів в цілому.

На сьогоднішній день для галузі ракетного двигунобудування застосовуються «класичні» технології – тобто отримання деталей з використанням субтрактивного виробництва, а також різних процесів з'єднання матеріалів (пайка, зварювання). Такі методи добре зарекомендували себе при виробництві

вітчизняних РРД, а також при їх застосуванні відома система контролю якості одержуваних виробів, що дозволяє знизити ймовірність отримання браку при забезпеченні високого виробничого темпу.

Поточний стан розвитку РРД переживає інтенсивні спроби впровадження адитивного виробництва в цикл виготовлення. Відомий напрям робіт таких компаній, як Dnipro Aerospace, FlightControl Propulsion, Orbex, Relativity Space, NASA і т. п., з використанням технологій 3D друку з метою оптимізації робочого процесу. Так наприклад, у роботах [10, 11] розглядається можливість виготовлення як окремих форсунок, так і змішувальних головок РРД з використанням технології (Laser Powder Bed Fusion (або Selective Laser Melting)) (див. рис. 1.34). Розглянуті основні особливості виробничого процесу, а також особливості технології, що значно впливають на характеристики виробу. Виконано чисельне моделювання з метою прогнозування отриманих характеристик. Виготовлено дослідний зразок з метою підтвердження його роботоздатності. За результатами проведених гідравлічних випробувань встановлено факт успішної реалізації закладених рішень та найважливіше – можливість виготовлення складної конструкції змішувальної головки як цілої деталі.



Рисунок 1.34 – Змішувальні елементи, виготовлені із застосуванням адитивної технології L-PBF [10]

У роботі [12] розглянутий процес відпрацювання унікального газодинамічного запального пристрою, який виготовлений із застосуванням технології L-PBF адитивного виробництва. Унікальність полягає в тому, що у конструкцію вперше інтегрована розвинена система регенеративного охолодження елементів конструкції запального пристрою, що дозволило отримати прийнятне температурне поле і, як наслідок, значно продовжити ресурс роботи виробу (див. рис. 1.35).

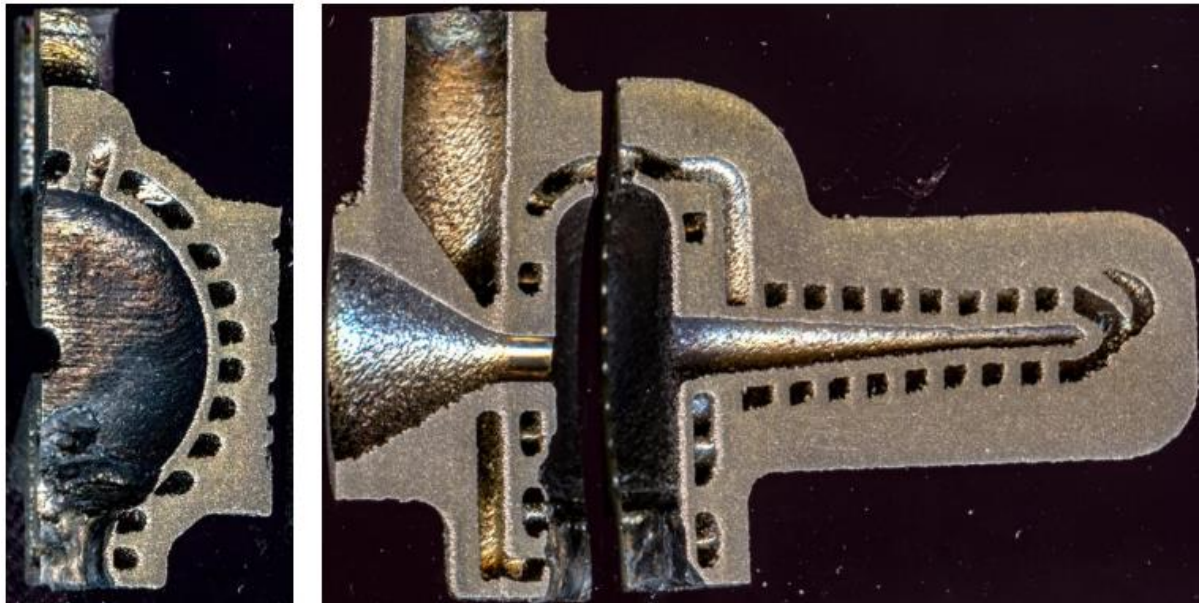


Рисунок 1.35 – Газодинамічний запальвальний пристрій, виконаний з використанням технології L-PBF [12]

Іншою відмінною особливістю конструкції є факт її виготовлення одною деталлю без застосування додаткових операцій, забезпечуючи інтеграцію окремих функціональних елементів. Реалізація комплексних заходів для забезпечення високої роботоздатності даної конструкції була б просто неможлива із застосуванням класичного виробництва, що підкреслює додаткову актуальність дослідження особливостей адитивних технологій.

У роботах [1, 2, 6–9, 13–18] розглянуто можливість застосування адитивних технологій для виготовлення елементів камер РРД. Порівняльний аналіз із класичними технологіями виготовлення показує незаперечну перевагу адитивних виробництва в частині швидкості виготовлення, вартості, а також зниженні вимог до рівня технічної оснащеності виробництва [1].



Рисунок 1.36 – Ілюстрація підвищення ефективності при використанні адитивного виробництва [1]

Розглядається застосування методів PBF, DED, а також Solid-State, для визначення можливості реалізації існуючих рішень, так і для виготовлення дослідних конструкцій зразків РРД, підданих подальшому дослідженню шляхом вогневих випробувань.

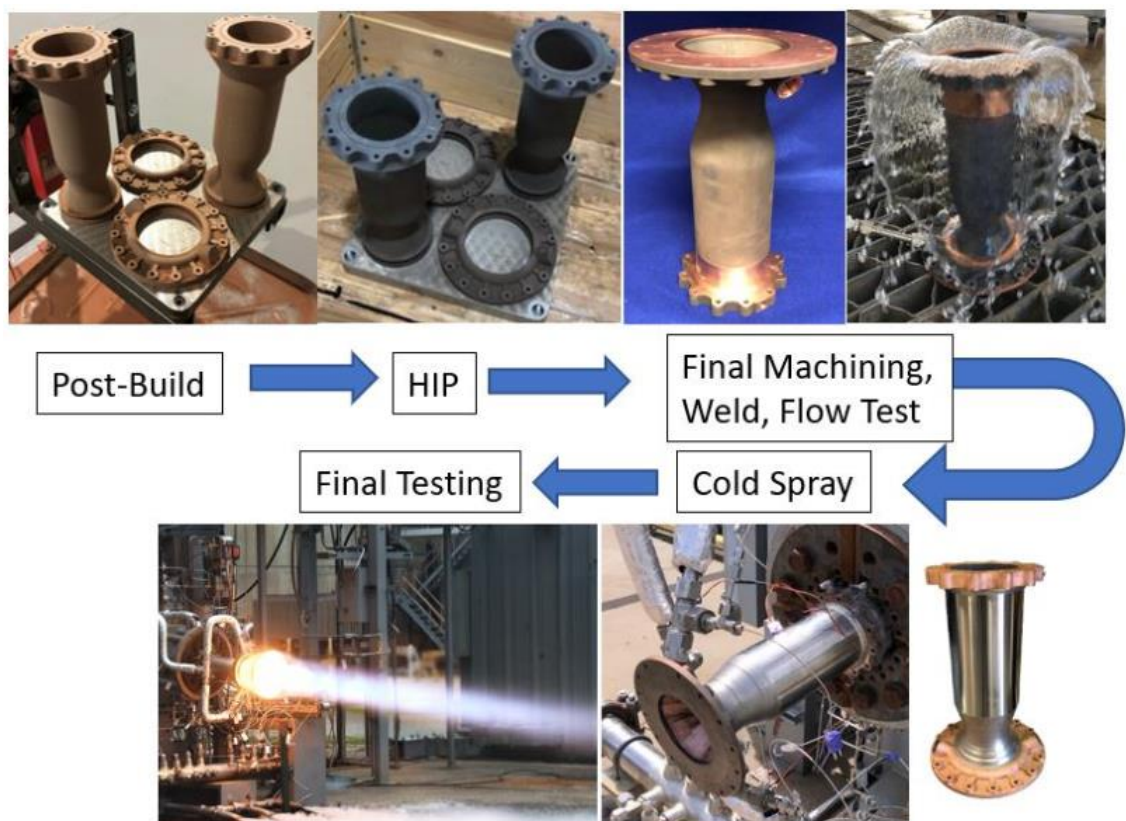


Рисунок 1.37 – Випробування дослідних конструкцій [2]

У роботах розглядається можливість визначення отриманих діапазонів геометричних відхилень одержуваних виробів, а також зроблена спроба стандартизації цього процесу (див. рис. 1.38).

У роботі сформовано опис основних виробничих можливостей і переваг застосування адитивного виробництва, а зокрема, скорочення часу виготовлення, при зниженні вартості виробництва. Визначені основні проблеми та обмеження при застосуванні адитивних технологій у виробничому циклі РРД, а також розглянуто шляхи вирішення частини основних технологічних обмежень. Зокрема, описані результати досліджень, що підтверджують можливість успішного виготовлення біметалічних виробів за допомогою комбінації PBF, DED та Solid-State процесів адитивного виробництва. Наведені результати реального вогневого напрацювання різних камер ракетних двигунів, що безпосередньо доводить наявність значного потенціалу та актуальність розглянутих методів у контексті виробництва РРД.



Рисунок 1.38 – Виготовлення набору тестових зразків для визначення точності отриманої геометрії [7]

1.6 Особливості переваг адитивного виробництва корпусу камери РРД на базі порівняння з традиційною технологією

Корпус камери РРД є найважливішим елементом, що забезпечує створення тяги, а система його охолодження визначає тепловий режим конструкції, а також може надавати значний вплив на ефективність робочого процесу. Таким чином, доцільно розглянути переваги виготовлення корпусу камери РРД із застосуванням адитивних технологій, порівнюючи з «класичними» методами.

«Технологічний ланцюг» виготовлення камери двигуна традиційним методом наступний (див. табл. 1.3, рис. 1.39).

0. Заготівельні операції частин оболонок
1. Підготовчі операції
2. Виготовлення колекторів підвода компонентів
3. Механічна обробка оболонок
4. Підготовчі операції для паяння оболонок:
5. Паяння оболонок
6. Підготовка блоків
7. З'єднання окремих блоків корпусу

Таблиця 1.3 – Перелік операцій під час виготовлення корпусу РРД

Цикл операцій	Розшифрування технологічної операції
0. Заготівельні операції	0.1 Вирізування заготовок з листів. 0.2 Попередній вигин заготовок на згинальній машині для циліндричних деталей корпусу РРД. 0.3 Попередній вигин заготовок на згинальній машині для конічних деталей корпусу РРД.
1. Підготовчі операції	1.1 Пресування циліндричних частин у кілька переходів. 1.2 Пресування конічних частин у кілька переходів. 1.3 Відпал бронзових заготовок після кожного переходу.

Продовження таблиці 1.3

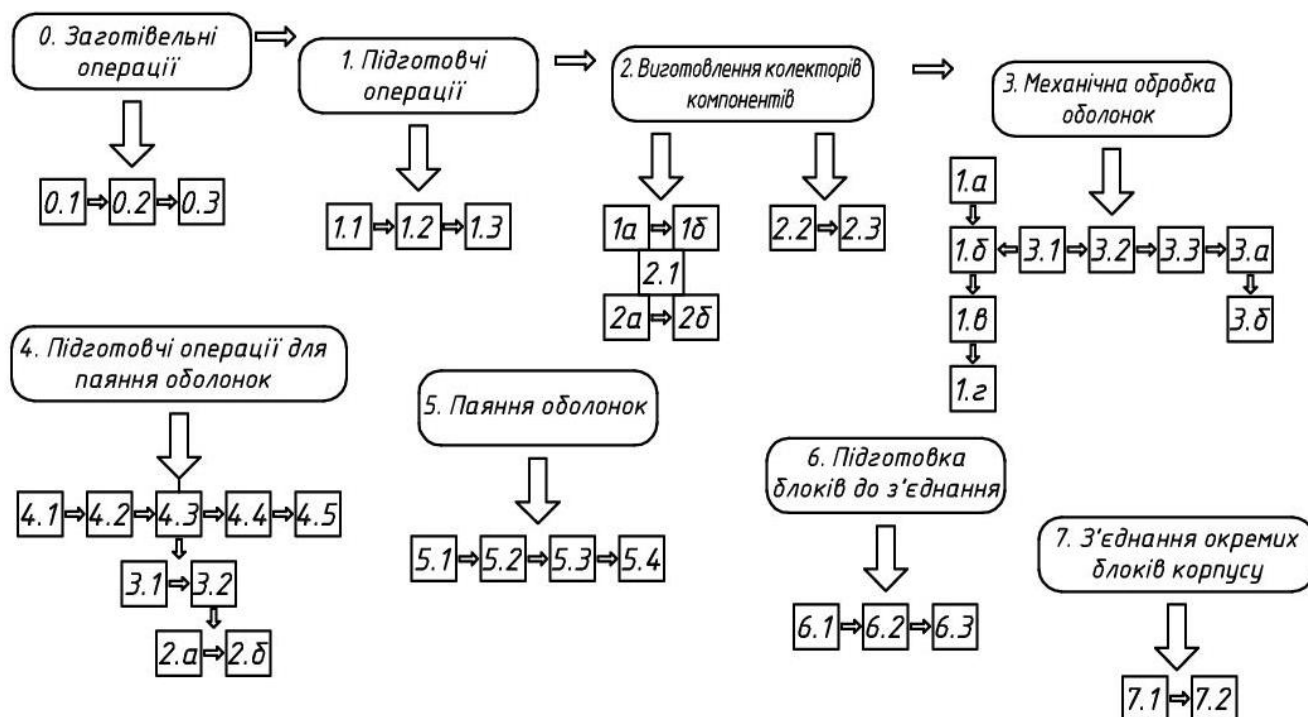
Цикл операцій	Розшифрування технологічної операції
2. Виготовлення колекторів та патрубків підведення палива	<p>Виготовлення колекторів можливе 2 способами:</p> <p>2.1 осадка з листа в кілька переходів з формуванням:</p> <p>2.1.1 а нижньої частини без зварювання;</p> <p>2.1.1 б верхньої частини без зварювання;</p> <p>2.1.2 а зварювання частин колектору;</p> <p>2.1.2 б обрізання зайвого матеріалу;</p> <p>Виготовлення патрубка підведення компонента:</p> <p>2.2 штампування двох половинок.</p> <p>2.3 зварювання частин патрубка</p>
3. Механічна обробка частин корпусу	<p>3.1 Обточування оболонок зовні і всередині для отримання заданої товщини стінок:</p> <p>3.1 а виготовлення перехідного кільця;</p> <p>3.1 б зварювання ЕПЗ кільця та оболонки;</p> <p>3.1 в обрізання кільця після зварювання;</p> <p>3.1 г обточування оболонок зовні і всередині для отримання заданої товщини стінок.</p> <p>3.2 Фрезерування для отримання ребер.</p> <p>3.3 Посилення конструкції:</p> <p>3.3.1 а виготовлення гофрованих вставок.</p> <p>3.3.2 б вставка та фіксація вставок.</p>
4. Підготовчі операції для паяння оболонок	<p>4.1 Травлення окремих деталей для видалення бруду та оксидів;</p> <p>4.2 Перевірка прилягання зовнішньої оболонки - нанесення внутрішньої поверхні крейди і перевірка, у разі необхідності підганяння деталі;</p> <p>4.3.1 Установка припою у вигляді фольги на відповідних поверхнях зовнішньої та внутрішньої оболонки.</p> <p>4.3.2 У разі дифузійного паяння:</p> <p>4.3.2 а гальванічним способом наноситься мідне покриття на внутрішню поверхню зовнішньої сталеві оболонки</p> <p>4.3.2 б гальванічним способом наноситься срібне покриття на бронзовій внутрішній оболонці.</p> <p>4.4 При збиранні блоку критичного перерізу сопла частина внутрішньої оболонки розвальцьовується до зіткнення ребер з внутрішньою поверхнею зовнішньої оболонки.</p> <p>4.5 Після збирання виконується технологічне зварювання оболонки за припусками на торцях.</p>

Кінець таблиці 1.3

Цикл операцій	Розшифрування технологічної операції
5. Паяння оболонок	5.1 Встановлення корпусу в термопечі та заповнення газоподібним азотом. 5.2 Вакуумування термопечі. 5.3 Паяння в термопечі. 5.4 Перевірка якості паяння неруйнівними методами контролю.
6. Підготовка блоків камери до з'єднання з іншими блоками	6.1 Обрізка ділянок з технологічним зварюванням на торцях. 6.2 Виготовлення з'єднувальних кілець. 6.3 Індивідуальне припасування розмірів блоків, що з'єднуються.
7. З'єднання окремих блоків корпусу	7.1 Зварювання по внутрішній оболонці. 7.2 Зварювання по зовнішній оболонці.

Визначимо вірогідність появи браку в конструкції корпусу РРД, виготовленого із застосуванням за «класичної» технологією.

Очевидно, послідовне виконання операцій виготовлення визначає роботоздатності всього виробу або його частини. Розглянемо виготовлення корпусу РРД «класичним» методом. Технологічна карта операцій виготовлення корпусу РРД представлена у вигляді наступної схеми [41]:



Нехай усі операції однаково надійні. У технологічному циклі всі операції за винятком декількох виконуються послідовно. Цикл містить $n = 35$ послідовних та $m = 2$ паралельних виду операцій.

Паралельно можуть виконуватись операції з виготовлення колектору та патрубку подачі палива. Психофізичний стан виконавця також впливає на якість технологічного процесу. У нормальних умовах імовірність помилки людини дорівнює $10^{-4} - 3 \cdot 10^{-5}$, а в стресовому стані $4 \cdot 10^{-2} - 3 \cdot 10^{-1}$ [42]. Фактор часу впливає на можливість технологічної помилки. Якщо час прийняття рішення достатня, то ймовірність помилкових дій оператора $3 \cdot 10^{-4}$, при жорсткому ліміті у часі ця імовірність збільшується до рівня 10^{-1} . Тоді, прийнявши відносну величину відмов, відповідну 10-му класу, що дорівнює $10^{-3} - 3 \cdot 10^{-3}$ [42], імовірність безвідмовності технологічного процесу виготовлення корпусу РРД без урахування людського фактору визначиться:

$$P = \prod_{i=1}^n P_i \times (1 - \prod_{k=1}^m (1 - P_i)) = 0.997^{35} \times 0.999991 = 0.90017$$

Імовірність технологічного браку за традиційною технологією без урахування людського фактору дорівнює 10%.

Розглянемо приклад створення корпусу камери двигуна за допомогою технології L-PBF. Необхідно відзначити, що при проєктуванні необхідно прагнути знайти найбільш ефективний розмір корпусу для забезпечення друку цільною деталлю. У загальному випадку необхідно прагнути мінімізувати загальну кількість складових частин корпусу. Тоді, процес виробництва зводиться до наступних етапів (див. таблицю 1.4)

Таблиця 1.4 – Перелік операцій для створення корпусу камери РРД адитивними методами

Цикл операцій	Розшифрування технологічної операції
0. Заготівельні операції	0.1 Підготовка металевого порошку до друку 0.2 Підготовка проєкту друку в частині розташування підтримуючих елементів

Кінець таблиці 1.4

Цикл операцій	Розшифрування технологічної операції
1. Постпринтінгові операції	1.1 Видалення залишків порошку з контейнера 1.2 Процес дурку 1.3 Видалення підтримуючих елементів 1.4 Термообробка (за потреби) 1.5 Відділення виробу від плити побудови
2. Механічна обробка заготовки	2.1 Механічна обробка торців для подальшого з'єднання з деталями у відповідь 2.2 Полірування внутрішньої поверхні (при необхідності)
3. Зварювання	3.1 Приварювання інтерфейсів (штуцерів, накінецьників, бобишок тощо)

Таким чином, даний технологічний цикл містить $n = 9$ та $m = 2$.

Тоді, $P = 0.997^9 \times 0.999991 = 0.973$, що вище на $\sim 7.5\%$.

Імовірність технологічного браку становить 2.5% , що у 4 рази менше, ніж у разі застосування традиційних технологій для виготовлення корпусу.

Якщо врахувати, що при розробці нових камер РРД кількість дослідних зразків може запросто досягати десятків, а в деяких випадках навіть сотень штук, то підвищення надійності виготовлення не тільки значно прискорює виробничий цикл, але також є потенційним джерелом скорочення витрат.

1.7 Обґрунтування вибору методу 3D друку для елементів РРД

Незважаючи на велику кількість існуючих процесів, реальної комерціалізації досягла лише невелика кількість. На даний момент, стосовно до аерокосмічної галузі, найбільшого поширення знайшло застосування технологій категорії PBF і DED. Ці методи дають можливість гнучкої реалізації складних технічних рішень, а також застосування спеціальних сплавів і сталей, які добре зарекомендували себе в умовах роботи РРД (див. табл. 1.5).

Таблиця 1.5 – Порошкові матеріали, що застосовуються [81]

Матеріали								
На основі Ni	На основі Fe	На основі Cu	На основі Al	Жароміцні	На основі Ti	На основі Co	Біметали	MMC
Inconel 625	SS 17-4PH	GRCo-84	AlSi10mg	W	Ti6Al4V	CoCr	GRCo-84/Inconel 625	Al-base
Inconel 718	SS 15-5 GP	GRCo-42	A205	W-25Re	γ -TiAl	Stellite 6	C-18150/Inconel 625	Fe-base
Hastelloy -X	SS 304	C-18150	F357	Mo	Ti-6-2-4-2	Stellite 21		Ni-base
Haynes 230	SS 316L	C-18200	6061/4047	Mo-41Re		Stellite 31		
Haynes 214	SS 420	Glidcop		Mo-47.5Re				
Haynes 282	4140/4340	CU110		C-103				
Haynes 188	Invar 36			Ta				
Monel K-500	SS347							
C276	JBK-75							
Rene 80	NASA HR-1							
Waspalloy								

Розглянемо приклад успішного застосування і розвитку адитивної технології L-PBF. У роботі [8, 16] розглядається процес розробки сплаву GRCo-42, як альтернативу існуючому GRCo-84 з одночасним підвищенням характеристик матеріалу. Виготовлений зразок включає всі геометричні особливості камери ракетного двигуна (див. рис. 1.40).

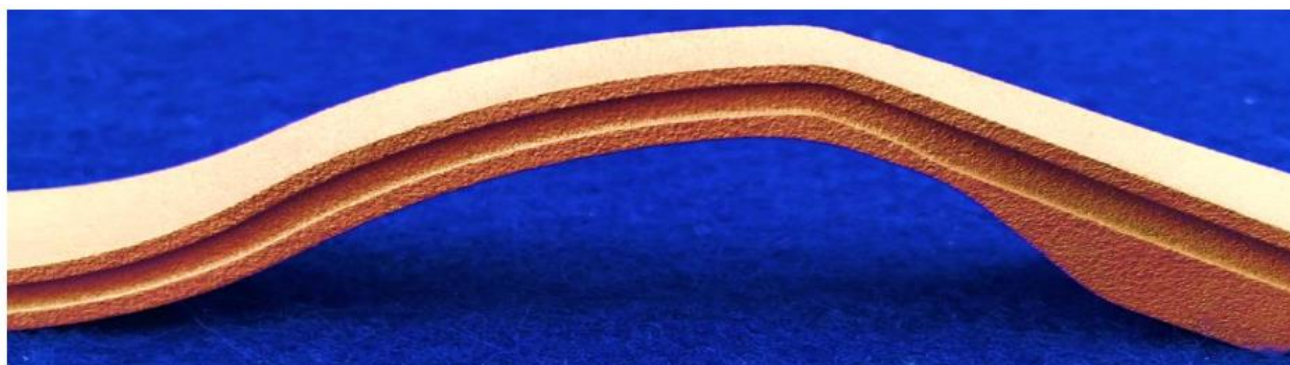


Рисунок 1.40 – Зразок, виготовлений зі сплаву GRCo-42 із застосуванням технології SLM [8]

Застосування методу L-PBF дозволяє швидко виготовити дослідні зразки для дослідження та підтвердження властивостей сплаву, а також для підтвердження роботоздатності закладених характерних для рішень РРД. Завершальним етапом відпрацювання сплаву стало виготовлення зразка внутрішньої стінки камери РРД з регенеративним охолодженням, без застосування спеціального оснащення і комплексу технічних процесів для формування «сорочки» охолодження та проведення вогневих випробувань камери (див. рис. 1.41).

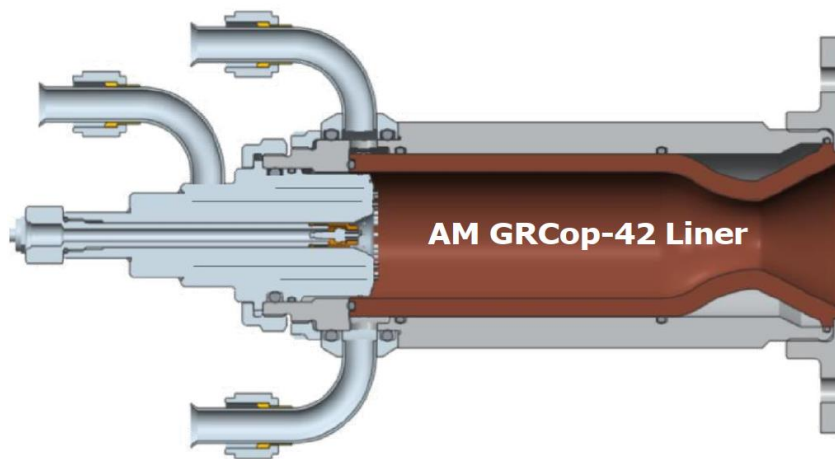


Рисунок 1.41 – Модель збирання вузла-зразка [8]

За підсумком проведеного дослідження сплаву GRCo-42 встановлено його роботоздатність у складі найбільш теплонапружених частин конструкції камер РРД. Загальний час експериментального дослідження шляхом проведення вогневих випробувань становив понад 7400 с.

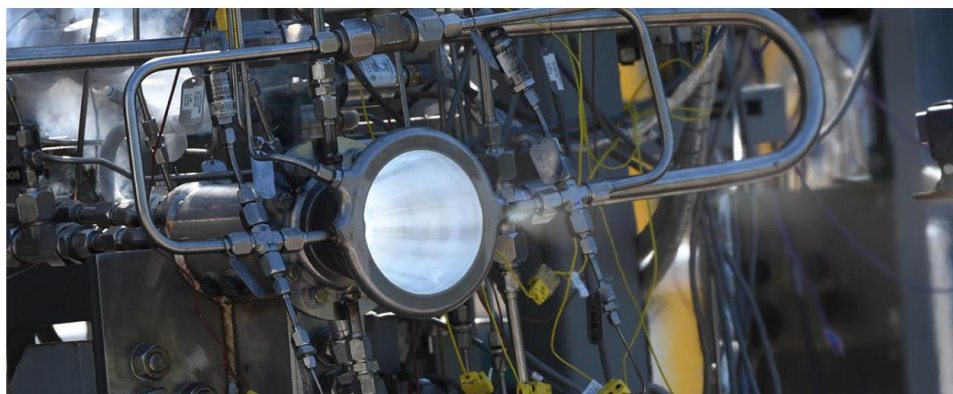


Рисунок 1.42 – Вогневе відпрацювання внутрішньої вставки зі сплаву GRCo-42, виготовленого методом L-PBF [8]

Однак, існують особливості процесу виготовлення, що необхідно мати на увазі під час впровадження методу L-PBF для подальшого застосування в якості виробничої технології. Наприклад, існує вплив пошаровості процесу, що прийнято називати «ступінчастим ефектом» (див. рис. 1.43). Він проявляється у підвищеній шорсткості поверхні деталей (порівняно з деталями, виготовленими за «класичними технологіями»), що особливо потребує уваги в контексті проектування гідравлічних трактів, в особливості на ранніх етапах, коли необхідно мати можливість попереднього прогнозування отримуваних параметрів.

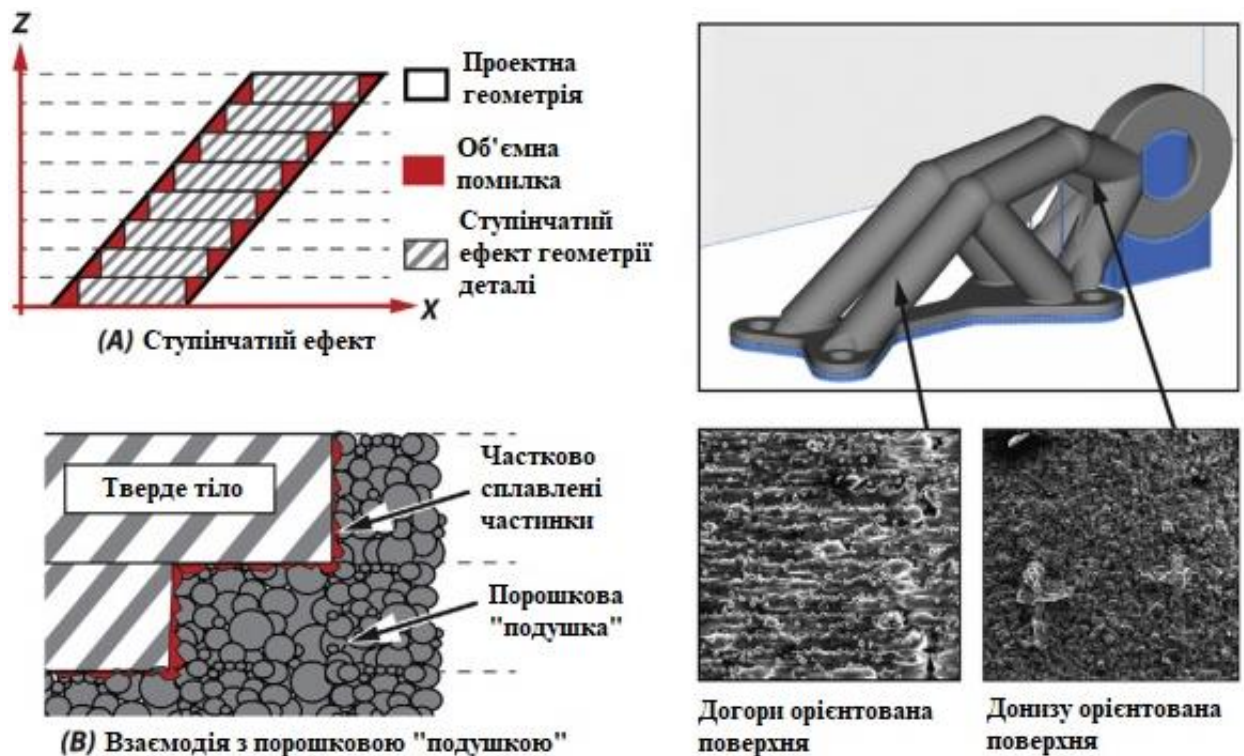


Рисунок 1.43 – Виникнення ступінчатого ефекту під час L-PBF виробництва [30]

Додатково до ступінчатого ефекту, шорсткість отримуваних поверхонь також залежить від їх орієнтації щодо напрямку процесу друку. Розрізняють поверхні, орієнтовані вгору, вниз та нейтрально – вертикально орієнтовані (90°) [25, 30, 79, 84–85]. На рисунку 1.43 наводиться ілюстрація процесу «додавання» шорсткості до донизу орієнтованої поверхні за рахунок часткового сплавлення частинок порошку із поверхнею твердого тіла деталі. Шорсткість отримуваних поверхонь залежить від великої кількості факторів та здебільшого є предметом експериментального дослідження.

Переваги та недоліки методу адитивних технологій L-PBF. Номенклатура доступних порошкових матеріалів, придатних для адитивного виробництва, постійно зростає. Великі космічні компанії та організації все активніше впроваджують адитивні технології у виробничий цикл РРД на різних рівнях.

Значна кількість робіт з теми адитивного виробництва, особливо в контексті РРД, приділені технології L-PBF. З метою глибшого розуміння можливостей розвитку та інтеграції конструктивних рішень, розглянемо основні переваги та недоліки технології.

До основних переваг цієї технології можна віднести наступне:

- можливість виготовлення деталей зі складною внутрішньою конфігурацією (охладжувальні тракти, порожні силові оболонки, тощо);
- можливість об'єднання комплексних складальних одиниць в одну деталь;
- висока роздільна здатність друку (можливість забезпечення мінімальної товщини індивідуального шару в діапазоні від 20–100 мкм);
- забезпечення побудови самопідтримуючихся поверхонь до 45° (широкі можливості адаптації існуючих технічних рішень);
- широка номенклатура застосовуваних матеріалів (можливість застосування спеціальних сталей і сплавів);
- можливість застосування матеріалів, що не потребують термічної обробки для зняття внутрішніх напружень після друку;
- можливість оптимізації маси елементів конструкції РРД за рахунок застосування методів топологічної оптимізації ;
- можливість скорочення виробничого циклу під час виробництва РРД;
- можливість зниження часових та трудовитрат для виробництва елементів конструкції РРД;
- можливість відмови від спеціальної оснастки виготовлення складних елементів конструкції РРД;
- зниження в технологічного браку при виготовленні елементів конструкцій РРД;
- зниження вартості виробництва елементів конструкції РРД;

- мобільність: адитивне виробництво не вимагає організації спеціальних умов для досягнення бажаного результату.

До недоліків застосування адитивних технологій можна віднести наступне:

- відсутність системи контролю якості виготовленої продукції;
- більш низька якість одержуваних матеріалів виробів у порівнянні з класичними методами виробництва (наявність внутрішніх дефектів, що залежать від великої кількості індивідуальних параметрів 3D принтера);

- висока вартість серійного виробництва виробів у порівнянні з класичними методами виробництва. 3D принтери мають обмежені можливості за розмірами виготовлених виробів, що дозволяє говорити тільки про сильний вплив габаритів деталі на швидкість виробництва серії. В іншому випадку необхідно збільшувати кількість виробничих установок, що може бути економічно недоцільним.

- більш груба якість поверхонь виробів, що отримуються. Обумовлюється особливістю процесу адитивного виробництва, що необхідно брати до уваги.

- обмежений перелік матеріалів, що використовуються. З одного боку, кількість матеріалів, що застосовуються в адитивному виробництві, постійно зростає, але з іншого боку, при класичному варіанті виробництва існують варіанти матеріалів, які при певних умовах можуть складати значно меншу частку від вартості порошкових аналогів. Іноколи прямих аналогів «класичних» матеріалів може не існувати взагалі. В таких випадках застосування адитивного виробництва, може виникати необхідність пошуку альтернативних матеріалів, близьких по властивостям до «класичних», або і зовсім до відмови від розглянутої технології.

Застосування принтерів принцип роботи яких засновано на технології L-PBF дає основу для подальшого впровадження покращеного адитивного виробництва – біметалічного 3D друку, що у свою чергу дозволяє значно скоротити тимчасові та технологічні витрати при виробництві камер сучасних РРД [6, 26].

1.8 Висновки до розділу 1

Виконано огляд спроб класифікації сучасного адитивного виробництва. Встановлено невідповідність та протиріччя щодо способів класифікації, що здебільшого зумовлене відносно недавнім бурним розвитком технології.

Розглянуто особливості структури типової конструкції рідинного ракетного двигуна, а також особливості його конструкції на базі виконання поясів завісного охолодження. Для вказаних вузлів конструкція характеризується високим рівнем технологічної складності виконання. В розглянутих конструкціях вузлів завісного охолодження значною мірою відображається загальна комплексність камери РРД, а його конструктивне і технологічне спрощення невід’ємно приведе до ефективного підвищення характеристик конструкції. Розглянуті патентні рішення відображають сучасний стан основних тенденцій щодо вдосконалення конструкції поясу завісного охолодження і, як наслідок, всієї камери РРД. Останні рішення відображають активне впровадження адитивного виробництва для технічної реалізації поясів завісного охолодження, а також їх глибокої інтеграції у склад конструкції камери рідинного ракетного двигуна.

Проведено аналіз робіт, в яких описується процес пошуку можливостей використання адитивних технологій для об’єднання декількох комплексних деталей в суцільну конструкцію. Аналіз дає уявлення про наявність тенденцій відпрацювання різних методів адитивних технологій, а також їх комбінацій для виготовлення більш складних біметалічних конструкцій камер двигунів із значним розширенням геометричної можливості реалізації біметалічних виробів. За даними розглянутих робіт, в умовах стрімкої комерціалізації космічної галузі освоєння адитивного виробництва дозволяє значною мірою скоротити виробничий цикл наряду зі значним зниженням показника собівартості виробу. Зокрема, підвищення ефективності виробничого процесу досягається за рахунок скорочення номенклатури додаткового обладнання і дорогого оснащення, а також можливості виключення необхідності використання технологій з’єднання матеріалів,

наприклад високотемпературної пайки оболонок для виготовлення трактів охолодження і т. п.

Для обґрунтування необхідності розгляду методів адитивного виробництва для використання в якості основної технології, була проведена оцінка вірогідності безвідмовного виробництва корпусу камери РРД для «класичного» і адитивного виробництва L-PBF. Проведені розрахунки свідчать про теоретичне зниження вірогідності отримання браку в ~4 рази в разі використання 3Д друку.

Обґрунтовано рішення про використання методу L-PBF для проведення досліджень. Останні публікації свідчать про значну популярність і доступність вибору 3Д принтерів на ринку адитивних технологій. Широка номенклатура матеріалів та тенденції щодо більш глибокого вивчення їх властивостей у порівнянні із традиційно отриманими заготовками дозволяє покрити відомі потреби в частині властивостей для виготовлення елементів РРД. Також, необхідно враховувати постійне вдосконалення та розширення переліку порошкових матеріалів для 3Д друку. Виходячи із вище зазначеного, наведено переваги та недоліки використання адитивної технології L-PBF.

Однак, суттєвим недоліком для РРД, в особливості для гідравлічних трактів камери є збільшення базових показників шорсткості отримуваних поверхонь. Така технологічна особливість обумовлена взаємодією отримуваного твердого тіла побудованої деталі із порошковою подушкою, що складно піддається аналітичному врахуванню. Враховуючи багатофакторність процесу L-PBF та значну залежність зміни чистоти поверхні від куту її нахилу під час виробництва, визначення базових змінних показників шорсткості, а також її впливу на властивості та ефективність отримуваних гідравлічних трактів елементів РРД полягає в експериментальному дослідженні.

РОЗДІЛ 2. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ВИЗНАЧЕННЯ ШОРСТКОСТІ ПОВЕРХОНЬ ВИРОБІВ, ВИГОТОВЛЕНИХ ЗА ТЕХНОЛОГІЄЮ L-PBF ТА РЕІНЖИНІРИНГ ЕЛЕМЕНТІВ РРД

Визначення шорсткості отримуваних поверхонь визначає потребу в застосуванні механічної обробки, впровадження додаткових методів доопрацювання, що може приводити до значного збільшення виробничого циклу. Такою інформацією важливо оперувати на початку проектування через ризик подальшої необхідності перегляду технологічного процесу особливо під час відпрацювання технології виробництва.

2.1 Дослідження шорсткості поверхонь виробів, виготовлених із застосуванням адитивних технологій

Проведений аналіз доступної інформації за темою свідчить про необхідність чіткого визначення природи отримуваної шорсткості поверхонь для подальшого розуміння її характеристик. Тому, необхідно виконати базовий огляд щодо основних типів досліджених варіантів якості поверхонь.

Існуючі типи шорсткості поверхонь. Першопочатково, дослідження шорсткості базувалось на необхідності визначення зміни гідравлічних характеристик трактів. Для цього використовували поняття «пісочної шорсткості» через обраний спосіб її регулювання: на поверхню каналу наклеювали піщинки з визначеними геометричними характеристиками та щільністю розташування. Ці характеристики змінювались в залежності від досліджуваного діапазону зміни параметрів. Зазвичай для кожного випадку виділяють окреме значення відносної шорсткості $\bar{\Delta}$. Всі наступні характеристики отримуваних показників шорсткості в залежності від технології виробництва розглядались в еквівалентному співвідношенні з даними «пісочної шорсткості». На основі отриманих даних побудовано графік залежності коефіцієнту втрат ξ від режиму течії, вираженою числом Рейнольдса Re (див. рис. 2.1).

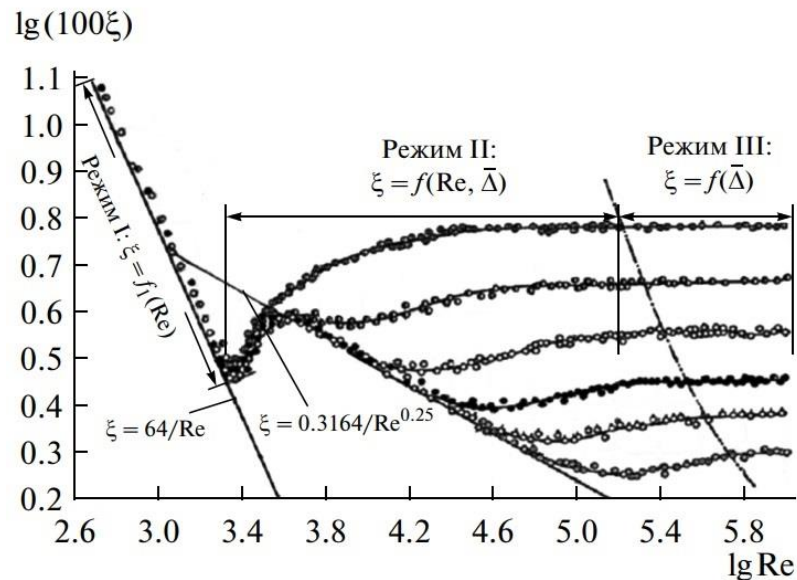


Рисунок 2.1 – Залежність коефіцієнту гідравлічного опору від числа Рейнольдса для труб із «піщаною» шорсткістю для різних значень відносної шорсткості [77]

Питання шорсткості поверхонь виробів та її впливу на гідравлічні характеристики трактів розглянуті у великій кількості робіт за тривалий проміжок часу. Розвиток адитивних технологій спонукає авторів до дослідження особливостей формування шорсткості виготовлених деталей, а також, необхідності прогнозування її значень [89–101]. В літературі виділяють **натуральну** та **штучну** шорсткість [89]. Перший тип утворюється в залежності від технології виробництва. За рахунок значного досвіду використання «класичних» технологій параметри натуральної шорсткості добре вивчені, а на базі існуючих даних, сформовано відповідні довідкові значення.

Другий тип шорсткості формується конструктивно за рахунок утворення виступів або впадин на поверхні деталі. Наприклад, штучна шорсткість може бути утворена напайкою дроту, гвинтовою нарізкою (різьбою) з варіюванням форми поперечного перерізу, одиничними виступами/впадинами на поверхні та ін. В залежності від форми та розмірів обраних елементів, розділяють рівномірну та нерівномірну шорсткість поверхні. Загалом, штучна шорсткість використовується задля реалізації спеціальних умов роботи трактів теплообмінних апаратів. Типовим стало виконання штучної шорсткості задля збільшення коефіцієнту тепловіддачі до

рідини під час процесу теплообміну. За рахунок нерівномірності поверхні, пограничний шар рідини, в якому відбуваються теплові перетворення турбулізується, що створюються передумови для активного перемішування шарів рідини та подальшої інтенсифікації процесів теплообміну (див. рис. 2.2).



Рисунок 2.2 – Використання штучної шорсткості та її вплив на течію рідини [81]

Нормальним є факт збільшення гідравлічного опору тракту із впровадженням штучної шорсткості на ряду із зростанням коефіцієнту тепловіддачі. Однак, доведено, що при збільшені геометричних параметрів подальше підвищення коефіцієнту тепловіддачі відбувається з меншою інтенсивністю, ніж набуває росту гідравлічний опір. Наприклад, відомі випадки, коли підвищення коефіцієнту тепловіддачі в 4 рази приводило до підвищення гідравлічного опору в 58 разів [89].

В літературі прийнято розділяти k-ти та d-тип шорсткості поверхонь. K-тип утворюється при можливості одиничного виділення нерівномірності поверхні, а обтікання характеризується як тривимірне. До прикладів тривимірної шорсткості відноситься «пісочна шорсткість». D-тип шорсткості поверхні ще називають двовимірною шорсткістю, при якій течія здебільшого характеризується формою та розмірами елементів, а також відстанню між ними. Прикладом двовимірної шорсткості може служити гвинтова нарізка з різною формою профілю та інші подібні варіанти виконання рельєфу.

Шорсткість поверхонь, виготовлених із застосуванням технології L-PBF можна назвати натуральною, що отримана, виходячи із технологічних особливостей процесу виробництва. Така шорсткість може бути описана стандартно прийнятими параметрами R_a та R_z , однак, гідравлічні характеристики таких поверхонь мають значні відмінності від виготовлених класичними метода з

аналогічними кількісними показниками. Так, наприклад, поверхні при адитивному виробництві попри загально підвищеному показнику шорсткості, можуть мати одиничні пікові виступи, нерівномірно розташовані у довільному порядку. При цьому, середні показники на розглянутій ділянці не матимуть значних відхилень від «класичних» аналогів на відміну від гідравлічних характеристик. Частково була проведена робота для випадку конструкції середньої частини камери РРД, в якій була описана спроба оптимізації поверхні каналів, виготовлених методом L-PBF, шляхом варіювання кутом нахилу ребер відносно поздовжньої осі [90]. Нажаль в роботі результати дослідження представлені без комплексного розгляду різних факторів впливу на показник шорсткості, зміну характеристик та обмеженою кількістю лише конкретних зразків – розглядання геометрії зведено до випадку гідравлічного тракту окремо взятого зразку. Однак, якісно поведінка залежності зміни шорсткості співпадає з отриманими даними в даній роботі. На рисунку 5.3 розглянуто залежність зміни шорсткості ребер каналів охолодження в залежності від їх нахилу відносно поздовжньої осі деталі. Слід також відмітити, що в приведеній роботі [90] автор використовує систему відліку, що відрізняється від запропонованої в дисертаційному дослідженні: відлік кута ведеться від вертикальної площини, а не від запропонованої горизонтальної. Однак, якісно зміна шорсткості відображає поведінку вниз орієнтованої поверхні та узгоджується з даними, отриманими в дисертаційному дослідженні.

Розглянемо порівняння особливостей застосування технології L-PBF та методів класичного виробництва для виготовлення типових елементів конструкцій камер РРД.

2.2 Експериментальне дослідження шорсткості поверхонь для зразків, виготовлених із застосуванням технології L-PBF

Технологічні особливості процесу L-PBF зумовлюють наявність характерної риси для усіх виробів – підвищеної шорсткості поверхонь. Завдяки цьому, деталі, отримані таким методом, мають дещо інші властивості порівняно з виготовленими класичними методами, особливо гідравлічні тракти.

Для розуміння основних характеристик одержуваних шорсткостей поверхонь, за допомогою обладнання компанії FlightControl Propulsion, було проведено дослідження, спрямоване на визначення «базових» шорсткостей 3D-друкованих поверхонь. Оцінка параметрів шорсткості R_a і R_z виконувалася металографічним методом, шляхом оцінки профілю (перерізу) поверхні, що цікавила. Фотографування виконувалось за допомогою мікроскопа Leica DMi8 із вбудованою камерою DMC4500. Створення панорамного зображення та виділення контуру профілю виконувалося за допомогою програмного забезпечення Adobe Photoshop, оцифрування кривої профілю – за допомогою програми Graph2Digit. Фільтрація виконувалася фільтром Гауса згідно ISO 16610-21. При визначенні параметрів шорсткості враховувалися вимоги ГОСТ 2789, ISO 4287 та ASME B46.1.

Об'єктом досліджень стали прямі пластини, надруковані на двох 3D принтерах: Sisma 100 та Sisma 300. Для кожної з пластин, досліджувалась велика поверхня у трьох напрямках (див. рис. 2.3): у довжину (a), у висоту (b) та по діагоналі під кутом близьким до 45° (d).

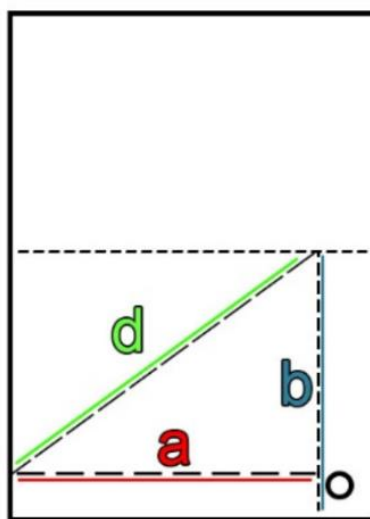


Рисунок 2.3 – Схема напрямків дослідження поверхні пластин

Було виготовлено 5 зразків на принтері Sisma 100 та 5 зразків на принтері Sisma 300. Виготовлені зразки покривали дослідження нахилу друкованих поверхонь у діапазоні від 0° до 180° (див. рис. 2.4).

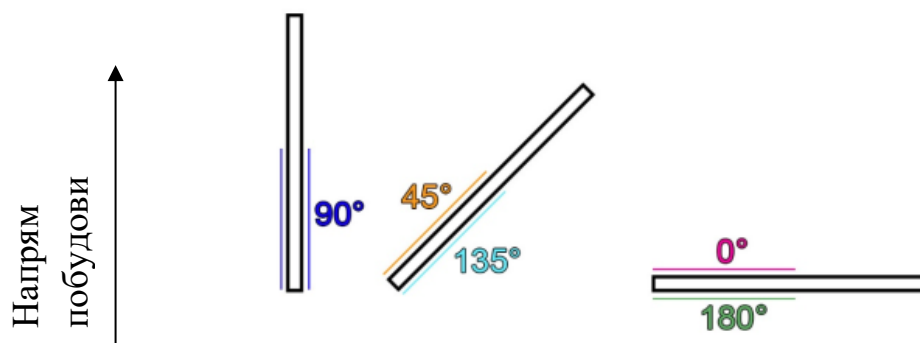


Рисунок 2.4 – Схема орієнтації пластин

При цьому, на шорсткість поверхні виробів, виготовлених методом L-PBF значно впливає на напрямок орієнтації поверхні при друку (вниз або вгору). У таблиці 2.1 наведені додаткові пояснення щодо дослідження поверхонь виготовлених зразків пластин.

Таблиця 2.1 – Пояснення до орієнтації зразків

Принтер	Кут поверхні при друку, град	Напрямок орієнтації
Sisma 100, Sisma 300	0	Вгору орієнтована поверхня
	45	Вгору орієнтована поверхня
	90	Вертикальна поверхня
	135	Вниз орієнтована поверхня
	180	Вниз орієнтована поверхня

Додатково до основних пластин були виготовлені 3 «короткі» пластини на принтері Sisma 100, для яких також була досліджена шорсткість поверхні. У таблиці 2.2 наведені результати усіх досліджень.

Таблиця 2.2 – Результати визначення

Ra, $\cdot 10^{-6}$ м (мкм)									
Кут нахилу поверхні, град	Sisma 100 Основні зразки			Sisma 100 «Короткі» зразки			Sisma 300 Основні зразки		
	a	b	d	a	b	d	a	b	d
0	4.8	6.9	4.3	4.4	3.2	4	1	1.2	1.6
45	4.4	9.5	7.4	11	18	10.5	8.9	7.8	8
90	5.6	7.3	7.3	9.6	8.7	8.6	5.4	6.5	4.5
135	16	13	25	28	31	27	37	42	37
180	39	40	32	35	47	47	32	40	40
Rz, $\cdot 10^{-6}$ м (мкм)									
Кут нахилу поверхні, град	Sisma 100 Основні зразки			Sisma 100 «Короткі» зразки			Sisma 300 Основні зразки		
	a	b	d	a	b	d	a	b	d
0	40	38	31	30	28	26	11	11	13
45	35	50	42	47	96	57	41	41	40
90	34	43	39	56	54	44	34	32	30
135	97	60	145	135	143	133	165	191	185
180	182	178	182	198	196	211	140	144	161

Кінець таблиці 2.2

Базова довжина, $\cdot 10^{-3}$ м (мм)									
Кут нахилу поверхні, град	Sisma 100 Основні зразки			Sisma 100 «Короткі» зразки			Sisma 300 Основні зразки		
	a	b	d	a	b	d	a	b	d
0	15.4	12.3	15.5	6.6	13.5	3.9	11.9	13.6	16.2
45	15.2	11.3	15.1	8.8	6.9	11.3	8.4	3.6	11.8
90	11.2	8.7	11.3	24.8	24.5	20.1	9.3	4.7	8.1
135	6.6	4	7.5	11.6	11.5	11.8	7.3	12.3	7.6
180	6.4	5.9	7.2	12.3	10.6	12.1	6.6	7.8	7.1

З отриманих результатів видно, що для деяких кутів нахилу «коротких» зразків і основних зразків пластин, виготовлених на Sisma 100 існує невідповідність параметрів шорсткості поверхонь. Така особливість найімовірніше пов'язана з розташуванням виробів на плиті побудови. Позиціонування зразків під момент виробництва не фіксувалося. Однак, у свою чергу, дані відображають робочий розкид параметрів шорсткості поверхонь із застосуванням адитивної технології L-PBF для зазначеного принтера.

Для отримання базового уявлення про зміну параметрів шорсткості поверхні, залежно від кута нахилу поверхні, виконано усереднення експериментальних даних за напрямками вимірювання, отримані результати представлені в таблиці 2.3.

Таблиця 2.3 – Усереднені параметри за напрямками виміру

Ra, $\cdot 10^{-6}$ м (мкм)			
Кут нахилу поверхні, град	Sisma 100 Основні зразки	Sisma 100 «Короткі» зразки	Sisma 300 Основні зразки
	Середнє значення за напрямками a, b та d		
0	5.3	3.9	1.3
45	7.1	13.2	8.2
90	6.7	9	5.5
135	18	28.7	38.7
180	37	43	37.3
Rz, $\cdot 10^{-6}$ м (мкм)			
Кут нахилу поверхні, град	Sisma 100 Основні зразки	Sisma 100 «Короткі» зразки	Sisma 300 Основні зразки
	Середнє значення за напрямками a, b та d		
0	36.3	28	11.7
45	42.3	66.7	40.7
90	38.7	51.3	32
135	100.7	137	180.3
180	180.7	201.7	148.3

В інженерних цілях знання базового значення шорсткості грає важливу роль на ранніх етапах проектування, коли закладені значення повинні визначати порядок кількісної оцінки робочих параметрів. Ці параметри визначає обладнання, що використовується для «3D друку». Отже, отримані усереднені параметри шорсткості поверхні для розглянутих принтерів є вихідними базовими даними і представлені в таблиці 2.4.

Таблиця 2.4 – Усередненні параметри залежностей шорсткості поверхні від нахилу та орієнтації при друці

Кут нахилу поверхні, град	Ra, $\cdot 10^{-6}$ м (мкм)	Rz, $\cdot 10^{-6}$ м (мкм)
	Середнє значення для принтерів Sisma 100 и Sisma 300	
0	3.5	25.3
45	9.5	49.9
90	7.1	40.7
135	28.4	139.3
180	39.1	176.9

На рисунку 2.5 представлений графік залежності зміни отриманих параметрів шорсткості від кута нахилу поверхні.

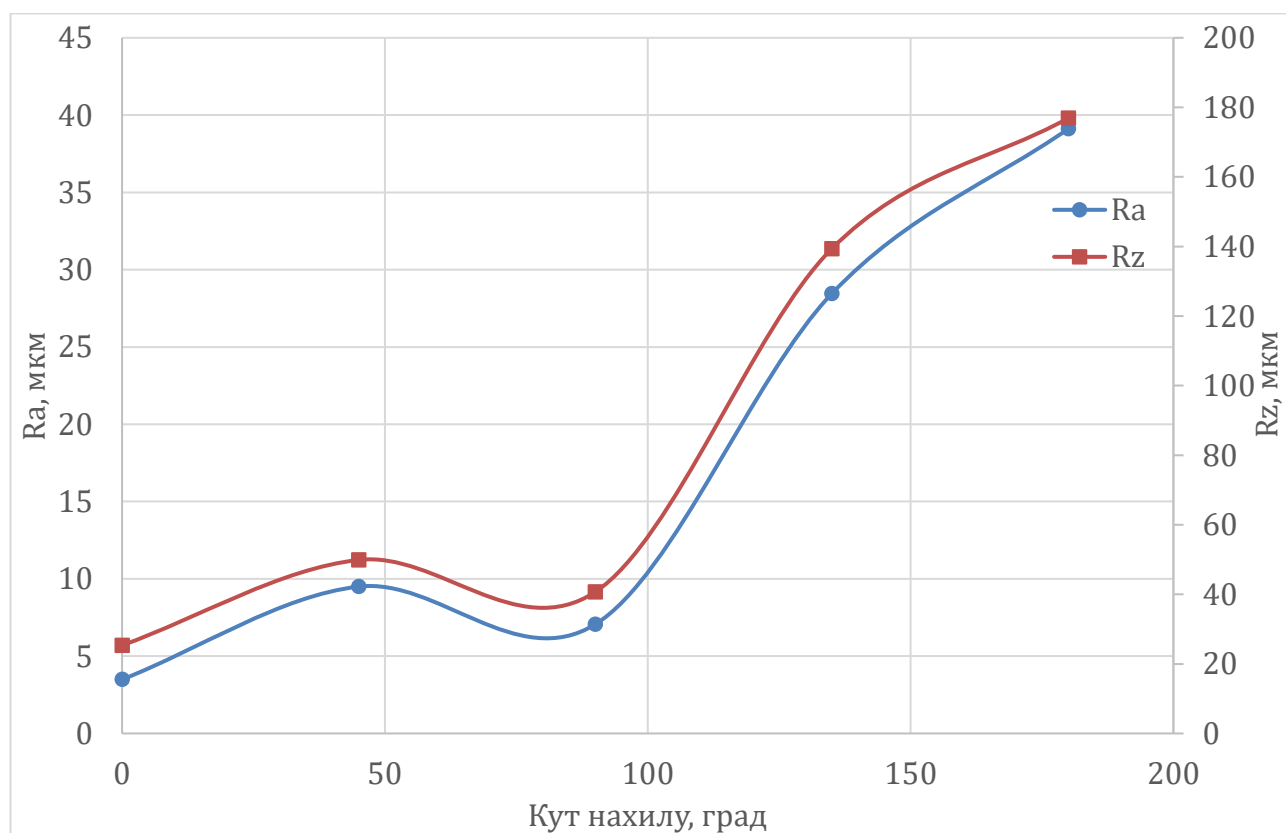


Рисунок 2.5 – Залежність шорсткості від кута нахилу поверхні

Відповідно, можна бачити, що отримані криві даних шорсткості R_a та R_z лежать практично еквідистантно. Однак, їх співвідношення $\frac{R_z}{R_a}$ лежить у діапазоні від 4.5 до 7.3 для усереднених параметрів, а пікове значення може сягати 11, що свідчить про наявність одиничних грубих перепадів поверхні. Таке співвідношення дещо відрізняється від співвідношень, наведених за ГОСТ 2789-59. У зазначеному діапазоні значення ГОСТ 2789-59 складають 6.4.

Дослідження також були проведені для зразків, виготовлених на 3D принтері EOS M400 для матеріалу Inconel 718. Для зразків вимірювання проводилися в напрямку b . Результати досліджень представлені у таблиці 2.5.

Таблиця 2.5 – Дослідження шорсткості зразків (EOS M400)

Кут нахилу поверхні, град	$R_a, \cdot 10^{-6}$ м (мкм)	$R_z, \cdot 10^{-6}$ м (мкм)
	Значення шорсткості у напрямку b	
0	1	9
45	11	76

Кінець таблиці 2.5

Кут нахилу поверхні, град	$R_a, \cdot 10^{-6}$ м (мкм)	$R_z, \cdot 10^{-6}$ м (мкм)
	Значення шорсткості у напрямку b	
90	3.9	31
135	30	168
180	-	-

Як можна бачити, отримані значення мають деяку відмінність від зразків, виготовлених на принтерах Sisma. Однак, неважко помітити, що дані вимірів для EOS M400 перетинаються з безліччю, отриманих для дослідження зразків, виготовлених на принтерах Sisma.

Таким чином, можна зробити висновок, що для матеріалу Inconel 718 можливе використання довідкових значень, наведених у таблиці 2.4, як базових для попередньої кількісної оцінки параметрів шорсткості 3D-друкованих поверхонь.

2.3 Реінжиніринг типових елементів РРД. Форсунки

Розглянемо типовий процес виготовлення струменевої форсунки. Сумарна кількість основних операцій складає 17 шт. (див. рис. 2.6) [28].

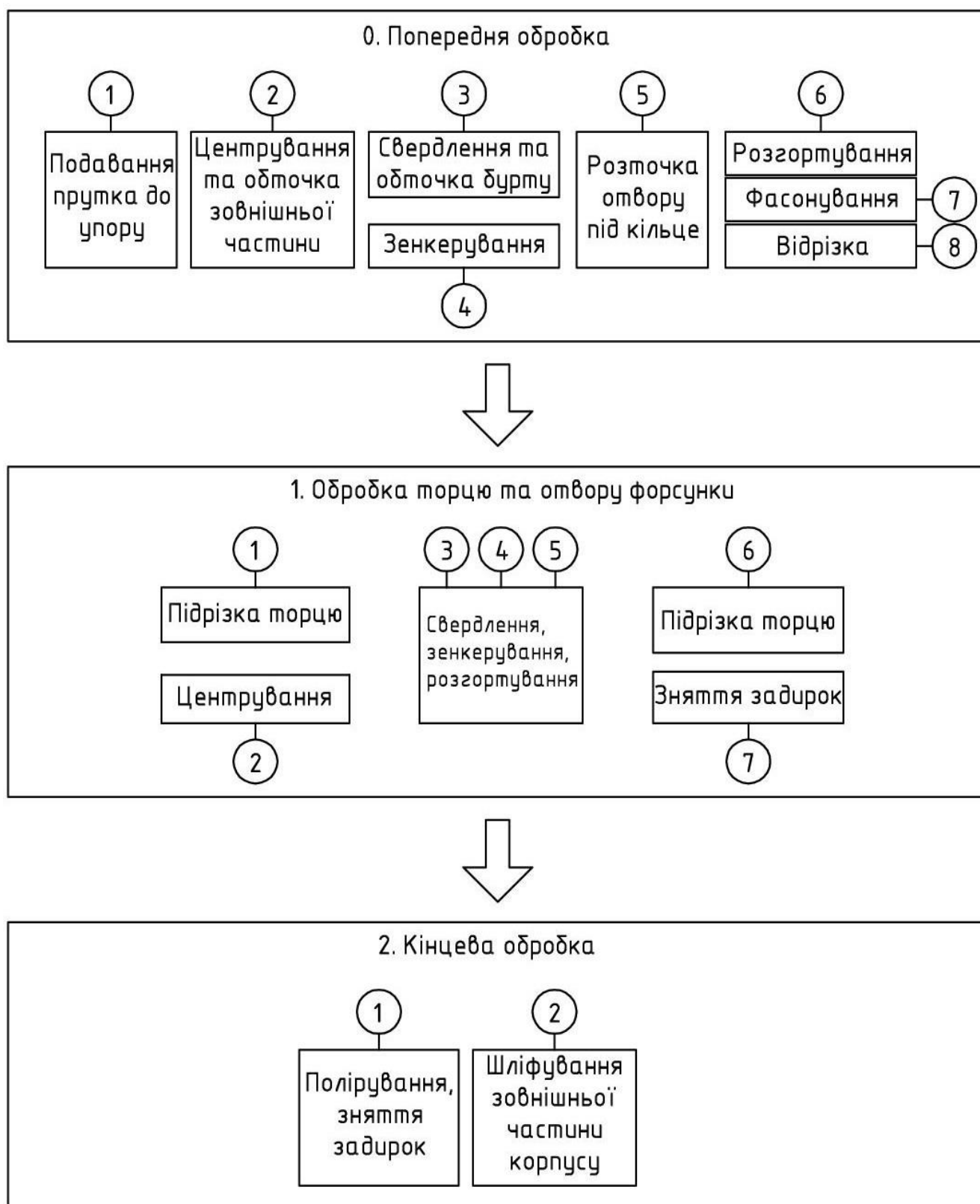


Рисунок 2.6 – Типовий технологічний процес виготовлення форсунки

На початковому етапі попередньої обробки у токарний верстат до упору виконується подача прутка з подальшим центруванням і обточуванням зовнішньої частини заготовки. Після цього проводять свердління та обточування бурта

заготовки, потім заготовку зенкерують. Типовим рішенням для встановлення форсунки є виконання канавки під кільце, її розточують. Далі відбуваються завершальні етапи попередньої обробки: розгортання, фасонування та подальша відрізка заготовки.

Після попереднього етапу слідує основний етап обробки заготовки струменевої форсунки. Спочатку підрізають торець з послідовним centruванням. Потім виконують соплову частину форсунки: використовують операції свердління, зенкерування та розгортання. Після набору основних геометричних параметрів підрізають торець і знімають задирки. Зрештою приступають до кінцевого етапу обробки – виконують доведення деталі. Форсунку полірують, знімають задирки. Зовнішню частину, корпус – шліфують. Результатом виконаної роботи є 1 екземпляр типової струменевої форсунки.

Як можна бачити, навіть виготовлення найпростіших виробів пов'язане із значною кількістю технологічних етапів. Здебільшого якість їх виконання залежить від кваліфікації токаря, станом верстата, а також процесу організації приймання виробу – рівня оснащення метрологічним обладнанням підприємства, досвідом спеціалістів відділу контролю якості та ін.

2.3.1 Виготовлення струменевої форсунки адитивним методом L-PBF

Розглянемо процес виготовлення струменевих форсунок із використанням адитивної технології L-PBF. Умовно технологічний процес можна розбити на 12 основних етапів (див. рис. 2.7).

Як попередній етап підготовки до адитивного виробництва можна виділити наступне. Спочатку готують 3D модель, виходячи з міркувань умов роботи виробу. Рекомендовано проектувати конструкцію так, щоб враховувати такі основні вимоги: забезпечення якомога більшого коефіцієнта використання матеріалу (мінімальна кількість підтримуючих структур), а також мінімальної кількості механічної обробки після процесу друку. У деяких випадках, важливо враховувати також і орієнтацію виробу, забезпечуючи по можливості менший поперечний переріз індивідуального шару (зниження кількості тепла, що сприймається кожним

шаром призводить до зменшення залишкових внутрішніх напружень і, як наслідок, геометричних відхилень після друку). Правильно поставлений процес обробки значно збільшує ймовірність безвідмовного адитивного виробництва. Після закінчення роботи над проєктом 3D друку відбувається підготовка принтера до процесу 3D друку. На цьому етапі перевіреним порошковим матеріалом заповнюють спеціальний контейнер подачі. Проєкт завантажують у пристрій.

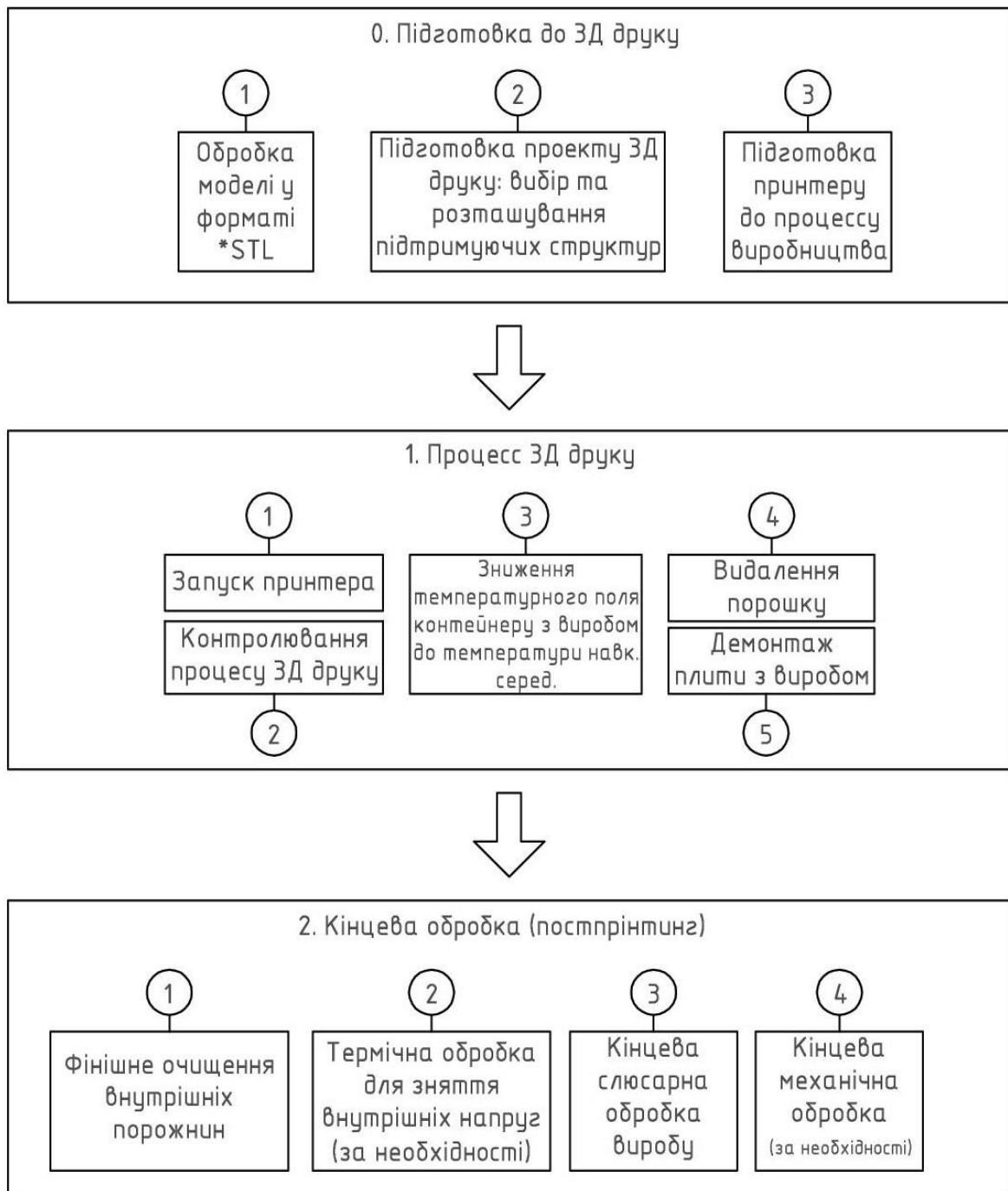


Рисунок 2.7 – Технологічний процес виготовлення струменевої форсунки методом адитивних технологій

По досягненню позитивних результатів щодо підготовки до друку, приступають до виготовлення проєкту. Відбувається запуск принтера з наступним обов'язковим контролем процесу. Нагляд необхідний через ймовірність відмови. Відмова, у свою чергу, може відбуватися з багатьох причин. Крім основних виділених факторів, наприклад, самого порошкового матеріалу, морфології частинок, тощо, а також реалізації подачі інертного газу в порожнину робочої камери, інтенсивності його потоку, а також кількості пристроїв, що підводяться та їх напрями. Існує ще більше 100 параметрів, так або інакше впливаючих на успішність та якість процесу. Після закінчення процесу 3D друку відбувається поступове вирівнювання температури робочої камери – контейнера з виробом, до температури навколишнього середовища. Металевий порошок видаляють, а потім демонтують і плиту, на якій розташовані вироби.

Приступають до кінцевої обробки, або «постпринтингу». На цьому етапі відбувається фінішне очищення внутрішніх порожнин. У деяких випадках, при необхідності, проводять термічну обробку для зняття внутрішньої напруженості після друку. Після цього зазвичай виріб допрацьовують слюсарно, у процесі чого видаляються підтримуючі структури і відбувається демонтаж виробу з плити побудови. Потім приступають до кінцевої механічної обробки (за потребою), якщо потрібно виконання точних посадкових (або ущільнювальних) поверхонь, інтерфейсів стикування тощо.

Як можна бачити, адитивне виробництво також значною мірою схильне до впливу людського фактору, однак, кількість операцій адитивної технології є постійною і **не залежить від складності деталі, що виготовляється**. У порівнянні з класичним виробництвом, при адитивному завжди потрібно значно менше операцій на основних виробничих етапах. На прикладі виконання струменевих форсунок, при адитивному виробництві L-PBF кількість етапів технологічного процесу скорочується на ~30%.

2.4 Експериментальне дослідження шорсткості поверхонь відцентрових форсунок, виготовлених методом L-PBF

Визначення шорсткості внутрішніх поверхонь відцентрових форсунок, виготовлених із застосуванням технології L-PBF, проведено на обладнанні FlightControl Propulsion. Досліджено чотири варіанти дослідних конструкцій (ДК) форсунок. Запропоновано варіант розгляду кутів нахилу в залежності від орієнтованості поверхні відносно напрямку побудови деталі (поверхні класифіковано на «вгору» та «вниз» орієнтовані). На рисунку 2.8 показано схему відрахунку кутів нахилу, а також врахування орієнтованості поверхонь в залежності від напрямку процесу виробництва. Показано, що для запропонованого варіанту розглядання таких поверхонь, значення кутів їх нахилу можна зв'язати відповідними співвідношеннями: φ та $180^\circ - \varphi$. Таким чином, можна стверджувати про гармонічну залежність, значення якої повторюється для однаково орієнтованих поверхонь так, що кожному значенню шорсткості для кута нахилу φ в діапазоні від 0° до 90° дзеркально відповідає значення при $180^\circ - \varphi$, коли φ лежить в діапазоні від 90° до 180° .

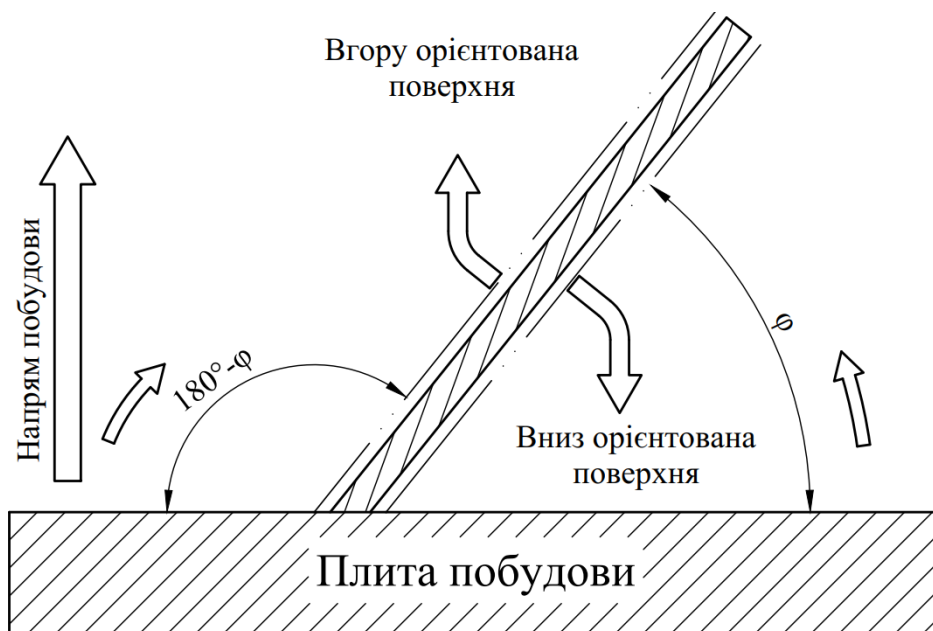
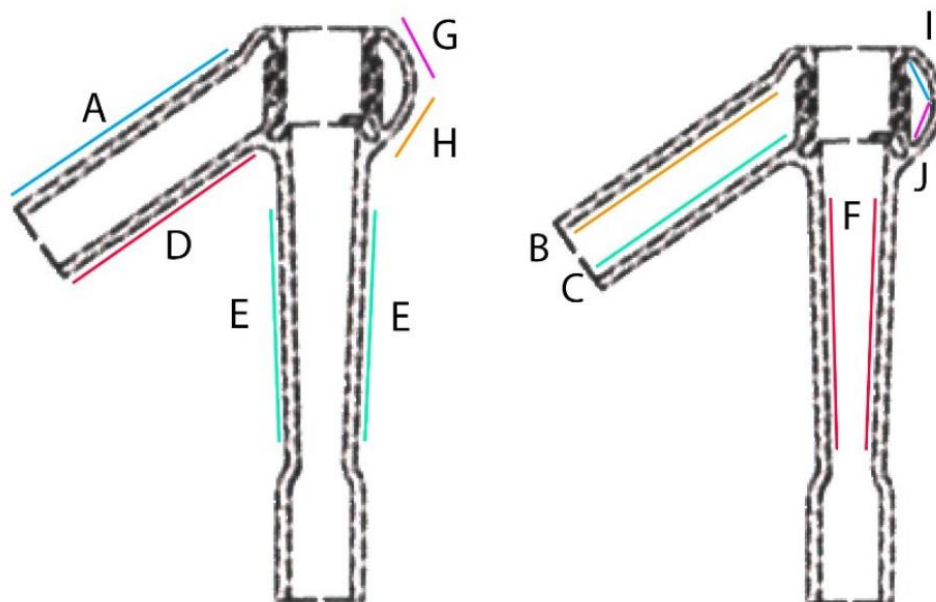


Рисунок 2.8 – Схема орієнтації та кутів відліку для поверхонь, виготовлених за технологією L-PBF

Варіант виконання форсунки №1 представляє собою газо-рідинну форсунку зі складною внутрішньою конфігурацією (див. рис. 2.9). У процесі проведення досліджень було ухвалено рішення про умовне диференціювання поверхонь. Для цього поверхні, шорсткість яких було можливо визначити, позначені відповідними літерами.



а)

б)

а) позначення зовнішніх поверхонь, б) позначення внутрішніх поверхонь

Рисунок 2.9 – Дослідна конструкція форсунки, варіант №1

Усього виконано 6 зразків на 3D принтері Sisma 300 із матеріалу Inconel 718. Для 3-х зразків поверхні були оброблені за допомогою операції галтування. Отримані результати представлені у таблиці 2.6.

Таблиця 2.6 – Дослідження шорсткості поверхні ДК форсунки №1

Ra, ·10 ⁻⁶ м (мкм)							
Поверхня	1	2	3	4	5	6	Прогнозоване значення (за базовими зразками)
	Стан поверхні «після друку»			Стан поверхні після галтування			
A, 40°	6	10.5	5.6	5.2	5	5.6	18.4
B, 130°	30	25	26	-	31	30	28.4
C, 40°	7.9	12.5	9	-	9	11	18.4
D, 130°	31	-	13	22	23	-	28.4
E1, 97°	4.1	-	6.6	1.2	1.3	1.16	9.7
E2, 97°	4.5	-	-	2.1	-	-	9.7
F1, 83°	4.9	-	5.5	-	4.4	-	6.3

Кінець таблиці 2.6

Ra, ·10 ⁻⁶ м (мкм)							
Поверхня	1	2	3	4	5	6	Прогнозоване значення (за базовими зразками)
	Стан поверхні «після друку»			Стан поверхні після галтування			
F2, 83°	-	-	-	-	4.2	-	6.3
G, ~30°	2.8	3.2	0.9	3	0.97	0.69	10
H, ~150°	11	34	12.5	9	28	20	34.8
I, ~120°	-	19.5	3.3	-	-	6.8	20.8
J, ~70°	-	4.2	3.3	-	-	5.4	7.1
Rz, ·10 ⁻⁶ м (мкм)							
Поверхня	1	2	3	4	5	6	Прогнозоване значення (за базовими зразками)
	Стан поверхні «після друку»			Стан поверхні після галтування			
A, 40°	45	54	43	29	49	36	88.2
B, 130°	148	126	122	-	159	177	128.2
C, 40°	59	75	52	-	61	59	88.2
D, 130°	120	-	61	115	98	-	128.2
E1, 97°	30	-	46	9	12	12.8	40.7
E2, 97°	35	-	-	15	-	-	40.7
F1, 83°	44	-	36	-	47	-	38.6
F2, 83°	-	-	-	-	33	-	38.6
G, ~30°	41	33	13	24	12.5	8.4	52.4
H, ~150°	106	149	88	70	85	125	166.9
I, ~120°	-	58	30	-	-	60	104.9
J, ~70°	-	38	29	-	-	41	39.9

Зовнішня поверхня А після друку та процесу галтування відрізняється незначно. Однак, одна з форсунок має грубішу поверхню після друку (зразок №2), що може бути пояснено особливостями розташування деталі на плиті побудови. Деякі поверхні, наприклад С, має більш високий рівень шорсткості. Найімовірніше це пов'язано зі спіканням порошку через надлишок локальної енергії під час друку в малому обсязі.

ДК форсунки №2 була виготовлена та досліджена в кількості 1 шт. (див. рис. 2.10) на 3D принтері EOS M400. Поверхням було надано буквене позначення, виконано визначення їх шорсткості.

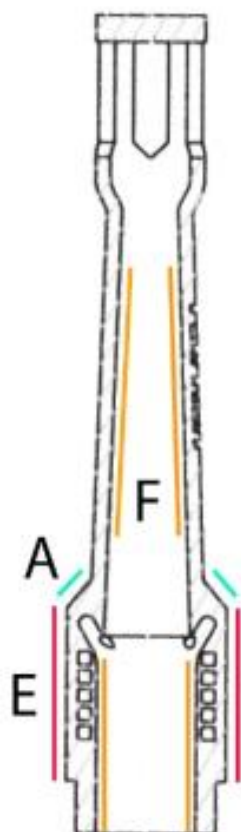


Рисунок 2.10 – Дослідна конструкція форсунки №2

Матеріал форсунки Inconel 718. Галтування поверхонь після друку не проводилося. Отримані результати представлені у таблиці 2.7.

Таблиця 2.7 – Дослідження шорсткості поверхонь ДК форсунки №2

	Ra, $\cdot 10^{-6}$ м (мкм)	Прогнозоване значення Ra, $\cdot 10^{-6}$ м (мкм) (за базовими зразками)	Rz, $\cdot 10^{-6}$ м (мкм)	Прогнозоване значення Rz, $\cdot 10^{-6}$ м (мкм) (за базовими зразками)
Поверхня	ДК 2			
A, 130°	25	25.9	60	128.3
E, 90°	10	7.1	65	40.7
F, 83°	6.3	6.7	51	38.6

За результатами досліджень, поверхні форсунки мають типові для L-PBF шорсткості поверхні.

ДК форсунки №3 виготовлена та досліджена в кількості 1 шт. (див. рис. 2.11) на 3D принтері EOS M400 з матеріалу Inconel 718. Поверхням було надано буквене позначення, виконано визначення їх шорсткості.

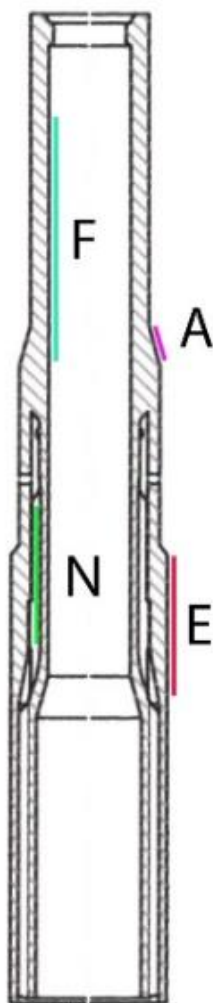


Рисунок 2.11 – Дослідна конструкція форсунки №3

Галтування поверхонь після друку не проводилося. Отримані результати представлені у таблиці 2.8.

Таблиця 2.8 – Дослідження шорсткості поверхонь ДК форсунки №3

	Ra, ·10⁻⁶ м (мкм)	Прогнозоване значення Ra, ·10⁻⁶ м (мкм) (за базовими зразками)	Rz, ·10⁻⁶ м (мкм)	Прогнозоване значення Rz, ·10⁻⁶ м (мкм) (за базовими зразками)
Поверхня	ДК 3			
A, 30°	6.8	10	51	52.4
E, 90°	6.8	7.1	66	40.7
F, 90°	7.4	7.1	57	40.7
N, 90°	10	7.1	80	40.7

ДК форсунки №4 виготовлена та досліджена в кількості 1 шт. (див. рис. 2.12) на 3D принтері EOS M400 з матеріалу Inconel 718. Поверхням було надано буквене позначення, виконано визначення їх шорсткості.

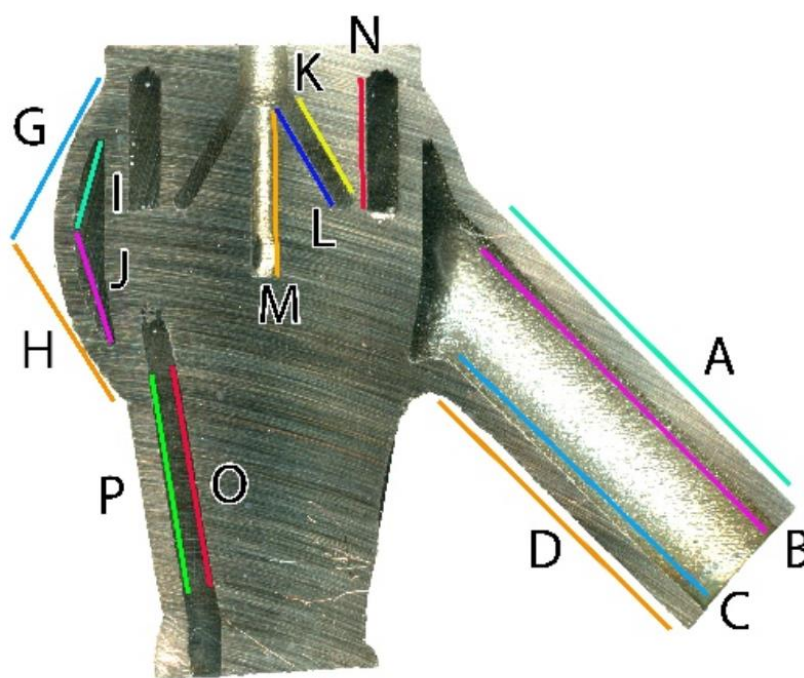


Рисунок 2.12 – Дослідна конструкція форсунки №4

Галтування поверхонь після друку не проводилося. Отримані результати представлені у таблиці 2.9.

Таблиця 2.9 – Дослідження шорсткості поверхонь ДК форсунки №4

	Ra, $10^{-6}\mu\text{m}$ (мкм)	Прогнозоване значення Ra, $10^{-6}\mu\text{m}$ (мкм) (за базовими зразками)	Rz, $10^{-6}\mu\text{m}$ (мкм)	Прогнозоване значення Rz, $10^{-6}\mu\text{m}$ (мкм) (за базовими зразками)
Поверхня	ДК 4			
A, 45°	1.83	9.5	20	49.9
B, 135°	32	28.4	170	139.3
C, 45°	18	9.5	89	49.9
D, 135°	1.1	28.4	9.5	139.3
G, ~30°	7	10	70	52.4
H, ~130°	24	25.9	116	128.3
I, ~105°	9	13.3	58	69.9
J, ~10°	7.8	7.3	54	40.9
K, 120°	22	20.8	113	104.9
L, 30°	6.4	10	41	52.4
M, 90°	5.6	7.1	45	40.7
N, 90°	11	7.1	69	40.7
O, 100°	10	11	63	59.2
P, 80°	6.7	6.7	42	38.4

Таким чином, розглянуті значення шорсткості поверхостей можна записати у загальну таблицю у наступному вигляді (див. табл. 2.10-2.13).

Таблиця 2.10 – Шорсткість Ra для вивчених поверхонь надрукованих зразків.

Орієнтація поверхонь «вгору»

$\alpha, ^\circ$	$Ra, \cdot 10^{-6} \text{м (мкм)}$														
0	4.8	6.9	4.3	4.4	3.2	4	1	1.2	1.6	1					
40	6	10.5	5.6	7.9	12.5	9									
45	4.4	9.5	7.4	11	18	10.5	8.9	7.8	8	11	1.83	18			
60	6.4														
80	6.7														
88	4.9	5.5	6.3												
90	5.6	7.3	7.3	9.6	8.7	8.6	5.4	6.5	4.5	3.9	6.8	7.4	10	5.6	11
92	4.9	5.5	6.3												
100	6.7														
120	6.4														
135	4.4	9.5	7.4	11	18	10.5	8.9	7.8	8	11	1.83	18			
140	6	10.5	5.6	7.9	12.5	9									
180	4.8	6.9	4.3	4.4	3.2	4	1	1.2	1.6	1					

Таблиця 2.11 – Шорсткість Rz для вивчених поверхонь надрукованих зразків.

Орієнтація поверхонь «вгору»

	$Rz, 10^{-6} \text{м (мкм)}$														
0	40	38	31	30	28	26	11	11	13						
40	45	54	43	59	75	52									
45	35	50	42	47	96	57	41	41	40	20	89				
60	41														
80	42														
88	44	36	51												
90	34	43	39	56	54	44	34	32	30	65	66	57	80	45	69
92	44	36	51												
100	42														
120	41														
135	35	50	42	47	96	57	41	41	40	20	89				
140	45	54	43	59	75	52									
180	40	38	31	30	28	26	11	11	13						

Таблиця 2.12 – Шорсткість Ra для вивчених поверхонь надрукованих зразків.

Орієнтація поверхонь «вниз»

$\alpha, ^\circ$	$Ra, 10^{-6} \text{м (мкм)}$														
0	39	40	32	35	47	47	32	40	40						
40	30	25	26	31	13	25									
45	16	13	25	28	31	27	37	42	37	30	32				
60	22														
75	6.8														
80	10														
88	4.1	6.6	4.5												
90	5.6	7.3	7.3	9.6	8.7	8.6	5.4	6.5	4.5	3.9	6.8	7.4	10	5.6	11
92	4.1	6.6	4.5												
100	10														
105	6.8														
120	22														
135	16	13	25	28	31	27	37	42	37	30	32				
140	30	25	26	31	13	25									
180	39	40	32	35	47	47	32	40	40						

Таблиця 2.13 – Шорсткість Rz для вивчених поверхонь надрукованих зразків
«ВНИЗ»

Rz, 10 ⁻⁶ м (мкм)															
0	182	178	182	198	196	211	140	144	161						
40	148	126	122	120	61	60									
45	97	60	145	135	143	133	165	191	185	170	9.5				
60	113														
75	51														
80	63														
88	30	46	35												
90	34	43	39	56	54	44	34	32	30	65	66	57	80	45	69
92	30	46	35												
100	63														
105	51														
120	113														
135	97	60	145	135	143	133	165	191	185	170	9.5				
140	148	126	122	120	61	60									
180	182	178	182	198	196	211	140	144	161						

За результатами проведених досліджень можна підсумувати наступне:

- значення шорсткості поверхонь узгоджується з отриманими значеннями на базових зразках прямих пластин;

- обробка поверхонь галтуванням призводить до незначного зниження параметра Ra при більш помітному зниженні параметра Rz. Це може бути пояснено тим, що в процесі галтування відбувається знімання вершинок виступів без обробки западин;

- співвідношення $\frac{Rz}{Ra}$ лежить у діапазоні від 4.5 до 7.3 для усереднених параметрів, а пікове значення може сягати 11, що свідчить про наявність одиничних грубих перепадів поверхні. Таке співвідношення дещо відрізняється від співвідношень наведених за ГОСТ 2789-59. У зазначеному діапазоні значення ГОСТ 2789-59 складають 6.4.

2.5 Порівняння шорсткості поверхонь форсунок при адитивній та традиційній технологіях виготовлення

Розглянемо вимоги до шорсткості внутрішніх поверхонь гідравлічного тракту відцентрової форсунки при виготовленні її класичними методами виробництва та відповідну шорсткість при виготовленні методом L-PBF. На рисунку 2.13 представлений ескіз типової зовнішньої частини двокомпонентної

рідинної відцентрово-відцентрової форсунки. При цьому вимоги шорсткості внутрішніх поверхонь, що пред'являються, для традиційних методів виробництва, позначені буквою «Т» перед позначенням, для адитивного методу – «АМ». Очевидно, що така форсунка не може бути виконана методом L-PBF із забезпеченням вимог, що висуваються при виготовленні класичними технологіями, а нанесені величини шорсткості поверхні є інтерпольованими довідковими значеннями, отриманими на базі даних, наведених у таблиці 2.4.

Як можна бачити, у разі виготовлення традиційними методами для представленої частини форсунки висуваються досить жорсткі вимоги щодо забезпечення шорсткості внутрішніх порожнин. Поверхня закрутки камери, а також вихідної частини сопла регламентуються на рівні Ra1.25. Це в першу чергу пов'язано з необхідністю забезпечення можливо менших втрат тиску на тертя під час руху рідини вздовж поверхні камери закрутки. У свою чергу вихідне сопло повинно мати високу якість поверхні з двох основних причин. По-перше, з наближенням потоку до осі форсунки, швидкість закрутки зростає, виходячи з умови збереження моменту кількості руху. Як наслідок, підвищення шорсткості у цій зоні призводить до збільшенню втрат тиску на тертя, що призводить до зниження ефективності розпилу форсунки. По-друге, висока якість поверхні сопла форсунки обумовлює забезпечення рівномірності розподілу компонента по периметру конуса розпилу, що позитивно впливає на якість сумішоутворення. До заднього торця пред'являється вимога Rz20 через неучасть його у процесі роботи гідравлічної частини тракту форсунки. У перерізі А-А (див. рис. 2.13) показані вимоги до тангенціальних отворів. Слід зазначити, що виходячи з розуміння робочого процесу відцентрової форсунки з вищезгаданих причин прагнуть зниження шорсткості поверхні тангенціальних отворів. Однак, у багатьох випадках досягнення нижчого показника цього параметра досягти неможливо через особливості технології виконання отворів, а також складністю, значною трудомісткістю, а найчастіше, неможливістю доведення якості поверхні тангенціальних отворів.

У частині виготовлення методом L-PBF видно, що прогнозована шорсткість поверхонь гідравлічного тракту відцентрової форсунки в більшості випадків значно перевищує закладену при класичному виробництві. У деяких випадках різниця перевищує порядок, а враховуючи доцільність виконання подібних форсунок у значно більш складній конфігурації, а також можливості виготовлення змішувальної головки заціло, єдиною деталлю, то очевидним є факт неможливості постобробки поверхонь, що розглядаються.

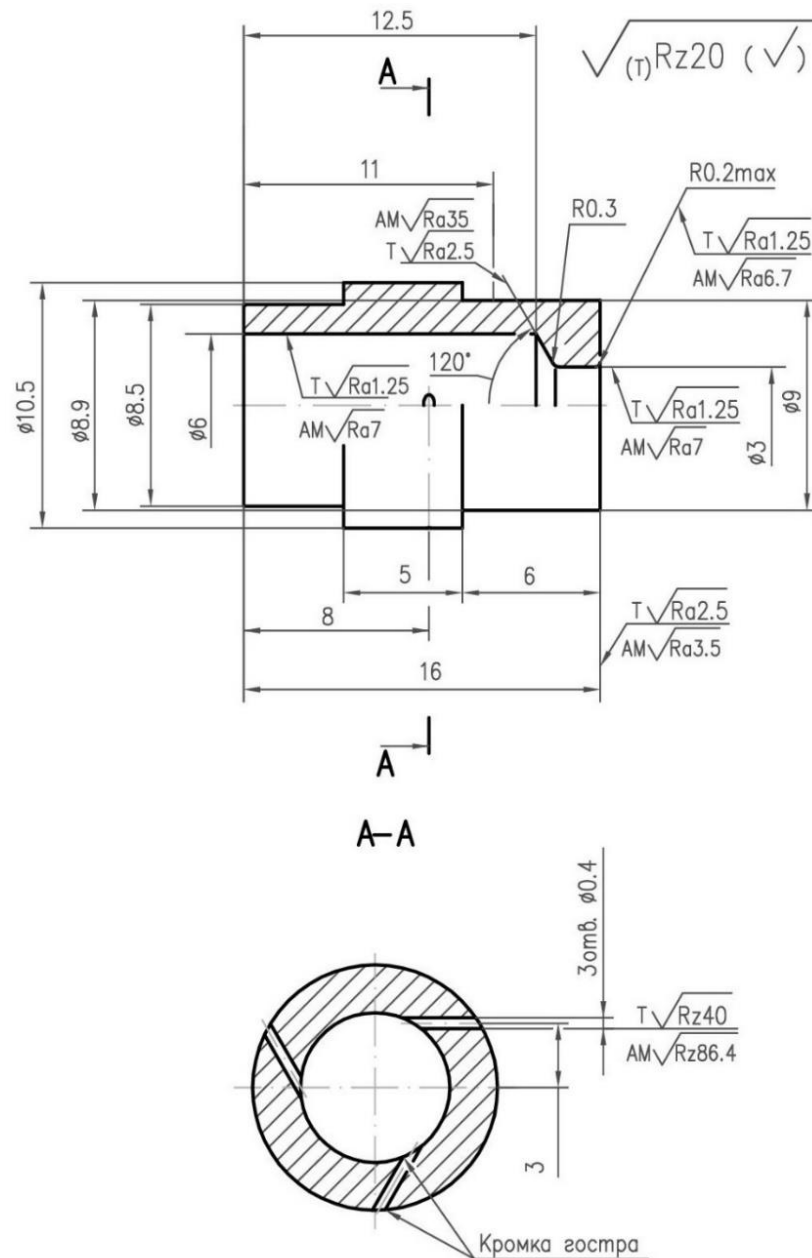


Рисунок 2.13 – Розміри та шорсткість поверхонь відцентрової форсунки

Більш того, інформація про базові параметри шорсткості отримана для прямих зразків пластин. Зважаючи на особливості виробництва, можливий додатковий вплив форми поверхні деталі, а також умови її розміщення на плиті. У багатьох випадках існує ще велика кількість факторів, наприклад, взаємний вплив зразків на плиті побудови, врахування якого або дуже складне, або зовсім неможливе. Тому є необхідність проведення додаткових досліджень для уточнення даних та набору необхідної статистики.

2.6 Висновки до розділу 2

У процесі дослідження особливостей виготовлення елементів РРД методом L-PBF була підтверджена можливість проведення глибокого реінжинірингу як типових рішень, так і виконання комплексних деталей, виготовлення яких методами традиційних технологій неможливе. Тому, за результатами досліджень, можна виділити такі основні особливості.

1. Незалежність зміни «технологічного ланцюга» за зміни складності деталі. Розглянутий на прикладі виготовлення найпростішої струминної форсунки технологічний процес при застосуванні процесу L-PBF відрізняється значно меншою кількістю етапів у порівнянні з традиційною технологією. Додавання додаткових елементів, наприклад, тангенціальних отворів у разі класичного виробництва призводить до його ускладнення, а також пов'язане з необхідністю врахування виникаючих особливостей. Нерідко, для вирішення технологічних виникаючих технологічних задач необхідне застосування складної дорогої оснастки, а також експериментального відпрацювання – налагодження процесу для отримання бажаного результату. При використанні методу L-PBF необхідність використання додаткового обладнання пропадає, що є істотною перевагою і дозволяє значно збільшити ефективність виробництва. Таким чином, технологічний процес виготовлення складних деталей не відрізняється від випадку виготовлення найпростіших елементів (наприклад, струминних форсунок), що також є незаперечною перевагою адитивної технології виробництва.

2. Підтверджена можливість виготовлення елементів камери РРД, що мають складні гідравлічні тракти без ускладнення технологічного циклу. Виготовлено низку дослідних конструкцій газо-рідинних струминно-відцентрових форсунок. Отримані шорсткості поверхонь функціональних елементів форсунок (камери закручування, тангенціальних отворів, сопла тощо) відмінні від традиційно прийнятих вимог при класичному виробництві.

3. Отримана залежність зміни шорсткості поверхні за зміни кута нахилу поверхонь деталей. Отримана залежність дозволяє надавати оцінку чистоти поверхонь складних деталей на ранніх етапах проєктування. Прогнозовані значення зіставлені з отриманими значеннями для дослідних конструкцій газорідинних форсунок. Отримані результати підтверджують збереження тенденції до зміни шорсткості поверхні складних деталей залежно від кута нахилу та можливість використання експериментальної кривої шорсткості.

4. Розглянута можливість обробки поверхонь складних виробів, виконаних методом L-PBF за допомогою галтування. Отримані дані показують незначну зміну параметра R_a поряд із помітним зниженням параметра R_z . Це може бути пояснено тим, що при поверхневому впливі на шорстку поверхню відбувається «знімання» виступів рельєфу поверхні без обробки її западин. Однак, загальний розкид та величина шорсткості оброблених поверхонь зберігається.

5. Отримані значення шорсткості поверхонь свідчать про наявність розкиду параметрів залежно від великої кількості факторів. За інших рівних умов, значний вплив надає розташування деталей на плиті побудови. Положення деталей під час виробництва не фіксувалося.

6. Має місце відхилення форми та розмірів отриманих виробів, проте, зважаючи на відсутність необхідного обладнання, дане дослідження не проводилося.

Таким чином, підтверджена можливість успішного виробництва елементів конструкції камери РРД у частині комплексних елементів гідравлічних трактів. Отримані дані свідчать про наявність закономірностей зміни шорсткості одержуваних поверхонь, а також її збереження для деталей складної форми, що

зумовлює придбання ними нових властивостей. Однак, зважаючи на багатофакторний вплив особливостей технології, дослідження та підтвердження характеристики виробів, отриманих методом L-PBF, вимагають проведення експериментальної оцінки.

РОЗДІЛ 3. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ЕЛЕМЕНТІВ КОНСТРУКЦІЇ РРД ВИГОТОВЛЕНИХ ІЗ ЗАСТОСУВАННЯМ ТЕХНОЛОГІЇ L-PBF

Розглянемо експериментальне дослідження реінжинірингу елементів конструкції камери рідинного ракетного двигуна. Головною метою цього дослідження є перевірка можливості створення таких елементів, які забезпечать ефективне функціонування робочих процесів у камері двигуна. Аналіз, визначення особливостей та властивостей отриманих характеристик елементів дозволить виявити закономірності та розробити методики проектування цих об'єктів в умовах адитивного виготовлення. Розглянемо послідовно струменеві форсунки, тангенціальні отвори, пояси завісного охолодження, відцентрові форсунки, середні частини та циліндри РРД.

3.1 Струминні форсунки

Для визначення характеристик найпростіших елементів гідравлічних трактів було розроблено ряд моделей струменевих форсунок з різними геометричними параметрами [78]. Метою проведення роботи було визначення мінімальних геометричних розмірів, при яких виконувались умови повторюваності гідравлічної характеристики струменевої форсунки, вираженої коефіцієнтом витрати μ , при яких величини δ_{μ_i} з n випробуваних зразків, лежали б в межах $\pm 5\%$. За результатами обробки даних необхідно отримати довідкові залежності коефіцієнтів витрати, придатних до використання в подальшому на ранньому етапі проектування.

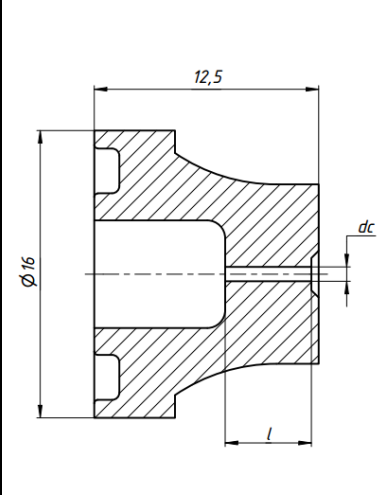
$$\delta_{\mu_i} = \left| \frac{\mu_i - \frac{\sum_{i=1}^n \mu_i}{n}}{\frac{\sum_{i=1}^n \mu_i}{n}} \right| \cdot 100\%, \quad (3.1)$$

$$\mu_i = \frac{\dot{m}_i}{F_i \sqrt{2\rho \Delta p_i}}, \quad (3.2)$$

де \dot{m}_i – масова секундна витрата через форсунку, кг/с ; F_i – теоретична площа поперечного перерізу отвору струменевої форсунки, м^2 ; ρ – густина робочого тіла, кг/м^3 ; Δp_i – перепад тиску на струменевій форсунці, Н/м^2 .

Опис конструкції. З урахуванням забезпечення умов виготовлення методом L-PBF виконаний синтез геометрії струменевої форсунки в діапазоні зміни параметрів, що частково покривають типовий діапазон застосовності у форсунках камери РРД (див. табл. 3.1).

Таблиця 3.1 – Типорозміри виготовлених зразків

	$d_c \cdot 10^{-3} \text{ м}$	l/d_c	Кількість, шт
	0.5	1	5
	0.5	2	5
	0.5	6	4
	0.6	1	5
	0.6	2	4
	0.6	6	5
	0.8	0.5	5
	0.8	1	4
	0.8	2	5
	0.8	6	5
	1	0.5	5
	1	1	5
	1	2	5
	1	6	5

На рисунку 3.1 представлений ескіз конструкції струменевої форсунки, виготовленої методом L-PBF. Виріб спроектований так, що потребувалась мінімальна кількість механічної обробки після друку, яка звелася до виконання поверхні В до стану «як чисто». Зображена на вигляді А фаска та поглиблення $\phi 1.8 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ виконані з метою збереження вихідної кромки у стані «після друку». Вхідна кромка не піддавалася доопрацюванню для забезпечення її в стані «після друку».

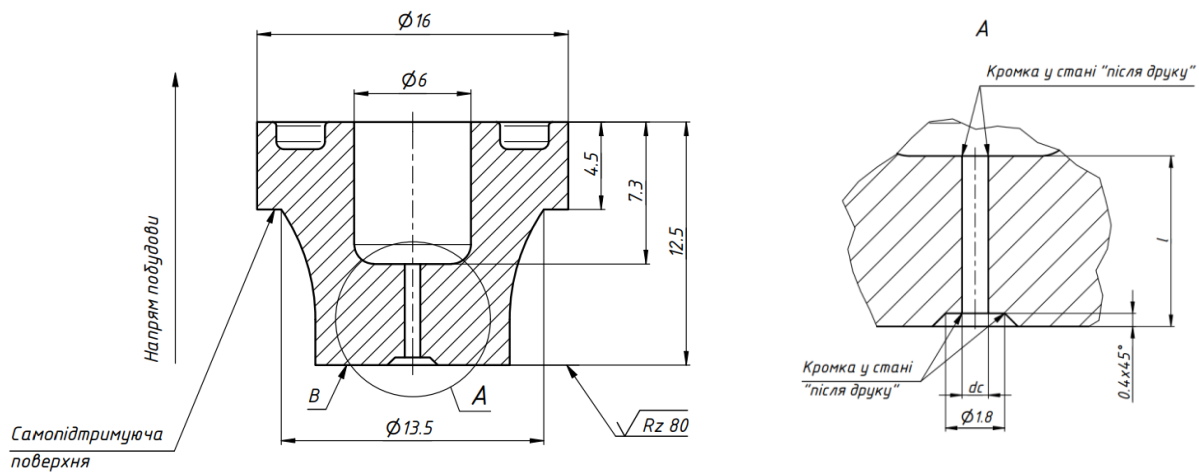


Рисунок 3.1 – Ескіз виконаних струменевих форсунок

Крім задовільних умов друку струменевих форсунок, виконання вихідної кромки, орієнтованої «вниз» по відношенню до напрямку побудови дозволило розглядати найгірший випадок з точки зору якості струменя, його відхилення від осі, тощо.

3.1.1 Опис проведення експерименту

На рисунку 3.2 представлена схема установки для проведення гідравлічних випробувань струменевої форсунки. Як робоче тіло використовувалася вода.

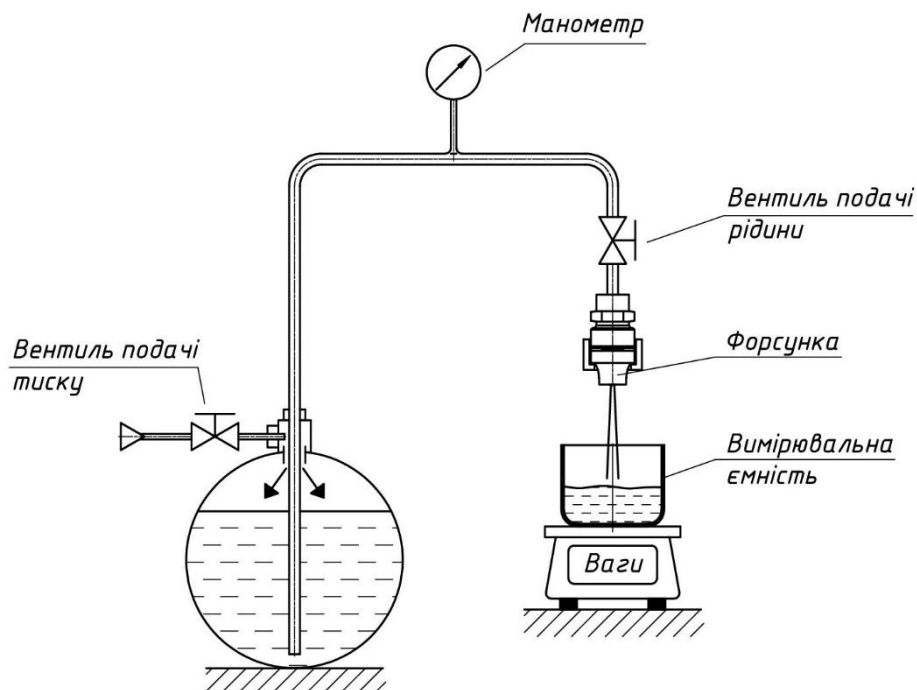


Рисунок 3.2 – Схема експериментальної установки

Для наддування кулєбалону застосовувалося повітря. За командою відбувалося відкриття вентилі подачі робочого тіла через магістраль діаметром

$\phi 10^{-2}$ м (10 мм). Через деякий час, на режимі, коли параметри встановилися, виконувалася підстановка мірної ємності для збору об'єму води. Величина необхідного часу наповнення обиралася експериментально. Для виключення впливу людського фактору для кожного виміру збір необхідного об'єму рідини відбувався не менше 3-х разів, після чого відбувалося усереднення отриманих значень. З метою підвищення точності вимірювання перед проведенням кожного виміру враховувалася вага змоченої тари. Для більшості зразків досліджених типовий діапазон зміни тиску на вході від $4.9 \cdot 10^5$ Па до $1.96 \cdot 10^6$ Па. Вимір тиску проводився за допомогою манометра МП4 [102].

3.1.2 Результати дослідження

Виконана робота з дослідження гідравлічних характеристик струменевих форсунок, виготовлених методом L-PBF, включала у собі розгляд 67 зразків, сумарною кількістю випробувань у розмірі більше 800 шт. Для 4-х основних режимів при подачі тиску: від $4.9 \cdot 10^5$ Па до $1.96 \cdot 10^6$ Па з кроком $4.9 \cdot 10^5$ Па – $4.9 \cdot 10^5$ Па, $9.8 \cdot 10^5$ Па, $1.471 \cdot 10^6$ Па і $1.96 \cdot 10^6$ Па, відповідно. За результатами отриманих даних побудовані графіки залежностей усереднених значень коефіцієнтів витрати для різних співвідношень довжин отворів струменевих форсунок до їх діаметра. З огляду на технологічні обмеження для величин $d_c = 0.5 \cdot 10^{-3}$ м до $6 \cdot 10^{-3}$ м виготовлення форсунки з параметром $\frac{l}{d_c} = 0.5$ неможливе. Зважаючи на необхідність виконання великої кількості досліджень, величини $\frac{l}{d_c}$ обиралися, виходячи з попереднього досвіду напрацювання дослідних зразків. На наведеному графіку (див. рис. 3.3) величини коефіцієнта витрати μ являють собою середнє значення, отримане за результатами гідравлічних випробувань струменевих форсунок. Значення коефіцієнта визначалося за формулами 3.2 та 3.3.

$$\mu = \frac{\sum_{i=1}^n \mu_i}{n} \quad (3.3)$$

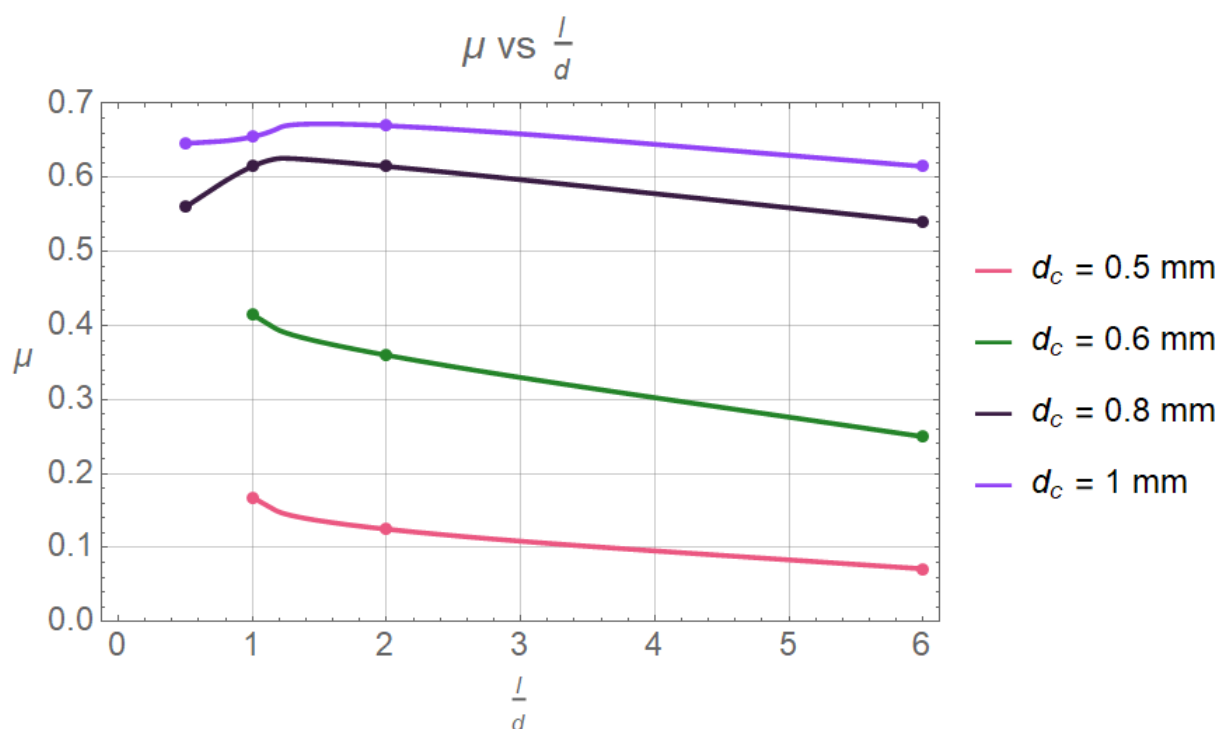


Рисунок 3.3 – Залежність середнього значення μ від відносної довжини l/d

Отримані дані дозволили провести оцінку повторюваності гідрравлічних характеристик за формулою 3.1. Отримані результати представлені в таблиці 3.2

Таблиця 3.2 – Залежність μ от l/d для кожного типорозміру форсунки

$d_c = 0.5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$					
$l/d = 1$					
№ зразку	1	2	3	4	5
$\mu_{\text{ср}}^i$	0.158	0.34	0.098	0.092	0.149
$\delta_{\mu}, \%$	5.9	104.6	41.6	45.4	11.6
$\mu_{\text{ср}}$	0.168				
$l/d = 2$					
№ зразку	1	2	3	4	
$\mu_{\text{ср}}^i$	0.113	0.0767	0.151	0.159	
$\delta_{\mu}, \%$	9.6	38.6	21.1	27.1	
$\mu_{\text{ср}}$	0.125				
$l/d = 6$					
№ зразку	1	2	3		
$\mu_{\text{ср}}^i$	0.0860336	0.0534402	0.0747513		
$\delta_{\mu}, \%$	20.5	25.2	4.7		
$\mu_{\text{ср}}$	0.0714				
$d_c = 0.6 \cdot 10^{-3} \text{ м}$					
$l/d = 1$					
№ зразку	1	2	3	4	5
$\mu_{\text{ср}}^i$	0.41	0.42	0.34	0.47	0.43
$\delta_{\mu}, \%$	1.4	3.4	18	12.6	3.3
$\mu_{\text{ср}}$	0.415				

Продовження таблиці 3.2

d _c = 0.6·10 ⁻³ м					
l/d = 2					
№ зразку	1	2	3	4	
μ _{ср} ⁱ	0.42	0.3	0.22	0.48	
δ _μ , %	17.2	14.6	37.4	34.8	
μ _{ср}	0.36				
l/d = 6					
№ зразку	1	2	3	4	5
μ _{ср} ⁱ	0.29	0.24	0.22	0.29	0.19
δ _μ , %	16.1	3.3	9.4	19.1	22.5
μ _{ср}	0.25				
d _c = 0.8·10 ⁻³ м					
l/d = 0.5					
№ зразку	1	2	3	4	5
μ _{ср} ⁱ	0.598	0.46	0.59	0.63	0.53
δ _μ , %	6.89	18.4	4.8	12.1	5.3
μ _{ср}	0.56				
l/d = 1					
№ зразку	1	2	3	4	
μ _{ср} ⁱ	0.64	0.64	0.57	0.61	
δ _μ , %	3.3	4.4	6.7	0.9	
μ _{ср}	0.615				
l/d = 2					
№ зразку	1	2	3	4	5
μ _{ср} ⁱ	0.613	0.64	0.65	0.61	0.57
δ _μ , %	0.3	3.7	5.1	1.27	7.2
μ _{ср}	0.615				
l/d = 6					
№ зразку	1	2	3	4	5
μ _{ср} ⁱ	0.52	0.6	0.56	0.56	0.46
δ _μ , %	3.4	11.1	4.0	3.2	14.9
μ _{ср}	0.54				
d _c = 1·10 ⁻³ м					
l/d = 0.5					
№ зразку	1	2	3	4	5
μ _{ср} ⁱ	0.639	0.64	0.65	0.66	0.643
δ _μ , %	1.19	1.03	0.48	2.2	0.46
μ _{ср}	0.646				
l/d = 1					
№ зразку	1	2	3	4	5
μ _{ср} ⁱ	0.645	0.655	0.658	0.664	0.656
δ _μ , %	1.64	0.017	0.37	1.27	0.014
μ _{ср}	0.655				

Кінець таблиці 3.2

$d_c = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м}$					
$l/d = 2$					
№ зразку	1	2	3	4	5
μ_{cp}^i	0.658	0.668	0.67	0.664	0.67
$\delta_{\mu}, \%$	1.25	0.3	0.56	0.38	0.77
μ_{cp}	0.67				
$l/d = 6$					
№ зразку	1	2	3	4	5
μ_{cp}^i	0.607	0.621	0.608	0.616	0.624
$\delta_{\mu}, \%$	1.3	1.0	1.16	0.15	1.3
μ_{cp}	0.615				

Як можна бачити, для міжкземплярної повторюваності гідравлічних характеристик має місце значний розкид, що не задовольняє вимогу $\pm 5\%$ за δ_{μ} у діапазоні зміни діаметра сопла d_c від $0.5 \cdot 10^{-3}$ м до $0.8 \cdot 10^{-3}$ м і всіх відповідних їм відносних довжин. Задовільна повторюваність характеристик притаманна струменевим форсункам з $d_c = 1 \cdot 10^{-3}$ м і всіх значень відносних довжин у розглянутому діапазоні. При цьому, з отриманих даних видно, що максимум коефіцієнта витрати для зразків з $d_c = 0.8 \cdot 10^{-3}$ м та $1 \cdot 10^{-3}$ м лежать в діапазоні від 1 до 2 за l/d . Усереднені результати даних випробувань наведені в таблиці 3.3 для залежності $\mu = f(\frac{l}{d})$.

Таблиця 3.3 – Залежність μ від l/d

l/d_c	$d_c = 0.5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$d_c = 0.6 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$d_c = 0.8 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$d_c = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м}$
0.5	-	-	0.56	0.646
1	0.168	0.415	0.615	0.655
2	0.125	0.36	0.615	0.67
6	0.0714	0.25	0.54	0.615
μ				

3.2 Тангенціальні отвори

Технологічні особливості виконання тангенціальних отворів методом L-PBF мають дещо інші особливості. Для даного випадку виготовлення струменевих форсунок напрямок сопла форсунки збігався з напрямом побудови всієї форсунки. У цьому випадку умовно можна вважати шорсткість поверхні каналу постійною по

периметру отвору з наявністю одиничних пікових відхилень, характерних для розглядуваної технології. Для тангенціальних отворів ситуація інша. Так, наприклад, як типовий приклад можна розглянути випадок виконання тангенціального отвору, площа розташування осі якого лежить повністю перпендикулярно напрямку побудови деталі. Під час друку на границі отвору відбувається «підгоряння» краю шарів, що може бути пояснено високою густиною теплової енергії та зниження теплопровідної здатності порошкової подушки (див. рис. 3.4). Відбувається жолоблення поверхні, відхилення форми від круглої і значне погіршення чистоти поверхні у верхній частині отвору. При цьому шорсткість поверхні каналу буде змінною і змінюватиметься близько до розглянутого діапазону в розділі 2.

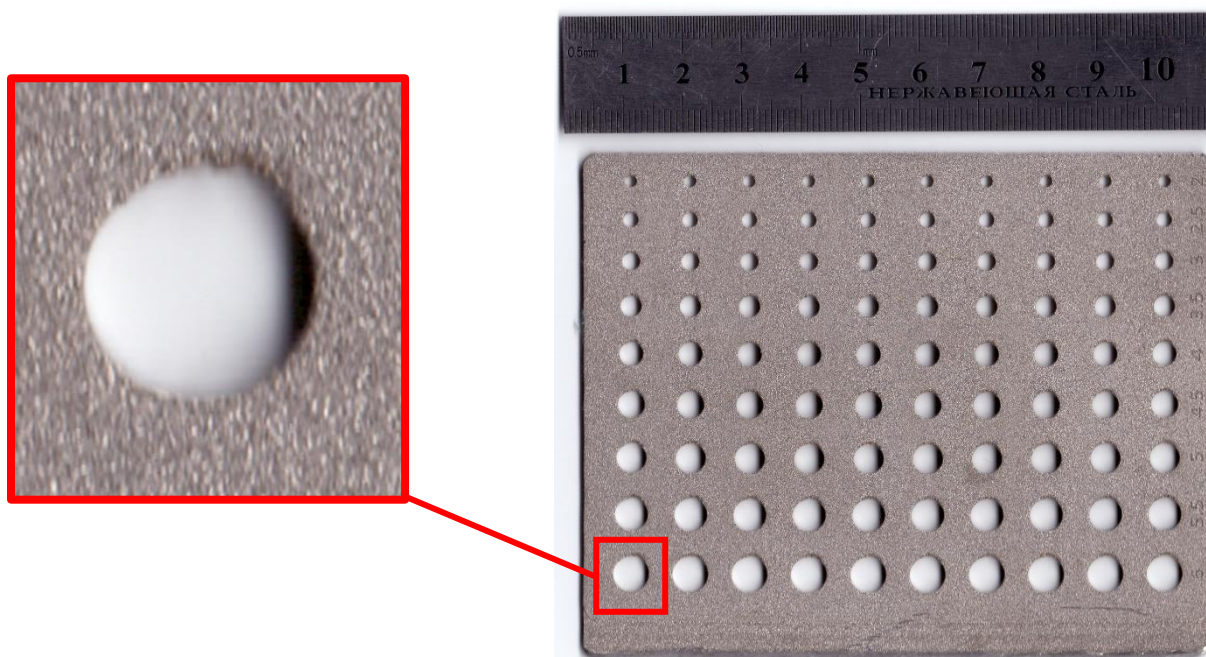


Рисунок 3.4 – Зразки виконання отворів з орієнтацією, перпендикулярною до напрямку руху

3.2.1 Мета виконання роботи

Зважаючи на широку поширеність і важливість застосування тангенціальних отворів в якості складових елементів гідравлічних трактів камер РРД, розглянутий вплив форми і розмірів поперечного перерізу на гідравлічні характеристики

одержуваних зразків. Для цього були виготовлені дослідні конструкції (ДК) тангенціальних отворів.

3.2.2 Опис конструкції

Зразок ДК кільць тангенціальних отворів приймався набір з 8 послідовно вгору надрукованих кільць тангенціальних отворів, по 9 шт. у кожному кільці [78]. За базовий варіант були прийняті тангенціальні отвори з круглою формою поперечного перерізу діаметрами $\varnothing 1 \cdot 10^{-3}$ м, $\varnothing 1.5 \cdot 10^{-3}$ м та $\varnothing 2 \cdot 10^{-3}$ м (див. рис. 3.5).

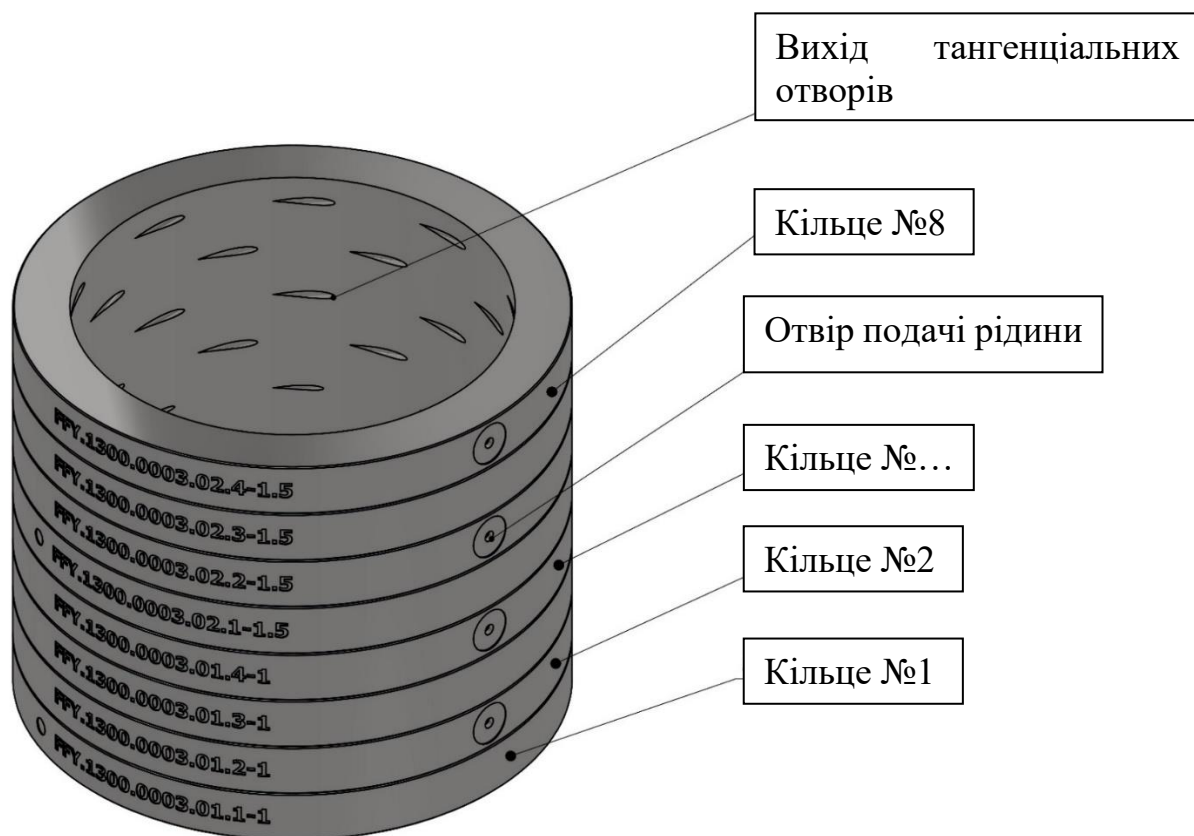


Рисунок 3.5 – Модель ДК зразків тангенціальних отворів

Розглядалися такі варіанти форми каналів отворів: просте коло, трикутник, еліпс, і також варіант «краплевидної» форми. Основні розміри були обрані з міркувань рівності площ по відношенню до базових варіантів круглих отворів з еквівалентним діаметром d_e .

Основні геометричні параметри кільця з тангенціальними отворами представлені на рисунках 3.6 та 3.7.

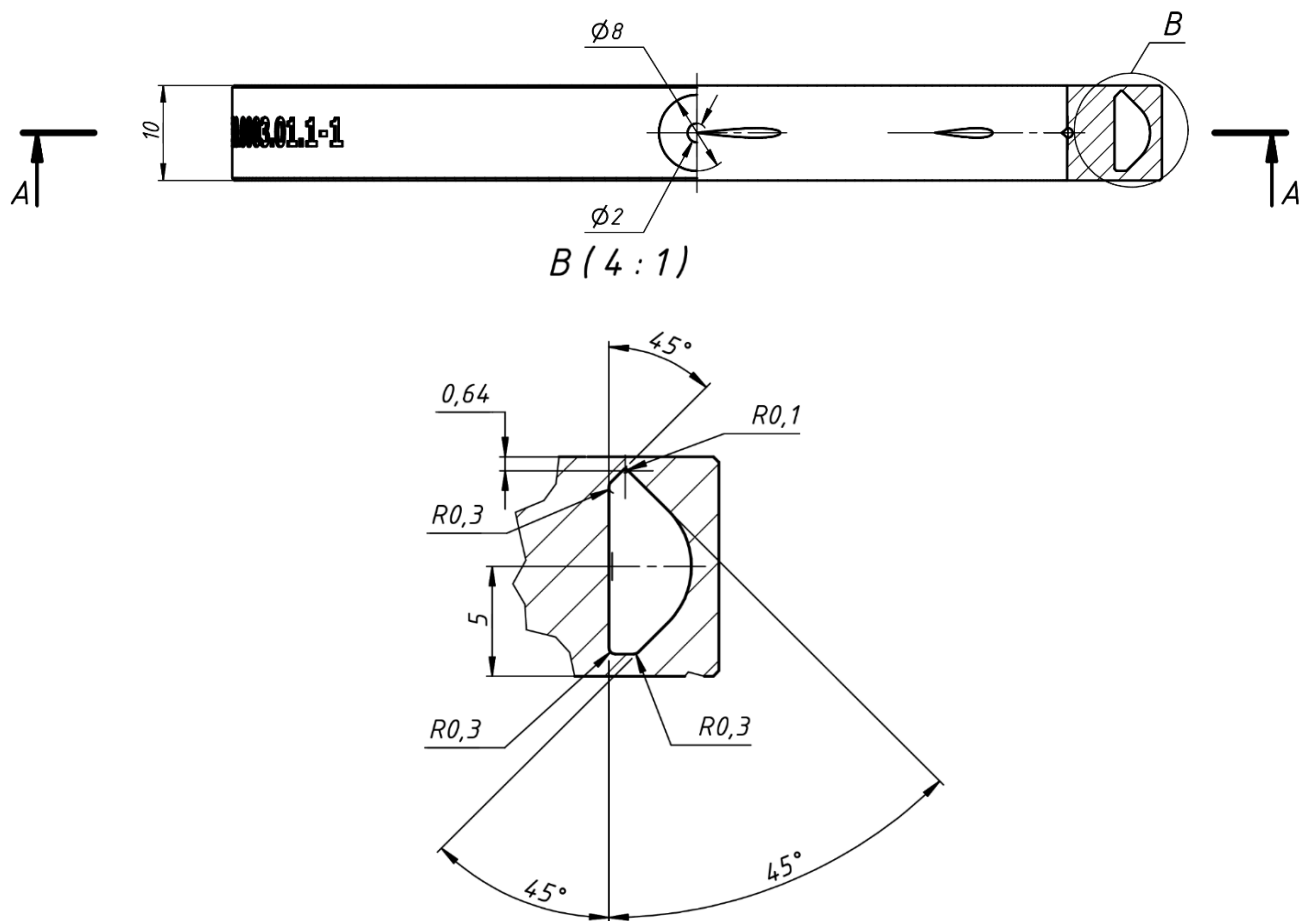


Рисунок 3.6 – Основні розміри ДК кільця тангенціальних отворів

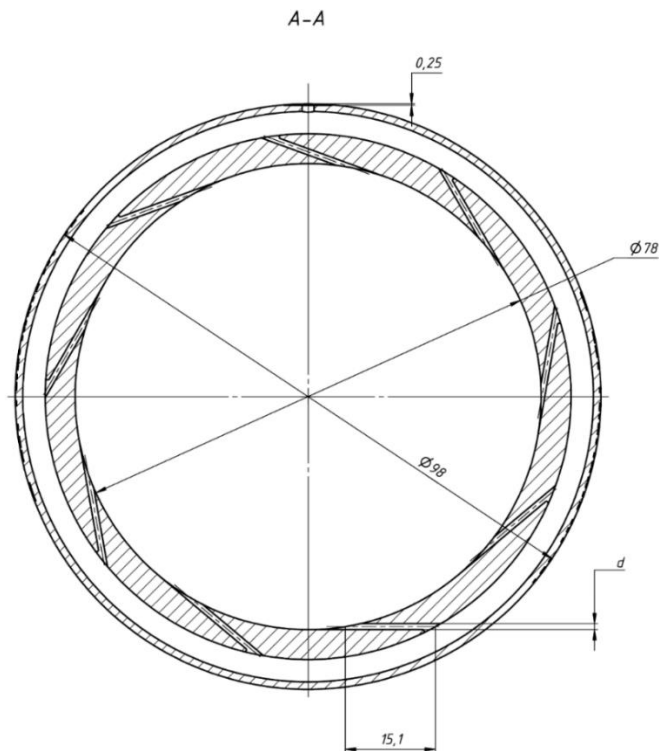
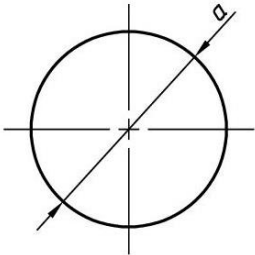
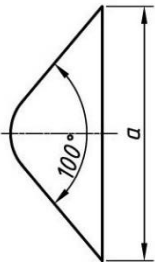
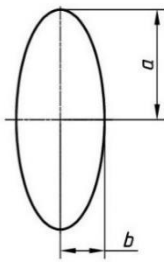
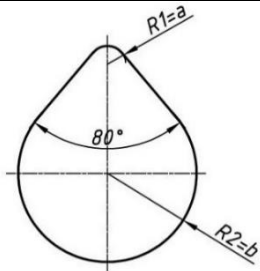


Рисунок 3.7 – Переріз А-А ДК кільця тангенціальних отворів

Форма та геометричні параметри поперечних перерізів тангенціальних

отворів обрані експериментально та представлені в таблиці 3.4.

Таблиця 3.4 – Форми, геометричні параметри обраних поперечних перерізів тангенціальних отворів

			
$F_{\text{поп.пер.}} = 0.79 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$			
$a = d_e = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$a = 1.9 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $d_e = 0.7 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$a = 0.8 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $b = 0.3 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $d_e = 0.82 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$a = 0.07 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $b = 0.48 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $d_e = 0.97 \cdot 10^{-3} \text{ м}$
$F_{\text{поп.пер.}} = 1.77 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$			
$a = d_e = 1.5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$a = 2.9 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $d_e = 1 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$a = 1.2 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $b = 0.5 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $d_e = 1.27 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$a = 0.11 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $b = 0.72 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $d_e = 1.46 \cdot 10^{-3} \text{ м}$
$F_{\text{поп.пер.}} = 3.14 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$			
$a = d_e = 2 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$a = 3.9 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $d_e = 1.4 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$a = 1.7 \cdot 10^{-3} \text{ м,}$ $b = 0.6 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $d_e = 1.64 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$a = 0.14 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $b = 0.95 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $d_e = 1.92 \cdot 10^{-3} \text{ м}$

3.2.3 Опис експериментальної установки

Робота з визначення гідравлічних характеристик тангенціальних отворів, виготовлених із застосуванням технології L-PBF, проводилася за допомогою обладнання ДП «ЮМЗ». Схема установки для проведення випробувань представлена на рисунку 3.8.

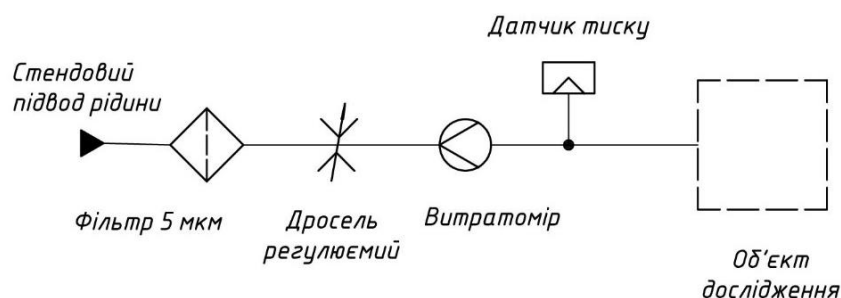


Рисунок 3.8 – Схема проведення випробувань

3.2.4 Результати експериментального дослідження

Проведене експериментальне дослідження дозволило отримати дані про гідравлічні характеристики тангенціальних отворів та вплив форми і розмірів

поперечного перерізу. У таблиці 3.5 наведені результати досліджень для 5 основних режимів з перепаду тисків – $0.98 \cdot 10^5$ Па, $2.94 \cdot 10^5$ Па, $4.9 \cdot 10^5$ Па, $9.8 \cdot 10^5$ Па та $1.471 \cdot 10^6$ Па. Для кожного рему було зафіксовано тиск рідини на вході у виріб, при якому визначалася масова секундна витрата рідини. Використане обладнання: витратоміри [43, 75] та датчики тиску [70–72] повністю верифіковане та задовольняє вимогам точності виміру експериментальної величини.

Таблиця 3.5 – Результати визначення масової секундної витрати рідини через кожний зразок для 5 значень подачі тиску на вході у виріб

	Форма	Коло				Трикутник				Еліпс				Капля			
		m, кг/с															
	№ зразку	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
		F _{поп.пер.} = 0.79·10 ⁻⁶ м ²															
Δp, 10 ⁵ Па	0.98	0.045	0.045	0.042	0.048	0.046	0.05	0.048	0.05	0.035	0.035	0.036	0.038	0.043	0.055	0.055	0.053
	2.94	0.078	0.079	0.074	0.084	0.081	0.093	0.085	0.087	0.064	0.061	0.062	0.066	0.076	0.096	0.096	0.094
	4.9	0.101	0.102	0.096	0.109	0.117	0.122	0.113	0.113	0.083	0.079	0.081	0.084	0.099	0.125	0.124	0.123
	9.81	0.144	0.145	0.136	0.156	0.167	0.177	0.17	0.161	0.121	0.113	0.116	0.121	0.142	0.18	0.183	0.176
	14.7	0.178	0.177	0.167	0.19	0.206	0.221	0.226	0.197	0.151	0.142	0.143	0.149	0.175	0.221	0.225	0.218
		F _{поп.пер.} = 1.77 ·10 ⁻⁶ м ²															
Δp, 10 ⁵ Па	0.98	0.125	0.121	0.112	0.127	0.114	0.13	0.132	0.137	0.115	0.112	0.114	0.12	0.139	0.138	0.137	0.138
	2.94	0.218	0.212	0.211	0.222	0.254	0.229	0.233	0.244	0.215	0.239	0.222	0.212	0.242	0.241	0.24	0.24
	4.9	0.282	0.275	0.273	0.288	0.33	0.312	0.318	0.305	0.279	0.309	0.295	0.278	0.315	0.312	0.31	0.311
	9.81	0.403	0.391	0.388	0.409	0.474	0.448	0.46	0.455	0.434	0.442	0.431	0.425	0.446	0.442	0.44	0.442
	14.7	0.496	0.479	0.477	0.502	0.584	0.55	0.571	0.558	0.532	0.545	0.53	0.524	0.546	0.542	0.538	0.541
	№ зразку	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
		F _{поп.пер.} = 3.14·10 ⁻⁶ м ²															
Δp, 10 ⁵ Па	0.98	0.239	0.242	0.239	0.241	0.216	0.251	0.247	0.25	0.223	0.219	0.223	0.212	0.228	0.233	0.234	0.235
	2.94	0.416	0.423	0.419	0.425	0.435	0.443	0.435	0.438	0.394	0.385	0.417	0.381	0.402	0.412	0.411	0.412
	4.9	0.536	0.546	0.539	0.548	0.561	0.571	0.564	0.568	0.511	0.504	0.541	0.52	0.52	0.533	0.529	0.532
	9.81	0.755	0.769	0.759	0.77	0.798	0.811	0.8	0.809	0.734	0.76	0.768	0.74	0.731	0.754	0.744	0.751
	14.7	0.915	0.933	0.921	0.935	0.979	0.994	0.98	0.993	0.895	0.93	0.94	0.907	0.887	0.917	0.904	0.909

У таблиці 3.6 наведені результати розрахунку коефіцієнта витрати $\mu_{\text{1отв}}$ для тангенціального отвору. Коефіцієнт витрати $\mu_{\text{1отв}}$ визначений для 1 отвору з 9 виконаних для кожного зразка згідно з формулою 3.4:

$$\mu_{\text{1отв}} = \frac{\dot{m}}{n \cdot F_{\text{поп.сеч.}} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta p}} \quad (3.4)$$

де n – кількість тангенціальних отворів у зразку; $F_{\text{поп.пер.}}$ – поперечний переріз тангенціального отвору, м^2 ; ρ – густина рідини, кг/м^3 ; Δp – перепад тиску на зразку, Па

Таблиця 3.6 – Коефіцієнт витрати μ за даними експериментального дослідження для розглянутих зразків

$F_{\text{поп.сеч.}} = 0.79 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$																
Форма	Коло				Трикутник				Еліпс				Капля			
№ зразку	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4	1	2	3	4
При $\Delta p, \cdot 10^5 \text{ Па}$	$\mu_{\text{світ}}$															
0.98	0.45	0.45	0.42	0.48	0.46	0.50	0.48	0.50	0.35	0.35	0.36	0.38	0.43	0.55	0.55	0.53
2.94	0.45	0.46	0.43	0.49	0.47	0.54	0.49	0.50	0.37	0.35	0.36	0.38	0.44	0.56	0.56	0.55
4.9	0.45	0.46	0.43	0.49	0.53	0.55	0.51	0.51	0.37	0.36	0.36	0.38	0.45	0.56	0.56	0.55
9.81	0.46	0.46	0.43	0.50	0.53	0.56	0.54	0.51	0.38	0.36	0.37	0.38	0.45	0.57	0.58	0.56
14.7	0.46	0.46	0.43	0.49	0.53	0.57	0.59	0.51	0.39	0.37	0.37	0.39	0.45	0.57	0.58	0.57
$F_{\text{поп.пер.}} = 1.77 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$																
0.98	0.56	0.54	0.50	0.57	0.51	0.58	0.59	0.61	0.52	0.50	0.51	0.54	0.62	0.62	0.61	0.62
2.94	0.56	0.55	0.55	0.58	0.66	0.59	0.60	0.63	0.56	0.62	0.58	0.55	0.63	0.62	0.62	0.62
4.9	0.57	0.55	0.55	0.58	0.66	0.63	0.64	0.61	0.56	0.62	0.59	0.56	0.63	0.63	0.62	0.62
9.81	0.57	0.55	0.55	0.58	0.67	0.64	0.65	0.65	0.62	0.63	0.61	0.60	0.63	0.63	0.62	0.63
14.7	0.57	0.55	0.55	0.58	0.68	0.64	0.66	0.65	0.62	0.63	0.61	0.61	0.63	0.63	0.62	0.63
$F_{\text{поп.пер.}} = 3.14 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$																
0.98	0.60	0.61	0.60	0.61	0.55	0.63	0.62	0.63	0.56	0.55	0.56	0.54	0.58	0.59	0.59	0.59
2.94	0.61	0.62	0.61	0.62	0.64	0.65	0.64	0.64	0.58	0.56	0.61	0.56	0.59	0.60	0.60	0.60
4.9	0.61	0.62	0.61	0.62	0.63	0.65	0.64	0.64	0.58	0.57	0.61	0.59	0.59	0.60	0.60	0.60
9.81	0.60	0.62	0.61	0.62	0.64	0.65	0.64	0.65	0.59	0.61	0.61	0.59	0.58	0.60	0.60	0.60
14.7	0.60	0.61	0.60	0.61	0.64	0.65	0.64	0.65	0.58	0.61	0.61	0.59	0.58	0.60	0.59	0.59

Проведена оцінка розкиду отриманих значень коефіцієнтів витрати. З таблиці 3.6 видно, що величини μ практично постійні у всьому діапазоні вимірюваних тисків подачі компоненту Δp . Таким чином, знайдено середнє значення $\bar{\mu}$ для всіх 4-х зразків і зазначеного діапазону виміру (від $0.98 \cdot 10^5 \text{ Па}$ до $14.7 \cdot 10^5 \text{ Па}$). На підставі отриманих значень визначені середньоквадратичні відхилення випадкових величин σ , розраховані за формулою 3.5.

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (\mu_i - \bar{\mu})^2} \quad (3.5)$$

де n – кількість зразків (виготовлено по 4 шт.).

Отримані результати представлені у таблиці 3.7 .

Таблиця 3.7 – Середнє значення коефіцієнта витрати для розглянутих зразків у вимірюваному діапазоні зміни тиску

$\bar{\mu}$				
$F_{\text{поп.пер.}} \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$	Коло	Трикутник	Еліпс	Капля
0.79	0.458	0.519	0.369	0.531
1.77	0.558	0.628	0.582	0.624
3.14	0.611	0.636	0.583	0.594





У таблиці 3.8 представлені результати оцінки середньоквадратичного відхилення та відсоткового співвідношення від середньоарифметичного значення коефіцієнта витрати $\bar{\mu}$.

Таблиця 3.8 – Середньоквадратичні відхилення виміряних величин від середньоарифметичного значення коефіцієнта витрати та їх відсоткове співвідношення.

$F_{\text{поп.пер.}} = 0.79 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$								
Форма	Коло		Трикутник		Еліпс		Капля	
$\Delta p, \cdot 10^5 \text{ Па}$	σ	$\Delta = \sigma / \bar{\mu}, \%$	σ	$\Delta = \sigma / \bar{\mu}, \%$	σ	$\Delta = \sigma / \bar{\mu}, \%$	σ	$\Delta = \sigma / \bar{\mu}, \%$
0.98	0.026	5.68%	0.044	8.42%	0.018	4.76%	0.060	11.36%
2.94	0.025	5.46%	0.037	7.07%	0.014	3.72%	0.059	11.05%
4.9	0.025	5.46%	0.020	3.92%	0.010	2.64%	0.054	10.09%
9.81	0.029	6.40%	0.028	5.36%	0.010	2.82%	0.061	11.57%
14.7	0.025	5.39%	0.051	9.85%	0.017	4.65%	0.063	11.91%
$F_{\text{поп.пер.}} = 1.77 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$								
0.98	0.035758	6.41%	0.076974	12.27%	0.076411	13.13%	0.009018	1.45%
2.94	0.014329	2.57%	0.035132	5.60%	0.03139	5.39%	0.005292	0.85%
4.9	0.015875	2.84%	0.023824	3.80%	0.028729	4.94%	0.005888	0.94%
9.81	0.015875	2.84%	0.031373	5.00%	0.040233	6.91%	0.006429	1.03%
14.7	0.015875	2.84%	0.038526	6.14%	0.042095	7.23%	0.006429	1.03%
$F_{\text{поп.пер.}} = 3.14 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$								
0.98	0.008583	1.41%	0.050741	7.98%	0.096892	16.62%	0.008544	1.44%
2.94	0.007767	1.27%	0.009018	1.42%	0.071563	12.28%	0.006807	1.15%
4.9	0.007767	1.27%	0.009381	1.47%	0.058549	10.04%	0.006807	1.15%
9.81	0.009849	1.61%	0.011888	1.87%	0.043143	7.40%	0.010149	1.71%
14.7	0.008583	1.41%	0.011888	1.87%	0.046918	8.05%	0.00911	1.54%

Фотографії процесу проведення дослідження наведені у таблиці 3.9.

Таблиця 3.9 – Процес експериментального дослідження характеристик тангенціальних отворів для зразків кіл $\phi 1 \cdot 10^{-3}$ м

	
Тиск подачі $2.94 \cdot 10^5$ Па	Тиск подачі $4.9 \cdot 10^5$ Па
	
Тиск подачі $9.81 \cdot 10^5$ Па	Тиск подачі $14.7 \cdot 10^5$ Па

Виходячи з отриманих даних за гідравлічними характеристиками розглянутих зразків, можна зробити висновок про залежність геометричних розмірів поперечного перерізу тангенціальних отворів і відповідного йому коефіцієнта витрати. Можна зробити висновок, що застосування тангенціальних отворів круглої форми доцільно у всьому діапазоні розглянутих розмірів. Хоча для таких отворів і характерне перевищення відхилення $\Delta = 5\%$, але отримані

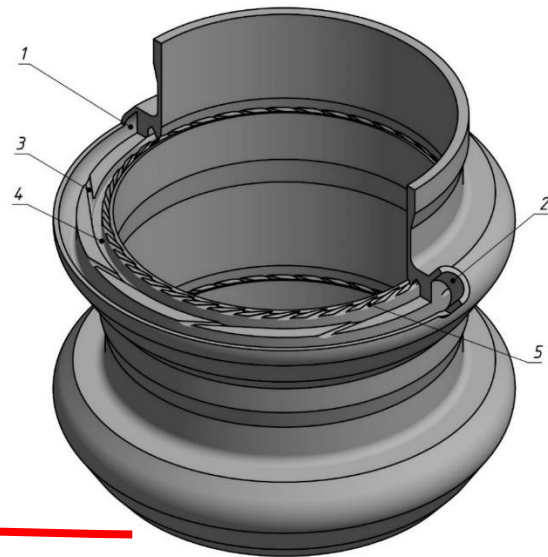
результати показують гарну стабільність величин у всьому розглянутому діапазоні зміни робочих параметрів. Трикутні отвори мають найменше значення еквівалентного діаметра при рівній площі, забезпечують високе значення коефіцієнта витрати μ , проте відхиляються значно сильніше для зразків з меншими геометричними розмірами. Еліпсні отвори показали задовільну повторюваність коефіцієнта витрати при менших геометричних параметрах, проте мінімальний коефіцієнт витрати і найбільший розкид свідчить про незадовільні результати при подальшому збільшенні геометричних розмірів. Краплевидні отвори близькі за параметрами до отворів круглої форми, мають прийнятну повторюваність коефіцієнта витрати μ для $F_{\text{поп.пер}} = 1.77 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$ та $F_{\text{поп.пер}} = 3.14 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$, однак, для менших геометричних розмірів, за результатами отриманих даних, їх використання можливе, проте незадовільне.

3.3 Пояси завісного охолодження

На базі проведених робіт з оцінки повторюваності гідравлічних характеристик струменевих форсунок, а також зразків тангенціальних отворів, розглянута можливість виготовлення конструкції поясів завісного охолодження із застосуванням адитивних технологій L-PBF [78]. Для цього, на принтері Sisma 300 були виготовлені 4 дослідні конструкції поясів завісного охолодження з різними параметрами вирівнюючої решітки. Матеріал для всіх зразків – Inconel 718

3.3.1 Опис конструкції

На рисунку 3.9 представлений зразок виготовлених дослідних конструкцій поясів завісного охолодження. Подача компонента здійснюється через патрубок 2 в колектор 1. З колектора 1 рідина надходить у колектор 4 через дев'ять тангенціальних отворів 3 діаметром $\varnothing 1 \cdot 10^{-3} \text{ м}$, що і забезпечує її закрутку. Канали 5 розташовані рівномірно по колу і формують вирівнюючу решітку, мета якої забезпечити рівномірну пелену охолоджувача на виході. Кожна виготовлена деталь включає **два** однакові зразки пояса завісного охолодження.



1 - колектор; 2 – патрубок; 3 – тангенціальні отвори; 4 – колектор; 5 - канали

Рисунок 3.9 – Дослідна конструкція поясів завісного охолодження

Розгляд параметрів ДК поясів завісного охолодження зведені до виділення кількох основних величин.

1 Проникності решітки η , %. При цьому проникність решітки виражається через наступне співвідношення:

$$\eta = \frac{S_6}{S_\Sigma}, \quad (3.6)$$

де S_6 – площа бокової поверхні щілини, висотою, рівною максимальній висоті профілю решітки, що застосовується; S_Σ – прохідна площа вирівнюючої решітки .

2 Умовному числу Рейнольдса на виході з вирівнюючої решітки Re_{resh} .

Під числом Рейнольдса Re_{resh} умовимося приймати значення, при якому сумарна витрата розподілена рівномірно через кожен індивідуальний канал вирівнюючої решітки. Під характерним розміром будемо розуміти еквівалентний діаметр d_e каналу для кожного типу вирівнюючої решітки, обчисленого за співвідношенням 3.7.

$$d_e = \frac{4 \cdot F}{\Pi}, \quad (3.7)$$

де F – площа прохідного перерізу індивідуального каналу вирівнюючої решітки; Π – периметр поперечного перерізу індивідуального каналу.

Для вивчення впливу форми решітки на рівномірність розтікання проведено варіювання не тільки формою каналів решітки, а також їх розміром і кутом нахилу.

Для виготовлених зразків №2 і №4 форма поперечного перерізу каналу решітки не змінювалася, проте розглядався вплив зміни кута каналу решітки α (див. рис. 3.10), що характеризує ступінь тангенціальності її каналів, тобто кут закрутки потоку відносно поздовжньої осі камери двигуна

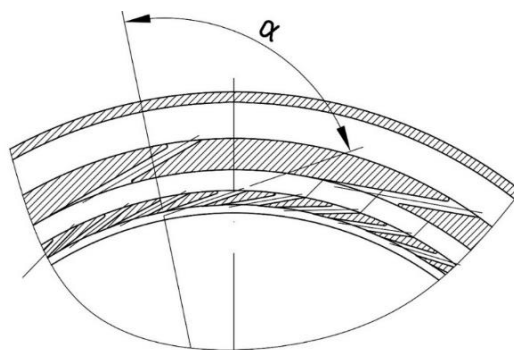
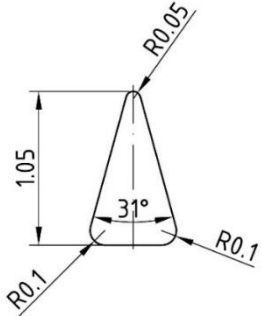
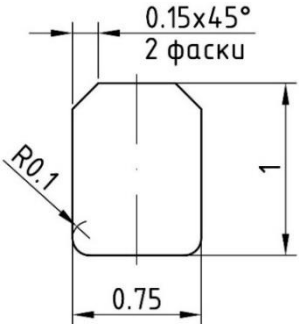


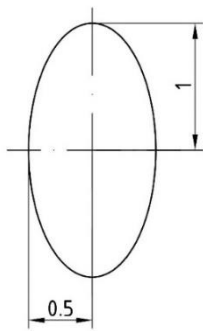
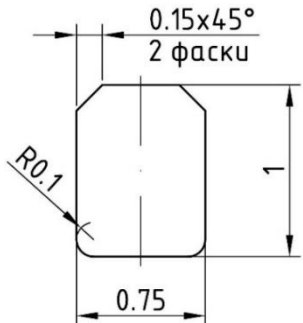
Рисунок 3.10 – Кут нахилу між радіусом та поздовжньою віссю каналу решітки

У таблиці 3.10 наведені основні виготовлені варіанти: форма отворів решітки 5, кількість каналів решітки n та їх основні геометричні параметри. У таблиці 3.11 представлені результати гідравлічних випробувань виготовлених поясів завісного охолодження.

Таблиця 3.10 – Форма и геометричні розміри поперечних перерізів решітки

№	Зображення каналу	n , шт.	α , град	$S_{\Sigma} \cdot 10^{-6}$ м ²	$S_{\text{реш}} \cdot 10^{-6}$ м ²	η , %
1		100	70	37.6	220	17.1
2		90	70	65.25	209.5	31.1

Кінець таблиці 3.10

№	Зображення каналу	n, шт	α , град	$S_{\Sigma} \cdot 10^{-6}$ м ²	$S_{\text{реш}} \cdot 10^{-6}$ м ²	η , %
3		75	70	121.6	419.1	29
4		40	89	29	209.5	13.8

3.3.2 Опис експериментальної установки та особливостей проведення експерименту

Гідравлічні випробування зразків поясів завісного охолодження проводились на устаткуванні ДП «ЮМЗ». Схема експериментальної установки наведена на рисунку 3.11.

Гідравлічні випробування проводилися **на двох основних режимах. Перший режим** - перевірка на наявність візуальних дефектів пелени рідини, розподіленої по поверхні бічної стінки дослідного зразка **при масовій витраті 0.036 кг/с. Другий режим** обирався експериментально, виходячи з міркувань практичного застосування надалі при модельних режимах для подібної конструкції, інтегрованої до камери двигуна. Значення витрати на другому режимі становило **0.123 кг/с**. Механічна обробка поверхонь не проводилася через поставлену мету забезпечення гіршого варіанту реалізації конструкції з шорсткою стінкою.

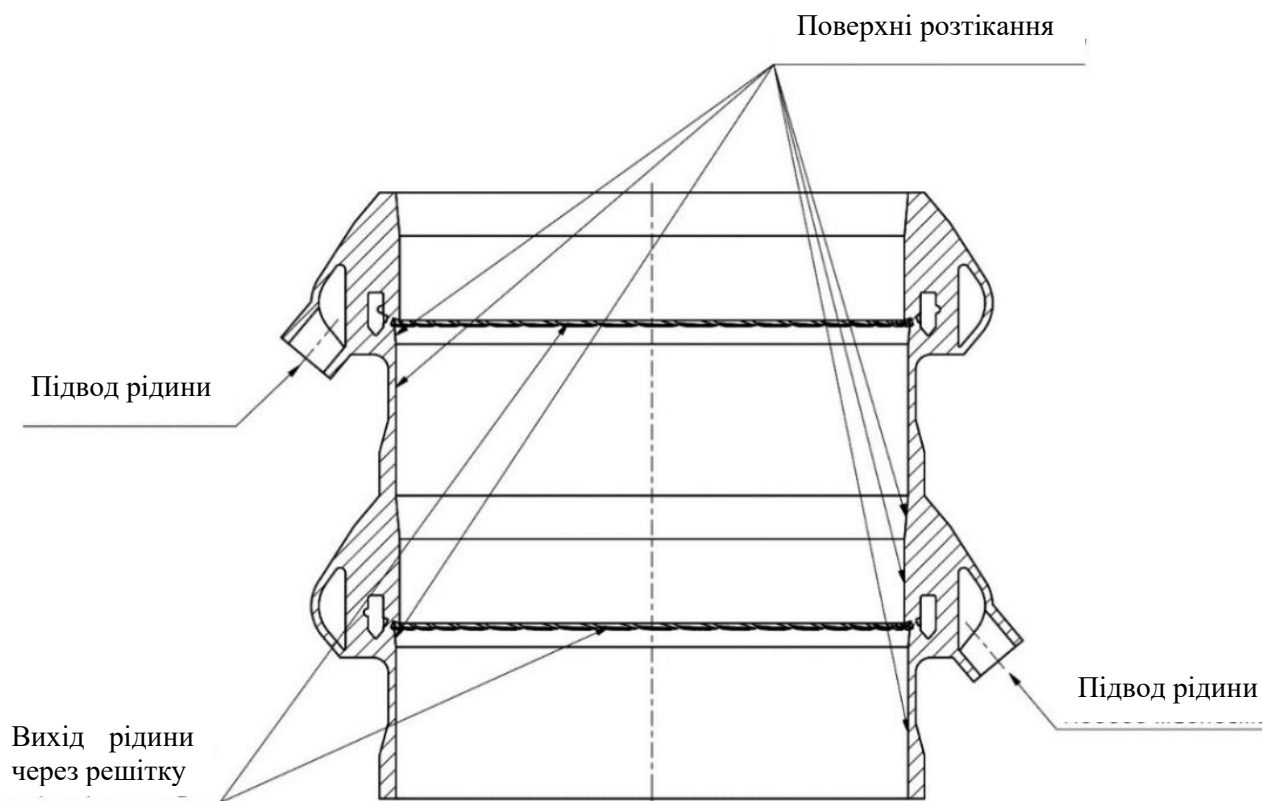


Рисунок 3.11 – Схема проведення гідравлічних випробувань

3.3.3 Результати проведення гідравлічних випробувань

За результатами гідравлічних випробувань отримані основні характеристики зразків поясів завісного охолодження (див. табл. 3.11).




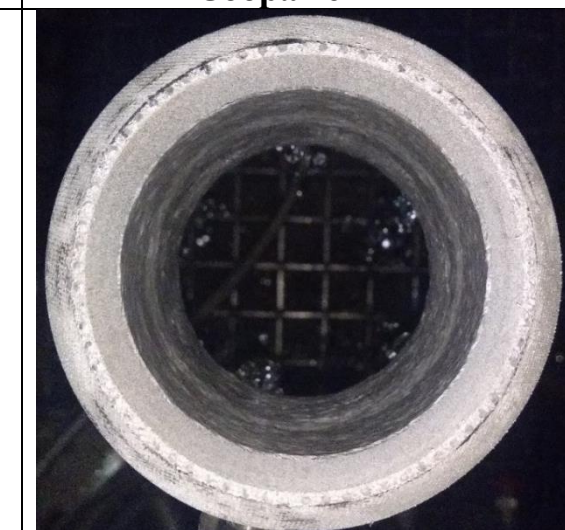
Таблиця 3.11 – Результати гідравлічних випробувань поясів завісного охолодження

№		\dot{m} , кг/с	$Re_{реш}$	$\Delta p, \cdot 10^5$ Па	\dot{m} , кг/с	$Re_{реш}$	$\Delta p, \cdot 10^5$ Па
		Режим 1			Режим 2		
1	1.1	0.036	540.9	0.4	0.123	1848.1	4.61
	1.2		540.9	0.4		1848.1	4.66
2	2.1		501.6	0.5		1723.6	5.76
	2.2		501.6	0.47		1723.6	5.43
3	3.1		397.3	0.31		1337.5	3.74
	3.2		397.3	0.3		1337.5	3.64
4	4.1		1130.9	0.51		3875.9	5.94
	4.2		1130.9	0.49		3875.9	5.6

Якість розподілу рідкої плівки контролювалося візуально. Основним предметом контролю було недопущення виникнення явно вираженої

нерівномірності розподілу рідини по периметру поверхні, що омивається. У таблиці 3.12 представлені приклади розподілу рідини під час роботи виробу.

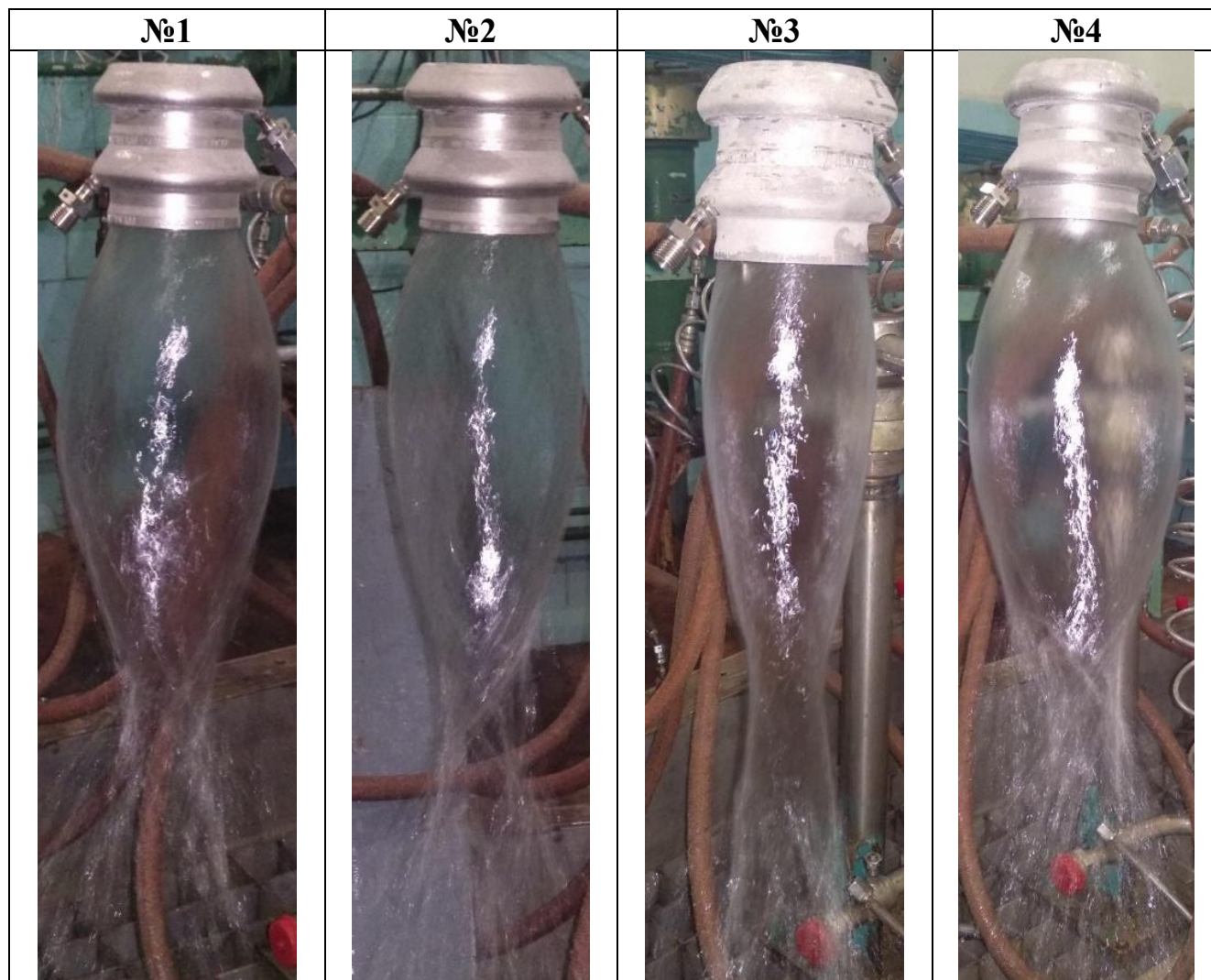
Таблиця 3.12 – Розподіл пелени рідини на режимі 1

№	Зображення	№	Зображення
1		2	
3		4	

Як можна бачити, зразки поясів завісного охолодження повністю виконують задані функції. Отримана пелена рідини рівномірно розподіляється по неполірованій поверхні, що омивається, формуючи стійку до зовнішнього впливу плівку рідини.

У таблиці 3.13 наведені результати проливу дослідних конструкцій поясів завісного охолодження режимі роботи 2.

Таблиця 3.13 – Розподіл пелени рідини на режимі 2



Частково якість роботи поясу зависного охолодження можна оцінити за отриманими фотографіями, наведеними в таблиці 3.13. Закручений потік рідкої плівки можна охарактеризувати за величиною кута розкриття потоку на виході. З теорії відцентрової форсунки відомо, що вектор швидкості закрученого потоку можна розкласти на 2 складові: осьову W_a та тангенціальну W_t . Осьова складова визначається величиною масової секундної витрати і постійна за інших рівних умов. Тангенціальна швидкість W_t , задаючи коловий напрямок закрутки, визначає величину товщини шару рідини, що розподіляється по поверхні периметра, який омивається. У випадку розглянутого варіанту виконання вузла зависного охолодження, крім тангенціальних отворів 3 (див. рис. 3.8), на величину тангенціальної складової швидкості потоку також впливають геометричні параметри вирівнюючої решітки. Зокрема, збільшення закрутки потоку

відбувається при збільшенні кута α нахилу каналів вирівнюючої решітки 5 (див. рис. 3.8). Зазвичай, прагнуть забезпечувати величину розподіленого шару, якомога ближче сумірну з величиною пристінного шару, в якому реалізуються механізми теплового захисту. Таким чином, для роботи поясу завісного охолодження умовно можна вважати позитивним в частині ефективності підвищення тангенціальної складової швидкості потоку плівки рідини і, як наслідок, кута пелени на виході з розглядуваних зразків. Зважаючи на вищеописані особливості, зразки №1, 2 і 4 відображають найкращі варіанти конфігурації вирівнюючої решітки.

З отриманих результатів можна рекомендувати для спільного використання як вихідних даних на ранніх етапах проектування камери РРД, наступні основні параметри вирівнюючих решіток поясів завісного охолодження:

1. Мінімальне умовне число $Re_{\text{реш}} = 750 \pm 250$.
2. Проникність вирівнюючої решітки $\eta = 15^{+15}\%$.
3. Кут каналів вирівнюючої решітки $\alpha = 70 \dots 90^\circ$.

3.4 Гідравлічні випробування відцентрових форсунок

Проведено експериментальне дослідження відцентрових форсунок, виготовлених методом адитивних технологій L-PBF. Дослідження проводилося для форсунок, виготовлених у різний час на обладнанні компанії «FlightControl Propulsion». Випробування форсунок проводилися на обладнанні ДП «ЮМЗ». Схема експериментальної установки для дослідження властивостей виробів наведена на рисунку 3.7.

Метою проведення випробувань було отримання характеристик виготовлених відцентрових форсунок для подальшого визначення залежності їх робочих параметрів від особливостей виготовленої геометрії у контексті виробів технології L-PBF.

Розроблено 4 групи виробів із різною геометрією. Особливості організації форсунок частково покривали типовий діапазон камер РРД у широкому діапазоні значень питомих масових секундних витрат. Форсунки I, II та III групи –

двокомпонентні та поєднують у собі дві форсунки: внутрішню та зовнішню. Форсунки IV групи – однокомпонентні відцентрові. Основною метою при дослідженні форсунок I-III груп було отримання даних про залежність зміни характеристик при зміні робочих геометричних параметрів форсунки. Основною метою форсунок IV групи було визначення впливу форми та розмірів тангенціальних отворів на одержувані характеристики.

Для частини форсунок представилося можливим дослідження кута факела розпилу 2β . Замір кута проводився за допомогою обробки цифрової фотографії (див. рис. 3.12).

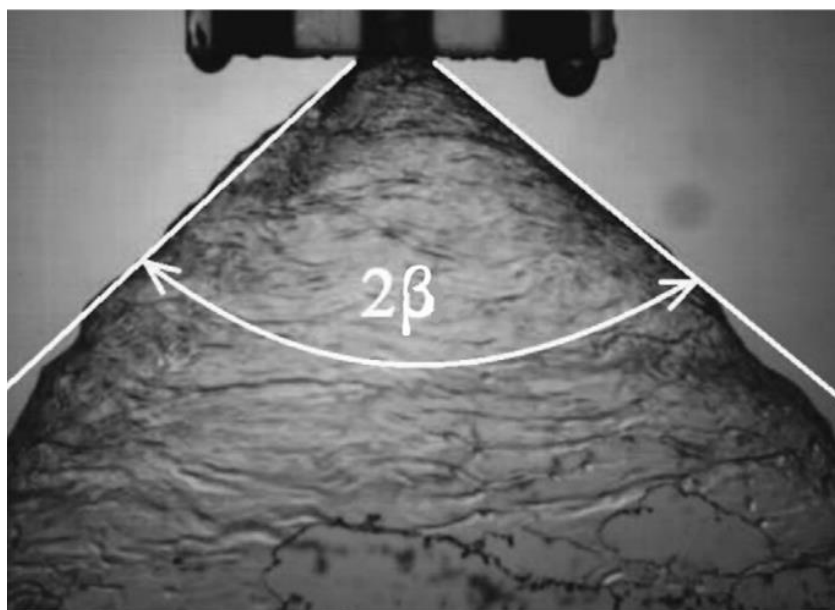


Рисунок 3.12 – Приклад визначення кута факела розпилу [29]

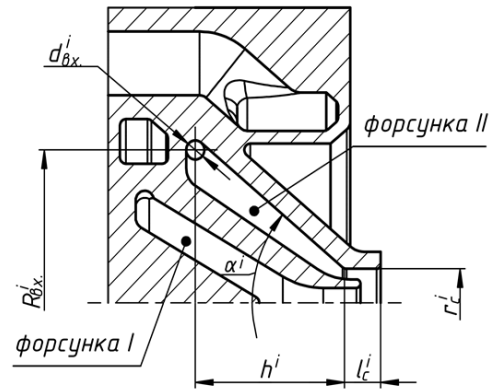
3.5 Опис конструкції 4 груп дослідних зразків відцентрових форсунок.

3.5.1 I група відцентрово-відцентрових форсунок.

У I групі було виготовлено 30 відцентрово-відцентрових форсунок із застосуванням технології L-PBF на 3D принтері Sisma 300 з матеріалу Haynes 230. Внутрішню та зовнішню форсунки назвемо Форсунка 1 та Форсунка 2 відповідно. Було сформовано 6 основних варіантів виконання форсунок, по 5 однакових форсунок у кожній. Основною відмінністю була різниця в геометричних параметрах змішувальних елементів. Основні діапазони зміни геометричних характеристик форсунок наведені в Таблиці 3.14.

Таблиця 3.14 – Діапазон параметрів виготовлених форсунок І групи

Параметр	Форсунка 1	Форсунка 2
$R_{BX}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	5.11	7.65
$d_c, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	1.4	3.2
$d_{BX}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	0.8...1.05	0.9...1.12
n , шт	3	1...2
$C=R_{BX}/r_c$	7.3	4...4.78
A	3.9...5.9	38.3...60.4



У таблиці 3.15 представлені геометричні параметри кожного з 6 основних варіантів І групи.

Таблиця 3.15 – Геометричні параметри форсунок І групи

Варіант №	1	2	3	4	5	6
Форсунка 1						
$R_{BX}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	5.11	5.11	5.11	5.11	5.2	5.11
$r_c, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	0.7	0.7	0.7	0.7	0.7	0.7
$C=R_{BX}/r_c$	7.3	7.3	7.3	7.3	7.43	7.3
$r_{BX}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	0.45	0.45	0.45	0.45	0.56	0.45
n , шт.	3	3	3	3	3	3
α , град	60	60	60	60	60	60
$h, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	7.75	7.75	7.75	7.75	7.75	7.75
$l_c, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	1.8	1.8	1.8	1.8	1.8	1.8
A	5.9	5.9	5.9	5.9	3.9	5.9
Форсунка 2						
$R_{BX}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	7.65	7.65	7.65	7.65	7.73	7.65
$r_c, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	1.6	1.6	1.6	1.6	1.6	1.6
$C=R_{BX}/r_c$	4.78	4.78	4.78	4.78	4	4.78
$r_{BX}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	0.45	0.45	0.4	0.4	0.525	0.45
n , шт.	1	1	2	2	1	1
α , град	80	80	80	80	80	80
$h, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	7.35	7.35	7.35	7.35	7.35	7.35
$l_c, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	2.9	2.9	2.9	2.9	2.9	2.9
A	60.4	60.4	38.3	38.3	44.8	60.4

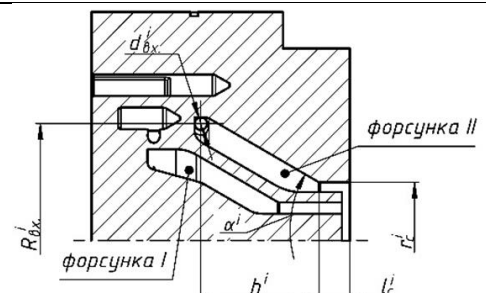
3.5.2 Відцентрово-відцентрові форсунки ІІ групи.

З метою дослідження гідравлічних характеристик були виготовлені 19 зразків відцентрово-відцентрових форсунок, геометрично подібних до форсунок І групи і виготовлялися з метою розширення діапазону дослідження відцентрових форсунок за параметром геометричної характеристики A .

II групу умовно можна розділити на 2 підгрупи: 2.1 і 2.2 відповідно. У таблиці 3.16 представлені геометричні параметри форсунок II групи.

Змішувальні елементи II групи виготовлялися на 3D принтері Sisma 300 з матеріалу Naupes 230.

Таблиця 3.16 – Діапазон параметрів виготовлених форсунок II групи

Параметр	Форсунка 1	Форсунка 2	
$R_{bx}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	5.21...6.8	7.725...9.16	
$d_c, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	1.4...5.7	3.2...8.7	
$d_{bx}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	0.92...1.12	0.92...1.05	
n , шт	3...5	1...5	
$C=R_{bx}/r_c$	2.23...6.64	2...4.5	
A	3.5...28.5	35.8...59.6	

У таблиці 3.17, 3.18 представлені геометричні параметри форсунок II групи.

Таблиця 3.17 – Параметри форсунок підгрупи 2.1

Параметр	1		2		3		4	
	Форсунка 1	Форсунка 2	Форсунка 1	Форсунка 2	Форсунка 1	Форсунка 2	Форсунка 1	Форсунка 2
$R_{bx}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	6.34	8.7	6.34	8.7	6.34	8.7	6.34	8.7
$d_c, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	5.7	8.7	5.7	8.7	5.7	8.7	5.7	8.7
$C=R_{bx}/r_c$	2.23	2	2.23	2	2.23	2	2.23	2
$d_{bx}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	0.92	0.92	0.92	0.92	0.92	0.92	0.92	0.92
α , град	30	30	30	30	30	30	30	30
$h, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	9.835	8.824	9.835	8.824	9.835	8.824	9.835	8.824
$l_c, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	4.805	2.307	4.805	2.307	4.805	2.307	4.805	2.307
n , шт	5	4	4	3	4	5	3	4
A	17.08	44.71	21.35	59.62	21.35	35.77	28.46	44.71

Таблиця 3.18 – Параметри форсунки підгрупи 2.2

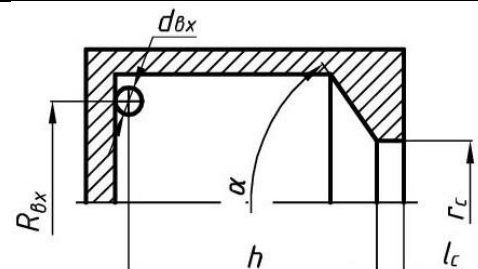
Параметр	1		2		3	
	Форсунка 1	Форсунка 2	Форсунка 1	Форсунка 2	Форсунка 1	Форсунка 2
$R_{bx}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	4.65	7.2	4.65	7.2	4.65	7.2
$d_c, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	1.4	3.2	1.4	3.2	1.4	3.2
$C=R_{bx}/r_c$	6.643	4.5	6.643	4.5	6.643	4.5
$d_{bx}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	1.12	1.05	1.12	1.05	1.12	1.05
α , град	30	40	20	30	20	30
$h, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	7.033	7.407	11.827	10.725	11.827	10.725
$l_c, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	3.637	1.763	2.623	1.605	2.623	1.605
n , шт	3	1	3	1	3	1
A	3.46	41.80	3.46	41.80	3.46	41.80

3.5.3 Відцентрово-відцентрові форсунки III групи.

Проведені гідравлічні випробування відцентрово-відцентрових форсунок III групи. На відміну від I та II груп змішувальні елементи мають значні відмінності та характеризуються високими числами тангенціальних отворів. Також, у розглянутих форсунках ступінь розкриття сопла $(C = \frac{R_{\text{вх}}}{r_c})$ значно нижче, ніж у форсунках перших двох груп, що сильно впливає на їх гідравлічні характеристики. Геометричні параметри розглянутих форсунок представлені у таблиці 3.19.

Таблиця 3.19 – Параметри виготовлених форсунок групи III

Параметр	Форсунка 1	Форсунка 2
$R_{\text{вх}}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	3...6.82	4.35...7.82
$d_c, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	4...10	8.58...17
$d_{\text{вх}}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	1...1.8	0.8...1.26
n, шт	4...6	4...8
$C = R_{\text{вх}}/r_c$	1.3...1.5	0.87...1.05
A	1.94...14.32	8.58...28.36



Більш того, як видно з таблиці 3.19, на відміну від перших двох груп, до складу групи III входили форсунки відкритого типу, в яких $C = R_{\text{вх}}/r_c \leq 1$. Детальніше геометричні параметри форсунок групи III представлені в таблиці 3.20.

Таблиця 3.20 – Геометричні параметри форсунок III групи

№ форсунк и	$R_{\text{вх}}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$r_{\text{вх}}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	n, шт	$r_c, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$C = R_{\text{вх}}/r_c$	A	$R_{\text{вх}}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$r_{\text{вх}}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	n, шт	$r_c, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$C = R_{\text{вх}}/r_c$	A
Форсунка 1							Форсунка 2					
1	6.82	0.63	6	5	1.36	14.32	7.82	0.63	6	8.5	0.92	28.36
2	6.82	0.63	6	5	1.36	14.32	7.82	0.63	6	8.5	0.92	28.36
3	2.99	0.5	4	2	1.50	5.98	4.52	0.48	4	4.29	1.05	21.46
4	2.99	0.5	4	2	1.50	5.98	4.52	0.48	4	4.29	1.05	21.46
5	3	0.5	6	2	1.5	4.00	4.35	0.65	6	5	0.87	8.58
6	3.5	0.9	6	2.7	1.30	1.94	4.5	0.4	6	5.1	0.88	23.91
7	3.5	0.75	5	2.5	1.4	3.11	4.38	0.48	8	4.85	0.90	11.76

Виготовлено 7 підгруп форсунок у кількості згідно зі списком, наведеним у таблиці 3.21.

Таблиця 3.21 - Кількість виготовлених форсунок III групи

Підгрупа	3.1	3.2	3.3	3.4	3.5	3.6	3.7
Кількість, шт.	5	5	3	3	5	5	5

3.5.4 Відцентрові форсунки IV групи.

Група IV складається з 65 великовитратних відцентрових форсунок, значення масової секундної витрати для яких становить декілька сотень грам на секунду.

Метою проведення експерименту було дослідження гідравлічних характеристик для форсунок, виготовлених методом L-PBF при зміні форми їх тангенціальних отворів. При цьому зберігалася сумарна площа отворів, а внутрішні поверхні і вихідна кромка форсунок не піддавалася механічній обробці.

Додатково були виготовлені 5 однакових зразків форсунок, виконаних методами традиційних технологій.

Геометричні параметри виготовлених форсунок представлені в таблиці 3.22. Таблиця 3.22 - Геометричні параметри форсунок IV групи

№ зразку	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$R_{вх}, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	6.3	6.3	6.3	6.3	6.3	6.3	6.3	6.3	6.3	6.3	6.3
$r_c, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	7.1	7.1	7.1	7.1	7.1	7.1	7.1	7.1	7.1	7.1	7.1
$C=R_{вх}/r_c$	0.887	0.887	0.887	0.887	0.887	0.887	0.887	0.887	0.887	0.887	0.887
$d_{вх}^*, \cdot 10^{-3} \text{ м}$	0.94	1.26	1.44*	1.44*	1.44*	1.44*	1.52*	1.52*	1.61*	1.61*	1.51*
n, шт	12	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6
A	16.87	18.78	14.38	14.38	14.38	14.38	12.91	12.91	11.5	11.5	13.07

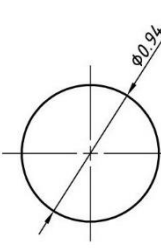
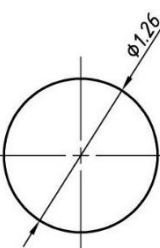
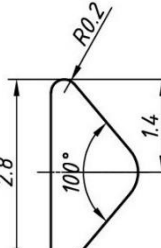
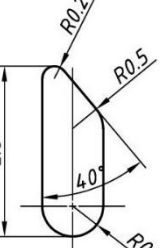
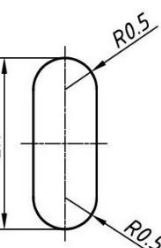
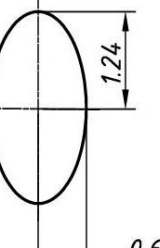
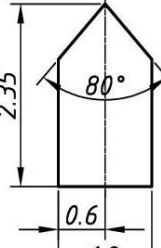
* $d_{вх}^*$ визначався, як еквівалентний діаметр отвору через його складну геометричну форму.

Варіант «0» у таблиці 3.22 - конструкція форсунок, виготовлених класичними технологіями. Варіанти 1–10 виготовлені із застосуванням адитивної технології L-PBF на 3D принтері Sisma 300 з матеріалу Inconel 718. Варіант форсунок №3 виконаний на двох принтерах: Sisma 300 та EOS M400.

Розміри і форма поперечного перерізу тангенціальних отворів змішувальних елементів представлена в таблиці 3.23. Однакові варіанти виконання форсунок,

наприклад №7 – 10 шт., виготовлялися із метою перевірки розкиду робочих показників залежно від виробничої партії (по 5 шт. на партію).

Таблиця 3.23 – Форма та поперечні розміри тангенціальних отворів виконаних варіантів

№0	№1	№2, 3	№4, 5	№6, 7	№8, 9	№10
						
Виготовлено, шт.						
5	5	15	10	15	10	5

3.6 Експериментальне дослідження виготовлених форсунок

3.6.1 І групи відцентрово-відцентрових форсунок

Проведено експериментальне дослідження для форсунок групи І. Під час дослідження кожен замір параметрів повторювався по 3 рази для виключення впливу випадкової похибки.

Дослідження проводилися для ряду значень масових секундних витрат \dot{m} , які давали б уявлення про якість роботи форсунок на характерних режимах камери двигуна (див. табл. 3.24). Отримані дані відображають значення перепаду тиску на форсунці та кута факела розпилу.

Отримані дані представлені в таблицях 3.24 та 3.25 для перепадів тиску та кутів розпилу відповідно.

Таблиця 3.24 – Залежність зміни перепаду тиску Δp від масової секундної витрати \dot{m} для варіантів форсунок І групи.

Варіант зразку			Форсунка 1				Форсунка 2			
			<i>m, кг/с</i>							
			0.015	0.0188	0.03	0.04	0.0087	0.0147	0.02	0.03
1	1.1	$\Delta p, \cdot 10^5$ Па	3.34	5.15	12.76	22.60	1.91	5.20	9.88	23.17
	1.2		3.34	5.20	12.74	22.66	1.76	4.83	9.20	21.25
	1.3		3.40	5.26	12.81	22.53	1.80	5.01	9.49	21.90
	1.4		3.42	5.30	12.92	22.90	1.85	5.09	9.65	22.15
	1.5		3.35	5.22	12.75	22.57	1.81	4.93	9.34	21.94

Кінець таблиці 3.24

Варіант зразку			Форсунка 1				Форсунка 2			
			<i>m</i> , кг/с							
			0.015	0.0188	0.03	0.04	0.0087	0.0147	0.02	0.03
2	2.1	$\Delta p, \cdot 10^5$ Па	3.44	5.33	12.98	23.02	1.77	4.97	9.17	21.40
	2.2		3.38	5.31	13.05	23.21	1.68	4.60	8.48	19.90
	2.3		3.42	5.21	12.90	22.63	1.86	5.17	9.48	21.78
	2.4		3.36	5.20	12.91	22.79	1.92	5.39	10.11	23.31
	2.5		3.39	5.22	12.86	22.57	2.02	5.59	10.81	24.90
3	3.1	$\Delta p, \cdot 10^5$ Па	3.36	5.15	12.79	22.62	0.78	2.18	3.86	8.54
	3.2		3.34	5.25	12.79	22.63	0.86	2.37	4.28	9.49
	3.3		3.42	5.20	12.88	22.57	0.85	2.35	4.13	9.08
	3.4		3.46	5.31	12.95	22.92	0.83	2.36	4.19	9.19
	3.5		3.42	5.25	12.87	22.77	0.88	2.53	4.52	9.87
4	4.1	$\Delta p, \cdot 10^5$ Па	3.36	5.18	12.82	22.37	0.81	2.28	4.11	9.08
	4.2		3.42	5.28	12.97	23.27	0.86	2.36	4.19	9.27
	4.3		3.48	5.28	12.95	22.85	0.83	2.34	4.24	9.34
	4.4		3.33	5.18	12.68	22.34	0.88	2.47	4.39	9.82
	4.5		3.43	5.28	12.94	22.91	0.86	2.45	4.26	9.51
5	1	$\Delta p, \cdot 10^5$ Па	2.69	4.12	10.21	17.94	1.07	2.98	5.28	12.05
	2		2.71	4.07	10.17	17.83	1.22	3.33	6.07	13.45
	3		2.79	4.27	10.48	18.46	1.21	3.34	5.98	13.32
	4		2.68	4.11	10.03	17.70	1.14	3.16	5.61	12.48
	5		2.68	4.04	10.07	17.69	1.16	3.12	5.57	12.62
6	1	$\Delta p, \cdot 10^5$ Па	3.33	5.15	12.81	22.60	2.17	6.04	10.93	25.11
	2		3.36	5.17	12.75	22.54	1.96	5.66	10.20	23.63
	3		3.33	5.21	12.72	22.60	1.95	5.50	10.26	23.51
	4		3.40	5.29	12.89	22.82	1.93	5.45	9.89	22.47
	5		3.35	5.17	12.82	22.49	1.91	5.44	9.90	22.78

Таблиця 3.25 – Дослідження зміни кутів розпилу β при заданій масовій секундній витраті \dot{m} для варіантів форсунок I групи

Варіант зразку			Форсунка 1				Форсунка 2			
			<i>ṁ, кг/с</i>							
			0.015	0.0188	0.03	0.04	0.0087	0.0147	0.02	0.03
1	1	<i>β, °</i>	48	51	54	53	75	76	75	78
	2		50	49	50	53	69	78	78	78
	3		54	54	53	56	62	74	74	77
	4		48	47	48	47	72	77	78	80
	5		48	47	48	48	72	76	77	81
2	1	<i>β, °</i>	47	46	49	46	69	68	70	74
	2		44	45	45	46	76	71	70	72
	3		48	48	49	47	70	70	69	73
	4		43	43	44	44	63	73	68	75
	5		42	44	44	48	65	68	70	74

Кінець таблиці 3.25

Варіант зразку			Форсунка 1				Форсунка 2			
			<i>ṁ, кг/с</i>							
			0.015	0.0188	0.03	0.04	0.0087	0.0147	0.02	0.03
3	1	<i>β, °</i>	43	43	46	47	72	77	75	78
	2		45	45	47	46	66	74	72	76
	3		45	44	50	48	68	75	77	79
	4		48	51	50	50	76	82	79	80
	5		49	51	49	51	62	75	74	78
4	1	<i>β, °</i>	49	47	46	49	62	68	71	75
	2		45	48	48	49	69	69	77	77
	3		47	46	48	47	65	73	76	77
	4		42	46	45	47	67	72	76	73
	5		44	47	48	48	67	73	74	77
5	1	<i>β, °</i>	54	50	52	51	68	76	77	78
	2		48	51	50	49	74	80	79	81
	3		49	51	49	47	77	79	81	79
	4		48	46	47	46	80	79	77	80
	5		48	47	48	49	73	75	73	76
6	1	<i>β, °</i>	49	49	50	52	74	73	81	80
	2		45	48	48	47	82	83	81	83
	3		47	47	44	43	76	72	76	81
	4		49	49	47	48	86	83	79	79
	5		46	45	47	46	80	75	79	81

На рисунку 3.13 наведені фотографії процесу проведення гідравлічних випробувань форсунок групи І.



а) робота форсунки №1



б) робота форсунки №2

Рисунок 3.13 – Гідравлічні випробування форсунок групи І

3.6.2 Експериментальне дослідження відцентрових форсунок групи II

У таблиці 3.17 представлені результати проведення експериментального дослідження форсунок підгрупи 2.1. У підгрупі 2.1 виконані 4 варіанти конструкції відцентрових форсунок у кількості: 1 варіант – 2 зразки, 2 варіант – 2 зразки, 3 варіант – 3 зразки, 4 варіант – 2 зразки.

На відміну від форсунок I групи, для форсунок II групи задавалися значення перепадів тиску на вході у форсунку і визначалася масова секундна витрата. Отримані результати представлені у таблицях 3.26 та 3.27.

Таблиця 3.26 – Дослідження масової витрати рідини \dot{m} при заданому перепаді тиску Δp для форсунок підгрупи 2.1

Варіант №	№ обр.	Форсунка 1					Форсунка 2					
			Перепад тиску на форсунці, $\Delta p, \cdot 10^5$ Па									
			<i>0.98</i>	<i>2.94</i>	<i>5.88</i>	<i>9.81</i>	<i>11.8</i>	<i>0.98</i>	<i>2.94</i>	<i>5.88</i>	<i>9.81</i>	<i>11.8</i>
1	1.1	\dot{m} , кг/с	0.0227	0.04003	0.05655	0.07286	0.0794	0.02574	0.04544	0.0645	0.08376	0.0916
	1.2		0.02301	0.04055	0.05689	0.07395	0.08051	0.02594	0.0448	0.06404	0.08312	0.09096
2	2.1		0.01758	0.03112	0.04386	0.05664	0.06152	0.01866	0.0323	0.04528	0.0575	0.06242
	2.2		0.02144	0.03758	0.05354	0.06964	0.0761	0.018	0.03152	0.04431	0.0571	0.06229
3	3.1		0.02186	0.03846	0.05468	0.07112	0.0779	0.02814	0.04832	0.0689	0.08944	0.0974
	3.2		0.02207	0.03845	0.05486	0.0711	0.078	0.0277	0.04834	0.06888	0.08384	0.09768
	3.3		0.02188	0.03814	0.05444	0.07099	0.07754	0.02778	0.04892	0.06904	0.08958	0.09766
4	4.1		0.01811	0.03192	0.04548	0.05878	0.06438	0.02438	0.04286	0.05778	0.07347	0.08008
	4.2		0.01803	0.03111	0.04432	0.05753	0.06216	0.02425	0.04226	0.05734	0.07347	0.08087

У таблиці 3.26 представлені результати проведення експериментального дослідження форсунок підгрупи 2.2. У підгрупі 2.2 виконані 3 варіанти конструкції відцентрових форсунок у кількості: 1 варіант – 5 зразків, 2 варіант – 3 зразки, 3 варіант – 3 зразки. Гідравлічні випробування проводили при подачі тиску $11.7 \cdot 10^5$ Па.

Таблиця 3.27 – Дослідження масової витрати рідини \dot{m} при заданому перепаді тиску Δp для форсунок підгрупи 2.2

Варіант №	№ зразку		Форсунка 1	Форсунка 2
			Перепад тиску на форсунці, $\Delta p, \cdot 10^5$ Па	
			11.7	11.7
1	1.1	\dot{m} , кг/с	0.0332	0.0291

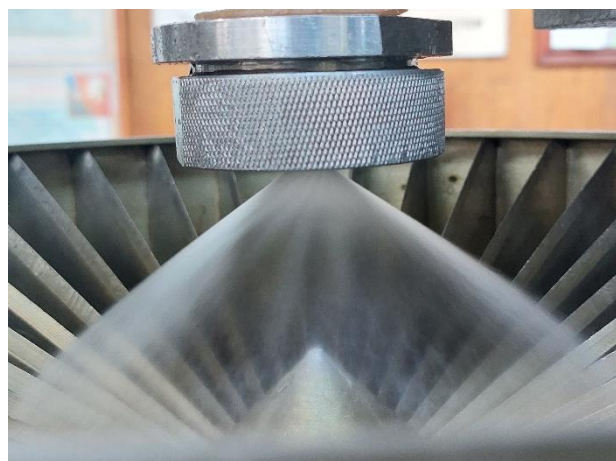
Кінець таблиці 3.27

Варіант №	№ зразку		Форсунка 1	Форсунка 2
			Перепад тиску на форсунці, $\Delta p, \cdot 10^5 \text{ Па}$	
			11.7	11.7
1	1.2	\dot{m} , кг/с	0.0326	0.0286
	1.3		0.0326	0.0282
	1.4		0.0324	0.0286
	1.5		0.0324	0.0286
2	2.1		0.035	0.028
	2.2		0.0346	0.0275
	2.3		0.0348	0.0276
3	3.1		0.035	0.0271
	3.2		0.0352	0.028
	3.3		0.0353	0.0277

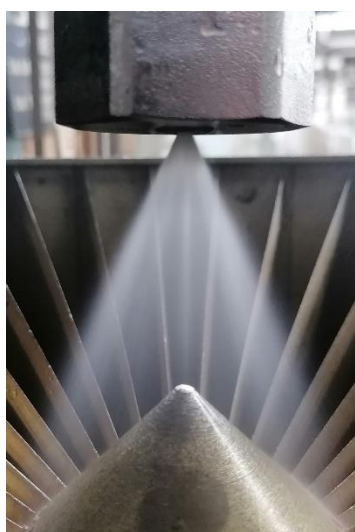
Фотографії гідравлічних випробувань для форсунок II групи наведені на рисунку 3.14.



а) форсунка 1, підгрупа 2.1



б) форсунка 2, підгрупа 2.1



в) форсунка 1, підгрупа 2.2



г) форсунка 2, підгрупа 2.2

Рисунок 3.14 – Гідравлічні випробування форсунок II групи

3.6.3 Експериментальне дослідження форсунок III групи

Для форсунок III групи масова витрата визначалася при постійній подачі тиску $9 \cdot 10^5$ Па.

У таблиці 3.28 наведені результати експериментального дослідження характеристик відцентрово-відцентрових форсунок III групи.

Таблиця 3.28 – Гідравлічні характеристики відцентрових форсунок II групи

Варіант №	№ форсунок	Форсунка 1			Форсунка 2		
		\dot{m} , кг/с	β , град	Δp , Па	\dot{m} , кг/с	β , град	Δp , Па
1	1.1	0.017	110	980665	0.02	128	980665
	1.2	0.017	110		0.02	128	
	1.3	0.017	110		0.02	128	
	1.4	0.017	108		0.02	130	
	1.5	0.017	110		0.02	130	
2	2.1	0.017	108	980665	0.02	126	980665
	2.2	0.017	110		0.02	126	
	2.3	0.017	108		0.02	130	
	2.4	0.017	108		0.02	130	
	2.5	0.017	108		0.02	130	
3	3.1	0.067	88	980665	0.074	114	980665
	3.2	0.067	88		0.076	116	
	3.3	0.068	91		0.074	116	
4	4.1	0.067	88	980665	0.075	116	
	4.2	0.066	90		0.074	116	
	4.3	0.067	88		0.074	116	
5	5.1	0.09	90	980665	0.213	112	980665
	5.2	0.09	84		0.212	110	
	5.3	0.09	82		0.213	112	
	5.4	0.089	84		0.212	114	
	5.5	0.089	82		0.212	112	
6	6.1	0.266	76	980665	0.078	115	980665
	6.2	0.267	76		0.079	116	
	6.3	0.267	76		0.079	118	
	6.4	0.267	76		0.079	116	
	6.5	0.267	76		0.078	116	
7	7.1	0.263	74		0.154	116	
	7.2	0.263	76		0.152	118	
	7.3	0.269	74		0.152	118	
	7.4	0.264	72		0.149	116	
	7.5	0.265	72		0.152	116	

3.6.4 Експериментальне дослідження форсунок групи IV

Отримані дані покривають діапазон вхідних тисків рідини від $2.94 \cdot 10^5$ Па до $14.7 \cdot 10^5$ Па. Результати експериментального дослідження великовитратних відцентрових форсунок групи IV наведені у таблицях 3.29 – 3.30.

Таблиця 3.29 – Дослідження залежності масової секундної витрати рідини при зміні тиску подачі Δp для «нульового» варіанту форсунок

Варіант №	№ зразку		$\Delta p, \cdot 10^5$ Па			
			2.94	5.88	9.81	14.7
0	0.1	\dot{m} , кг/с	0.178	0.248	0.318	0.386
	0.2		0.181	0.253	0.323	0.394
	0.3		0.178	0.248	0.317	0.386
	0.4		0.185	0.259	0.331	0.403
	0.5		0.181	0.253	0.323	0.394

Таблиця 3.30 – Результати експериментального дослідження варіантів форсунок №1–10

Варіант №		№ зразку	$\Delta p, \cdot 10^5$ Па				Варіант №	№ зразку		$\Delta p, \cdot 10^5$ Па			
			2.94	5.88	9.81	14.7				2.94	5.88	9.81	14.7
1	1.1	\dot{m} , кг/с	0.263	0.371	0.473	0.576	6	6.1	\dot{m} , кг/с	0.277	0.386	0.49	0.594
	1.2		0.266	0.374	0.479	0.582		6.2		0.276	0.384	0.488	0.592
	1.3		0.266	0.373	0.477	0.578		6.3		0.276	0.384	0.488	0.592
	1.4		0.263	0.371	0.475	0.577		6.4		0.272	0.378	0.48	0.583
	1.5		0.265	0.373	0.479	0.583		6.5		0.274	0.381	0.484	0.587
2	2.1	\dot{m} , кг/с	0.254	0.355	0.454	0.55	7	7.1	\dot{m} , кг/с	0.199	0.276	0.35	0.422
	2.2		0.256	0.36	0.457	0.553		7.2		0.199	0.276	0.35	0.422
	2.3		0.255	0.355	0.452	0.547		7.3		0.201	0.277	0.352	0.425
	2.4		0.259	0.359	0.458	0.554		7.4		0.201	0.277	0.351	0.424
	2.5		0.256	0.356	0.451	0.546		7.5		0.2	0.278	0.351	0.425
3 SISMA	3.1	\dot{m} , кг/с	0.254	0.354	0.452	0.551		7.6		0.198	0.274	0.348	0.421
	3.2		0.255	0.356	0.455	0.553		7.7		0.199	0.275	0.349	0.422
	3.3		0.255	0.355	0.453	0.55		7.8		0.2	0.277	0.351	0.425
	3.4		0.252	0.351	0.448	0.544		7.9		0.199	0.277	0.35	0.424
	3.5		0.255	0.355	0.453	0.55		7.10		0.201	0.277	0.351	0.424

Кінець таблиці 3.30

Варіант №		№ зразку	Δр, ·10 ⁵ Па				Варіант №	№ зразку	Δр, ·10 ⁵ Па				
			2.94	5.88	9.81	14.7			2.94	5.88	9.81	14.7	
3 EOS	3.1	ṁ, кг/с	0.207	0.285	0.36	0.436	8	8.1	ṁ, кг/с	0.28	0.387	0.489	0.592
	3.2		0.202	0.28	0.354	0.429		8.2		0.278	0.384	0.487	0.591
	3.3		0.207	0.287	0.361	0.438		8.3		0.271	0.375	0.48	0.585
	3.4		0.206	0.285	0.36	0.437		8.4		0.269	0.375	0.48	0.584
	3.5		0.204	0.282	0.358	0.433		8.5		0.27	0.375	0.477	0.581
4	4.1	ṁ, кг/с	0.261	0.359	0.456	0.552	9	9.1	ṁ, кг/с	0.211	0.288	0.362	0.437
	4.2		0.262	0.359	0.454	0.547		9.2		0.209	0.284	0.357	0.431
	4.3		0.261	0.356	0.451	0.545		9.3		0.212	0.287	0.36	0.434
	4.4		0.259	0.355	0.452	0.546		9.4		0.216	0.292	0.365	0.44
	4.5		0.263	0.357	0.454	0.549		9.5		0.214	0.29	0.363	0.439
5	5.1	ṁ, кг/с	0.191	0.264	0.335	0.405	10	10.1	ṁ, кг/с	0.279	0.389	0.497	0.602
	5.2		0.194	0.269	0.341	0.413		10.2		0.275	0.387	0.493	0.598
	5.3		0.192	0.269	0.34	0.412		10.3		0.273	0.383	0.491	0.596
	5.4		0.193	0.269	0.341	0.413		10.4		0.277	0.385	0.491	0.596
	5.5		0.19	0.263	0.334	0.405		10.5		0.269	0.378	0.484	0.587

Фотографії гідравлічних випробувань для форсунок IV групи представлені на рисунку 3.15.



Рисунок 3.15 –Приклад роботи форсунки групи IV

3.6.5 Оцінка повторюваності гідравлічних характеристик досліджених форсунок

При оцінці відхилення гідравлічної характеристики розглядалися 3 параметри: середньоарифметичне значення коефіцієнта витрати $\bar{\mu}$ в діапазоні зміни параметрів варіанта конструкції (середньоарифметичне значення з n виготовлених зразків для виготовленого варіанту конструкції); середньоквадратичне відхилення для розглядуваного діапазону даних для кожного варіанта конструкції та їх співвідношення $\Delta = \sigma / \bar{\mu}$.

Дані щодо повторюваності характеристики для форсунок I групи представлені у таблиці 3.31.

Таблиця 3.31 – Оцінка співвідношення Δ для розглянутої вибірки форсунок групи I.

Вар. №	Форсунка 1			Форсунка 2		
	$\bar{\mu}$	σ	$\Delta = \sigma / \bar{\mu}, \%$	$\bar{\mu}$	σ	$\Delta = \sigma / \bar{\mu}, \%$
1	0.381	0.005	1.3%	0.057	0.00098	1.7%
2	0.38	0.005	1.3%	0.057	0.0022	3.8%
3	0.381	0.005	1.4%	0.085	0.0025	2.9%
4	0.38	0.006	1.5%	0.085	0.0017	2.0%
5	0.428	0.007	1.7%	0.073	0.002	2.8%
6	0.382	0.005	1.2%	0.055	0.0011	2.1%

З таблиці 3.31 можна зробити висновок, що розглянута група форсунок володіє задовільною відтворюваністю гідравлічних характеристик.

Дані за повторюваністю характеристики для форсунок II групи наведені в таблицях 3.32 та 3.33.

Таблиця 3.32 – Оцінка співвідношення Δ для розглянутої вибірки форсунок групи II, підгрупи 2.1

Вар. №	Форсунка 1			Форсунка 2		
	$\bar{\mu}$	σ	$\Delta = \sigma / \bar{\mu}, \%$	$\bar{\mu}$	σ	$\Delta = \sigma / \bar{\mu}, \%$
1	0.06474	0.0006	0.93%	0.03147	0.0003	0.95%
2	0.05549	0.00589	10.61%	0.02192	0.00032	1.46%
3	0.06237	0.00063	1.00%	0.03364	0.00054	1.59%
4	0.05112	0.00074	1.45%	0.02858	0.00073	2.55%

Як можна бачити з таблиці 3.32 варіант №2 внутрішньої форсунки підгрупи 2.1 має значний розкид гідравлічних характеристик. Явну причину такого відхилення знайти не вдалося. Ймовірно, під час виробництва цих форсунок з'явився додатковий фактор впливу, який був виключений для інших форсунок. Примітно, що зовнішня форсунка варіанта №2 повністю узгоджується із сусідніми варіантами.

Таблиця 3.33 - Оцінка співвідношення Δ для розглянутої вибірки форсунок групи II, підгрупи 2.2

№ зразку	Форсунка 1			Форсунка 2		
	$\bar{\mu}$	σ	$\Delta=\sigma/\bar{\mu}, \%$	$\bar{\mu}$	σ	$\Delta=\sigma/\bar{\mu}, \%$
1	0.43749	0.0044	1.0%	0.07343	0.00082	1.1%
2	0.46645	0.00268	0.6%	0.07107	0.00068	1.0%
3	0.47136	0.00205	0.4%	0.07081	0.00118	1.7%

Підгрупа 2.2 повністю задовольняє вимогам повторюваності гідравлічних характеристик.

Результати повторюваності показників для форсунок III групи представлені в таблиці 3.34.

Таблиця 3.34 – Оцінка співвідношення Δ для розглянутої вибірки форсунок групи III.

Вар. №	Форсунка 1			Форсунка 2		
	$\bar{\mu}$	σ	$\Delta=\sigma/\bar{\mu}, \%$	$\bar{\mu}$	σ	$\Delta=\sigma/\bar{\mu}, \%$
1	0.0485	0.0004	0.82%	0.0199	0.0002	0.77%
2	0.0487	0.0002	0.39%	0.0197	0.0001	0.66%
3	0.1211	0.001	0.86%	0.0292	0.0005	1.55%
4	0.1199	0.001	0.87%	0.0291	0.0002	0.78%
5	0.1612	0.001	0.61%	0.0611	0.0002	0.26%
6	0.2633	0.0004	0.17%	0.0217	0.0002	0.70%
7	0.3048	0.0029	0.94%	0.0464	0.0005	1.18%

Група III повністю задовольняє вимогам повторюваності гідравлічних характеристик.

Дані за повторюваністю характеристики для форсунок IV групи наведені в таблицях 3.35 та 3.36.

Таблиця 3.35 – Оцінка співвідношення Δ для варіанта «0» форсунок групи IV, виготовлених класичними методами виробництва

Вар. №	$\bar{\mu}$	σ	$\Delta=\sigma/\bar{\mu}, \%$
1	0.046	0.00089	1.9%

Таблиця 3.36 – Оцінка співвідношення Δ для форсунок групи IV, виготовлених із застосуванням адитивної технології L-PBF

Вар. №	1	2	3 Sisma	3 EOS	4	5	6	7	8	9	10
$\bar{\mu}$	0.0683	0.0654	0.0650	0.0519	0.0656	0.0488	0.0701	0.0506	0.0696	0.0527	0.0705
σ	0.0007	0.0011	0.0009	0.0012	0.0017	0.0010	0.0013	0.0010	0.0014	0.0018	0.0011
$\Delta=\sigma/\bar{\mu}, \%$	1.0%	1.7%	1.4%	2.3%	2.5%	2.1%	1.8%	2.1%	2.1%	3.5%	1.5%

Група IV повністю задовольняє вимогам повторюваності гідравлічних характеристик. При цьому, найкращу повторюваність характеристик забезпечує варіант форсунки №1, що має круглу форму тангенціальних отворів.

Досліджені характеристики відцентрових форсунок у широкому діапазоні зміни їх геометричних параметрів, виражених геометричною характеристикою A та ступенем розкриття сопла форсунки C . Досліджено форсунки закритого ($C > 1$) та відкритого ($C \leq 1$) типів. При цьому доведено повторюваність гідравлічних характеристик у частині зміни параметра Δ в діапазоні $\pm 5\%$ для форсунок з діаметрів круглих тангенціальних отворів $d_{ex} = 0.92$ мм.

Таким чином, при проєктуванні відцентрових змішувальних елементів для виготовлення методом L-PBF рекомендовані наступні перевірені діапазони зміни параметрів:

$$A = \text{від } 1.94 \text{ до } 60.4; \quad C = \text{від } 0.87 \text{ до } 7.43.$$

$$d_{\text{вх}}^{\text{min}} = 0.92 \cdot 10^{-3} \text{ м (для круглих отворів).}$$

3.7 Експериментальне дослідження гідравлічних характеристик середніх частин та циліндрів камери РРД

Виготовлено 2 варіанти виконання зразків середніх частин камери рідкого ракетного двигуна. З метою дослідження гідравлічних характеристик трактів і впливу на них орієнтації деталі під час виготовлення, на 3D принтері Sisma 300 з

матеріалу Naupes 230 виготовлені по 2 зразки для кожного варіанта. Орієнтація для кожного варіанта змінювалася на 180 градусів, повністю збігаючись з напрямком поздовжньої осі середніх частин.

Практичний інтерес представляло виконання тракту охолодження, геометрія якого, задовольняючи вимогам з охолодження конструкції, відтворювалася б у двох варіантах орієнтації конструкції (див. рис. 3.16).

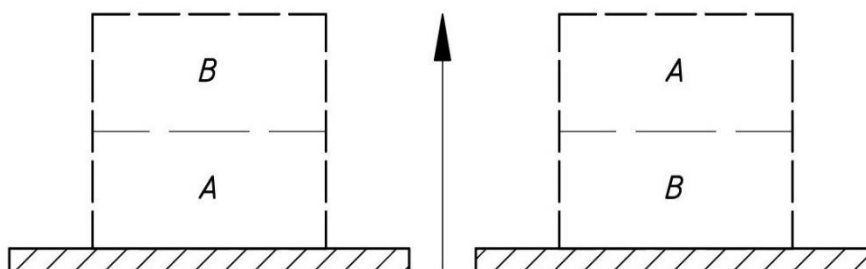


Рисунок 3.16 – Варіанти орієнтації конструкції середньої частини при виготовленні

3.7.1 Опис конструкції середніх частин

Геометричні особливості прийнятої конструкції тракту охолодження середньої частини представлені на рисунку 3.17.

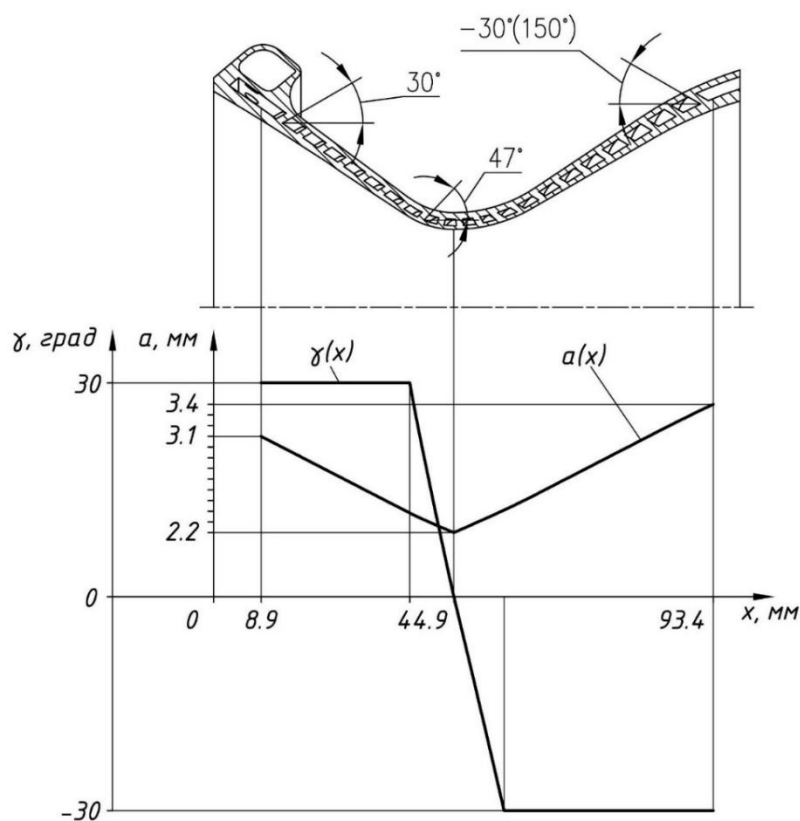


Рисунок 3.17 – Особливості геометрії тракту охолодження середньої частини

З метою забезпечення можливості виготовлення, було прийнято рішення про введення так званого «складового» кута γ ребер тракту охолодження, змінного в залежності від зміни геометрії внутрішньої стінки. При цьому найгірша якість поверхні реалізовувалася в зоні мінімального (критичного) перерізу середньої частини камери двигуна.

Запропоновані варіанти виконання конструкції середніх частин задовольняють вимогам забезпечення за інваріантністю відтворюваності тракту регенеративного охолодження в контексті осевого розташування (див. рис. 3.18).

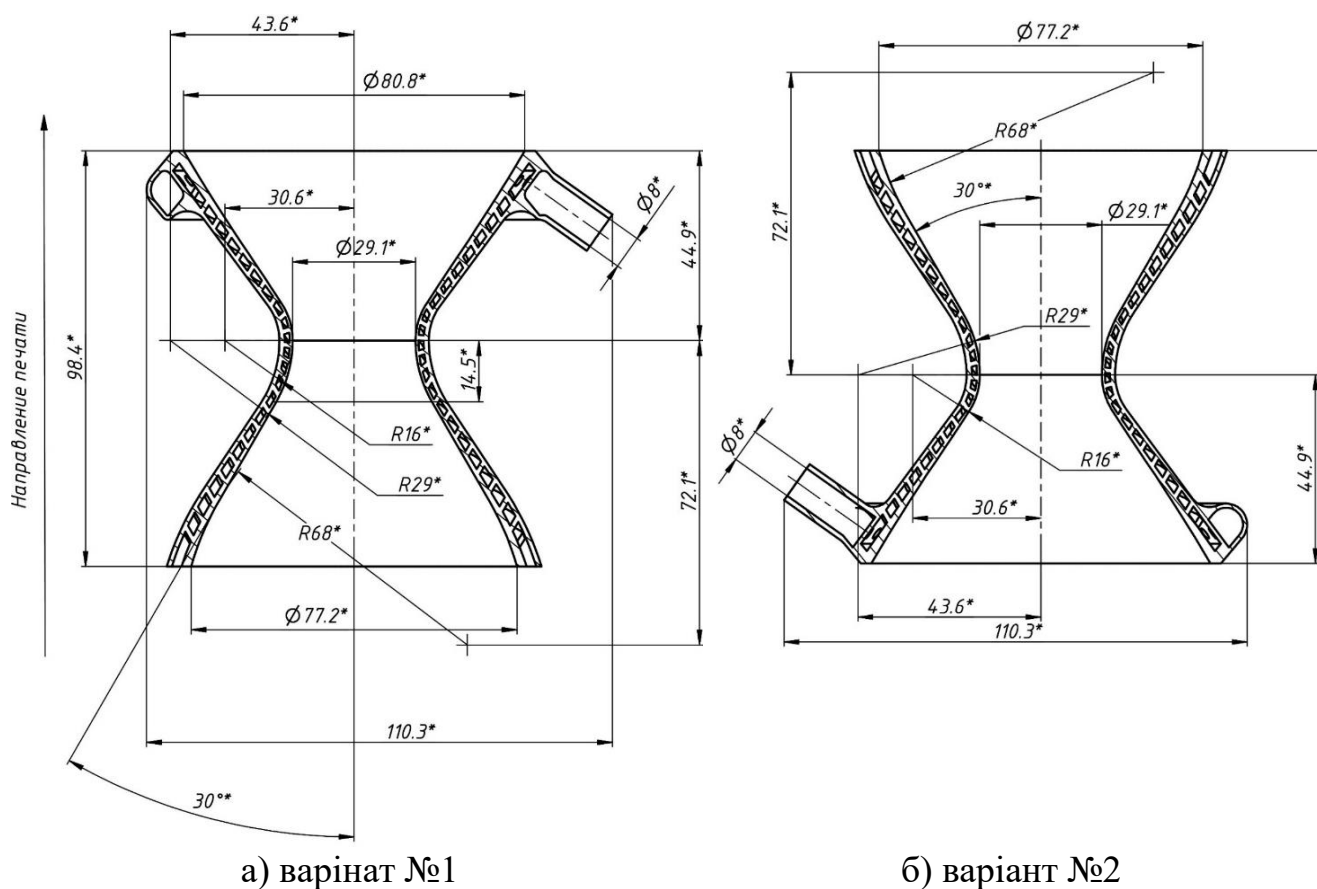


Рисунок 3.18 – Ескіз варіантів виготовлених середніх частин

3.7.2 Результати експериментального відпрацювання середніх частин

Експериментальне дослідження зразків середніх [78] частин проводилося для 2 основних режимів роботи з масовими секундними витратами: $\dot{m}_1 = 0.295$ кг/с, $\dot{m}_2 = 0.62$ кг/с. Отримані значення порівнювались з вимогами щодо втрат тиску в тракті для вихідної геометрії, виконаної класичними методами виробництва. Результати експериментального відпрацювання представлені у таблиці 3.37.

Таблиця 3.37 – Дослідження зміни перепаду тиску при двох режимах масової секундної витрати для зразків середніх частин

\dot{m} , кг/с	0.295				0.62			
$\Delta p_{\text{теор}}, \cdot 10^5 \text{ Па}$	3.82				16.8 ± 4.5			
№ зразку	1.1	1.2	2.1	2.2	1.1	1.2	2.1	2.2
$\Delta p_{\text{екс}}, \cdot 10^5 \text{ Па}$	7.22	8.1	9.24	8.28	29.64	30.9	39.3	35.7

На рисунку 3.19 представлені фото зроблених зразків.

У таблиці наведені значення розрахункової величини перепаду тиску $\Delta p_{\text{теор}}$. Розрахунок проводився за допомогою методики, описаної в [28].



а) варіант №1



б) варіант №2

Рисунок 3.19 – Фото виготовлених зразків

На рисунку 3.20 представлений процес проведення гідравлічних досліджень.



Рисунок 3.20 – Гідравлічні випробування варіанта №2 середньої частини

3.8 Опис конструкції циліндрів

З метою визначення гідравлічних характеристик трактів складної конфігурації, а також впливу форми і розмірів поперечного перерізу каналів, були виготовлені методом L-PBF 3 варіанти регенеративно-охолоджуваних циліндрів [78]. Для виготовлення використовувався принтер 3D Sisma 300, матеріал Haynes 230.

Виготовлені варіанти конструкції є класичними (в частині організації системи охолодження) зразками циліндричної частини камери згоряння РРД (див. рис. 3.21).

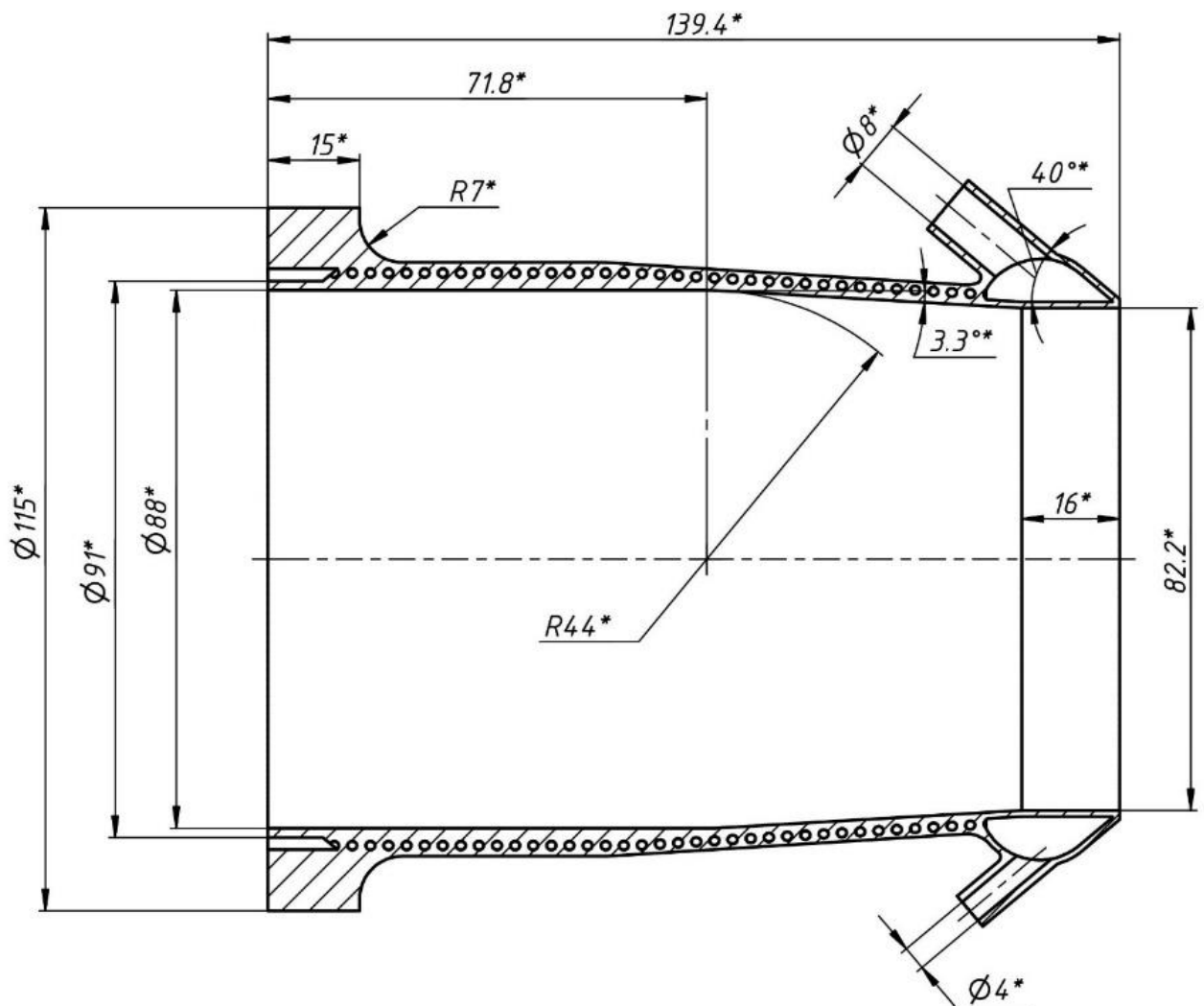
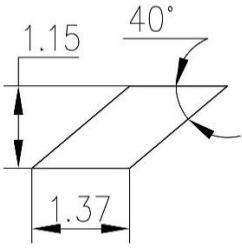
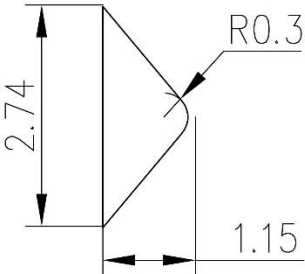
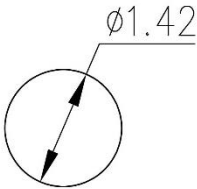


Рисунок 3.21 – Геометрія зразків циліндрів

Геометричні параметри трактів охолодження, а також форма та розміри їх поперечного перерізу наведені у таблиці 3.38.

Таблиця 3.38 – Геометричні параметри поперечного перерізу каналу тракту охолодження виготовлених циліндрів

Варіант №1	Варіант №2	Варіант №3
		
$n - 44 \text{ шт}$ $F - 1.6 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$ $\Pi - 5.97 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $d_e - 1 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$n - 44 \text{ шт}$ $F - 1.6 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$ $\Pi - 6.23 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $d_e - 1 \cdot 10^{-3} \text{ м}$	$n - 44 \text{ шт}$ $F - 1.6 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$ $\Pi - 4.4 \cdot 10^{-3} \text{ м}$ $d_e - 1.42 \cdot 10^{-3} \text{ м}$
<p>де n – кількість каналів, шт.; F – площа поперечного перерізу каналу, м^2; Π – периметр поперечного перерізу каналу, мм; d_e – еквівалентний діаметр поперечного перерізу каналу, м.</p>		

Приклад виготовленого зразка циліндра представлений на рисунку 3.22.



Рисунок 3.22 – Виготовлений зразок циліндру

3.8.1 Результати експериментального дослідження циліндрів

Експериментальне дослідження зразків середніх частин проводилося для 2 основних режимів роботи з масової секундною витратою: $\dot{m}_1 = 0.295$ кг/с, $\dot{m}_2 = 0.62$ кг/с. Отримані значення порівнювалися з вимогами щодо втрат тиску в тракті для вихідної геометрії, виконаної класичними методами виробництва. Результати експериментального відпрацювання наведені у таблиці 3.39.

Таблиця 3.39 – Дослідження залежності зміни перепаду тиску у тракті охолодження циліндрів для двох значень масових секундних витрат

\dot{m} , кг/с	0.295			0.62		
$\Delta p_{\text{теор}}, \cdot 10^5$ Па	0.83			3.4		
№	1	2	3	1	2	3
$\Delta p_{\text{екс}}, \cdot 10^5$ Па	2.91	2.85	2.22	13.1	13.0	10.1

За отриманими даними можна зробити висновок про наявність сильної розбіжності між теоретичними характеристиками і експериментально отриманими значеннями для трактів регенеративного охолодження середніх і циліндричних частин камер РРД, виготовлених методом адитивного виробництва L-PBF. Можливим поясненням може бути підвищена шорсткість поверхонь тракту регенеративного охолодження, а також відхилення закладених розмірів від закладених у моделі. Визначення шорсткості поверхонь гідравлічних трактів вимагає наявності дорогого складного обладнання, що в значній мірі ускладнює процес дослідження. З цієї причини достовірно визначити значення чистоти внутрішніх поверхонь регенеративного тракту не було можливим.

За результатами дослідження доведена можливість успішного виготовлення елементів РРД, що мають складну внутрішню конфігурацію каналів системи регенеративного охолодження.

3.9 Висновки до розділу 3

В розділі 3 приведені результати експериментального дослідження елементів конструкції РРД, виготовлені із застосуванням адитивної технології L-PBF.

З метою визначення мінімальних лінійних розмірів елементарного гідравлічного тракту – струминної форсунки, виготовлено та експериментально

досліджено 67 дослідних зразків у широкому діапазоні зміни тиску подачі рідини. За отриманими даними встановлено, що мінімальний розмір круглого отвору сопла форсунки, при реалізації якого повторюваність коефіцієнту витрати μ лежить у задовільному для інженерного використання діапазоні $\pm 5\%$ становить $1 \cdot 10^{-3}$ м.

З метою визначення мінімальних лінійних розмірів поперечного перерізу тангенціального отвору, а також вплив його форми та розмірів на гідравлічні характеристики було виготовлено 48 зразків дослідних конструкцій з тангенціальними отворами різних форм та розмірів. Встановлена можливість отримання задовільної повторюваності гідравлічних характеристик для всього діапазону виготовлених типорозмірів.

Доведено можливість успішної адаптації геометрії вузлів поясів завісного охолодження камери двигуна. Для цього було виготовлено 8 зразків із варіюванням геометричних параметрів вирівнюючої решітки на виході із поясу. За результатами проведеної роботи рекомендовано до виготовлення перевірений діапазон зміни геометричних параметрів конструкції поясу завісного охолодження.

Перевірено можливість виготовлення комплексних елементів трактів регенеративного охолодження. Для цього виготовлено 4 дослідні зразки середніх частин камери РРД, а також 3 дослідні зразки циліндрів. Встановлено можливість успішної адаптації геометрії вказаних елементів для виготовлення із застосування адитивної технології L-PBF. Встановлено, що прогнозовані за класичними рекомендаціями розрахунку втрат тиску у гідравлічних трактах РРД значно менше, ніж підтверджені за результатом експерименту. Отримані реальні показники наведено у таблицях.

З метою набору статистичних даних виготовлено та експериментально досліджено 4 групи відцентрових форсунок, виготовлених із застосуванням методу L-PBF. Доведено, що повторюваність коефіцієнту витрати μ задовільна для всіх виготовлених зразків. Отримані реальні дані експериментального дослідження є основою для подальшого аналізу та експериментального дослідження змішувальних головок РРД, виготовлених із застосуванням адитивної технології L-PBF.

РОЗДІЛ 4. ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНЕ ДОСЛІДЖЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ РОБОТИ ФОРСУНОК У СКЛАДІ ЗМІШУВАЛЬНИХ ГОЛОВОК РРД

В рамках експериментального дослідження ефективності роботи систем сумішоутворення, виготовлених із застосуванням адитивних технологій розглянуто 2 основні концепції: використання змішувальних головок (ЗГ), форсунки яких виготовлені «класичними» методами та використання змішувальних головок, що були виготовлені заціло однією деталлю із застосуванням адитивної технології L-PBF.

ЗГ із форсунками, виготовленими «класичними» методами, взято в якості еталону та будемо називати **базовим** варіантом. Щодо ЗГ адитивного виробництва, за дослідженими характеристиками форсунок спроектовано та виготовлено 4 різні варіанти ЗШ. На базі розглянутих варіантів змішувальних головок, виготовлено та експериментально досліджено відповідні їм дослідні конструкції (ДК) камер РРД. Вивчення характеристик систем сумішоутворення, виготовлених методом адитивних технологій виконали у порівнянні їх із базовими варіантами виконання ЗШ.

Метою проведення експериментальних досліджень було:

- Підтвердження можливості виготовлення комплексних систем сумішоутворення однією деталлю, що не потребує додаткового доопрацювання для подальшого застосування у складі конструкції камери РРД;
- підтвердження можливості досягнення показників ефективності роботи системи сумішоутворення, виготовленої із застосуванням методу L-PBF.
- За необхідності, розглянути додаткові методи підвищення ефективності роботи камери двигуна на базі ЗШ адитивного виробництва.

Порівняння зведено до оцінки ступеню повноти процесу горіння, як показнику ефективності роботи змішувальної головки, і як слідство, камери двигуна. Сформовано висновки щодо можливості виготовлення систем сумішоутворення методом адитивних технологій та доцільності використання у конструкціях камер із збереженням високих питомих характеристик, а висока

ефективність надрукованих ДК підтверджена вогневими випробуваннями 3 зразків.

4.1 Визначення основних параметрів роботи дослідних конструкцій камер двигуна

Важливо дати пояснення щодо процесу оцінки та вибору певних параметрів камери двигуна, що тісно зв'язані з ефективністю її роботи. Під час проведення експериментальних досліджень, особливо на етапі пошукових робіт, потрібно розуміти тенденції зміни отримуваних реальних даних та обґрунтовувати можливу зміну подальшої концепції конструкції. Таким чином, коротко розглянемо особливості визначення та значення параметрів камери двигуна при експериментальному дослідженні.

4.1.1 Оцінка параметру ефективності процесу у камері РРД

Ефективність роботи камери ракетного рідинного двигуна визначається рядом конструктивних параметрів змішувальної головки, а також особливістю як індивідуальної, так і сумісної роботи форсунок в конструкції системи сумішоутворення. Як правило, оцінити якість функціонування можливо через показник ступеня завершеності процесу горіння φ_β , що якісно відображає співвідношення дійсного та теоретичного комплексів $(RT)_{КЗ}$ у камері згоряння, та характеризує роботоздатність отриманих продуктів реакції камери двигуна (див. формулу (4.1)) [28].

$$\varphi_\beta = \frac{\sqrt{(RT)_{КЗ}^Д}}{\sqrt{(RT)_{КЗ}^Т}} \quad (4.1)$$

де $\sqrt{(RT)_{КЗ}^Д}$ дійсне значення отримуваних параметрів; $\sqrt{(RT)_{КЗ}^Т}$ це теоретичне значення отримуваних параметрів у камері згоряння.

Співвідношення (4.1) можливо характеризувати і наступним чином. Розглянемо характеристичну швидкість β , що відображає частину питомого імпульсу тяги, створювану саме камерою РРД без врахування додаткового розгону

продуктів згоряння у надзвуковій частині. Відомо, що β визначається за наступним рівнянням (4.2):

$$\beta = \frac{p_k \cdot F_{кр}}{\dot{m}} \quad (4.2)$$

p_k – тиск у камері згоряння; $F_{кр}$ – площа поперечного перерізу мінімального (критичного) перерізу камери; \dot{m} – сумарна масова витрата компонентів палива.

За інших рівних умов показник φ_β оцінюється як співвідношення витратних комплексів:

$$\varphi_\beta = \frac{\beta_d}{\beta_t}, \quad (4.3)$$

β_d – дійсне значення витратного комплексу; β_t – теоретичне значення витратного комплексу.

$$\text{тоді } \varphi_\beta = \frac{p_k^d}{p_k^t} \quad (4.4)$$

де p_k^d і p_k^t – дійсне та теоретичне значення тиску у камері згоряння, відповідно. Значення тиску p_k^t задається на етапі попереднього проєктування та є обов’язковою величиною для досягнення при роботі камери. Виходячи із приведених рівнянь (4.3) та (4.4) можливо зробити наступний висновок: чим більш ефективно організовано процес у камері згоряння, тим ближчі значення p_k^d і p_k^t при незмінній масовій витраті. Таким чином, показник φ_β характеризує ступінь повноти процесу у камері згоряння, або його інколи називають *коефіцієнтом повноти тиску*. Однак, подальший розгляд показника φ_β доцільно розглядати з точки зору зміни масової секундної витрати для досягнення теоретичного значення тиску у камері згоряння. Розглядаючи рівняння (4.3), отримаємо наступне співвідношення:

$$\text{тоді } \dot{m}_\Sigma^d = \frac{\dot{m}_\Sigma^t}{\varphi_\beta} \quad (4.5)$$

З рівняння (4.5) очевидно, що при $\varphi_\beta \rightarrow 1$, $\dot{m}_\Sigma^d \rightarrow \dot{m}_\Sigma^t$, тому показник φ_β також називають показником ефективності роботи камери згоряння ракетного двигуна. При проєктуванні та подальшому відпрацюванні, прагнуть до досягнення якомога більшої величини φ_β . Зазвичай реальне значення φ_β лежить у діапазоні від 0.95

до 0.99. З метою перевірки можливості досягнення ефективної роботи конструкції камери двигуна, виготовленої методом адитивних технологій L-PBF, був проведений ряд комплексних досліджень та порівняння показників ефективності для дослідних конструкцій (ДК) камер згоряння.

4.1.2 Вибір параметрів камери двигуна

Планувалось, що експериментальне дослідження ефективності роботи змішувальних головок зводилось би до виготовлення зразків конструкцій камер РРД з однаковими геометричними параметрами. Однак, при подальшому розгляді характеристик ефективності, з'явилась потреба у збільшенні часу перебування продуктів реакції $\tau_{\text{пер}}$ у вогневій порожнині камери, що у випадку РРД тісно пов'язано із приведеною довжиною камери двигуна $L_{\text{пр}}$ (див. залежності (4.6), (4.7)).

$$V_{\text{к}} = \frac{\tau_{\text{пер}} \dot{m}_{\Sigma} (RT)_{\text{к}}}{p_{\text{к}}} \quad (4.6)$$

$$L_{\text{пр}} = \frac{V_{\text{к}}}{F_{\text{кр}}} \quad (4.7)$$

Вочевидь для різних систем сумішоутворення характерні певні особливості роботи, що потрібно брати до уваги. Наприклад, для розглянутого варіанту 3Д друкованих форсунок досягнення певних параметрів якості розпилу форсунок базового варіанту змішувальних головок технологічно неможливе. Таким чином, навіть при забезпеченні задовільних умов рівномірності розподілу компонентів палива у поперечному перерізі, існує необхідність у додаткових заходах для підвищення ступеню завершеності процесу горіння в камері згоряння. Одним із таких шляхів є зміна тривалості перебування продуктів реакції у камері згоряння. Із залежностей (4.6) та (4.7) очевидно, що досягти збільшення $\tau_{\text{пер}}$ можливо за рахунок зміни геометричних параметрів камери двигуна – її об'єму $V_{\text{к}}$ та площі мінімального (критичного) перерізу $F_{\text{кр}}$. За умови заданого тиску у камері згоряння, площа критичного перерізу $F_{\text{кр}}$ залишається незмінною. Тоді збільшення тривалості перебування продуктів реакції можливе лише із підвищення об'єму

камери двигуна. Вихідним варіантом приведеної довжини камери було значення $L_{пр} = 1.58$ м, але після проведення аналізу на рахунок допустимих діапазонів її збільшення, вирішено було досягти значення $L_{пр} = 2$ м (див. рис. 4.1) [28, 64].

При проєктуванні змішувальної головки (ЗГ) доцільно дотримуватись уніфікованих розмірів її діаметру (тобто і діаметру циліндричної частини камери згоряння) в першу чергу для підвищення технологічності конструкції та збереження параметру відносної витратонапруженості:

$$\bar{q}_k = \frac{\dot{m}_\Sigma}{F_k p_k} \quad (4.8)$$

де F_k – площа поперечного перерізу циліндричної частини камери згоряння.

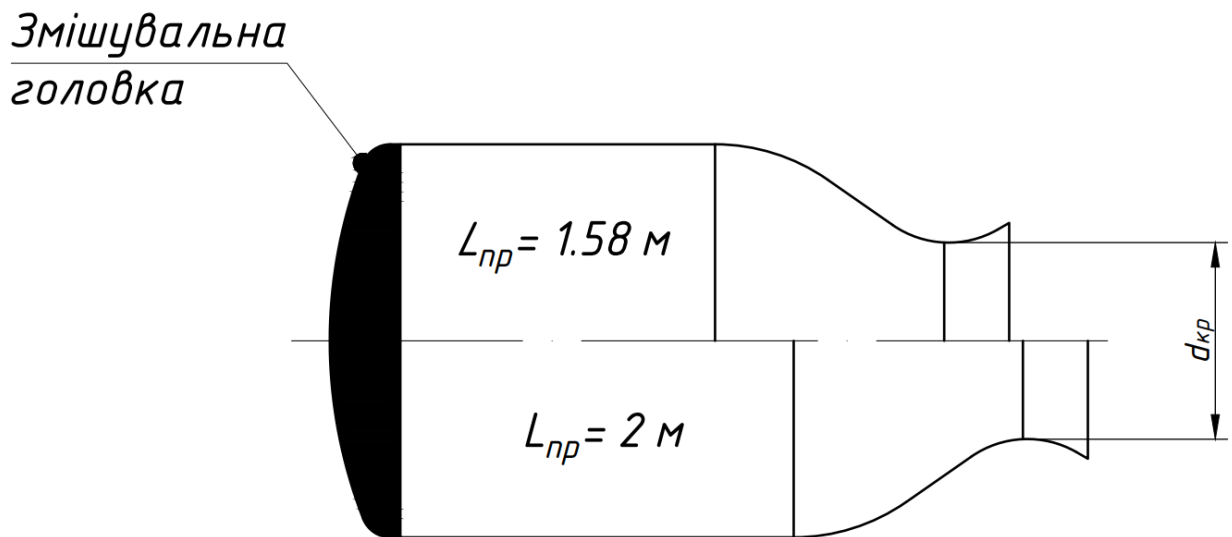


Рисунок 4.1 – Схематичне зображення зміни приведеної довжини $L_{пр}$ досліджуваних камер двигуна

При проєктуванні змішувальної головки доцільно дотримуватись уніфікованих розмірів її діаметру (тобто і діаметру циліндричної частини камери згоряння) в першу чергу для підвищення технологічності конструкції та збереження параметру відносної витратонапруженості:

$$\bar{q}_k = \frac{\dot{m}_\Sigma}{F_k p_k} \quad (4.8)$$

де F_k – площа поперечного перерізу циліндричної частини камери згоряння.

Параметр \bar{q}_k є довідковою величиною та очевидно характеризує кількість реагуючого компонента при заданому тиску на 1 м² площі камери згоряння. З погляду на те, що аналітично складно визначити ступінь впливу зміни \bar{q}_k на ефективність роботи камери, рекомендовано досягати значень відносної витратонапруженості, керуючись довідковими даними на основі існуючого досвіду ракетного двигунобудування.

Таким чином, для експериментального дослідження було виготовлено ДК камер двигуна з наступними параметрами (див. табл. 4.1).

Таблиця 4.1 – Основні параметри виготовлених дослідних конструкцій камер двигуна

ДК камери двигуна		Змішувальна головка	Корпус камери	p_k^T , Па	φ_β^T	\overline{q}_K , с/м	F_K , м ²				
			Lпр, м								
0	0.1	Базовий варіант	1.58	2·10 ⁶	0.972	6.54·10 ⁻⁵	6.1·10 ⁻³				
	0.2		1.58								
	0.3		2.0								
1		ЗГ №1	1.58								
2		ЗГ №2	1.58								
3		ЗГ №3	1.58								
4		ЗГ №4	2.0								

Розглянемо отримані результати для виготовлених змішувальних головок.

4.2 Опис виготовлених варіантів змішувальних головок

4.2.1 Опис базового варіанту змішувальної головки

Базовий варіант змішувальної головки побудований на основі відцентрово-відцентрових форсунок, виготовлених «класичними» методами (див. рис. 4.2). Сумарна кількість відцентрово-відцентрових форсунок налічує 37 штук. Для з'єднання форсунок із днищами використовується високотемпературна пайка. Днища, що формують порожнини ЗГ виготовлені методом адитивних технологій. Впровадження нового методу виробництва дозволило знизити об'єми порожнин подавання компонентів палива змішувальної головки, а також інтегрувати

антипульсаційну перегородку у конструкцію складального елементу без необхідності подальшої її фіксації. Для з'єднання днищ між собою використовується зварювання. Використання класичних методів виробництва дозволяє виготовляти використовувати нехарактерні для адитивного виробництва розміри конструктивних елементів. . Наприклад, для форсунки пального значення діаметру тангенціальних отворів дорівнює $\varnothing 0.45 \cdot 10^{-3}$ м, а для форсунки окислювача – $\varnothing 0.7 \cdot 10^{-3}$ м.

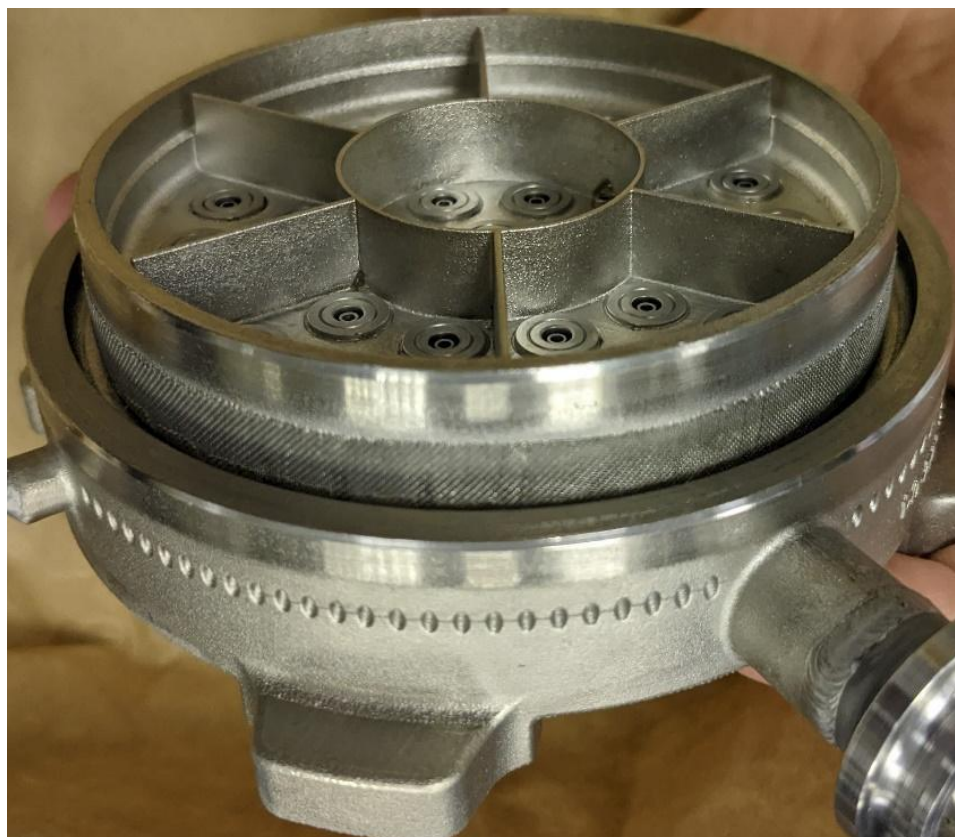


Рисунок 4.2 – Базовий варіант змішувальної головки

Згідно до отриманих експериментальних даних щодо мінімального розміру отворів, такий варіант виконання отворів неможливе методом адитивної технології. В таблиці 4.2 наведені основні геометричні параметри змішувальних головок базового варіанту виконання (геометрична та гідравлічна характеристики форсунок та об'єми порожнин компонентів палива).

Таблиця 4.2 – Геометричні параметри базового варіанту змішувальних головок

Форсунка	Кількість форсунок, шт	A	Об'єм порожнини компонента, м ³
Форсунка пального	37	28.4	$3.58 \cdot 10^{-5}$
Форсунка окислювача		2.6	$2 \cdot 10^{-5}$

Виготовлені змішувальні головки проходили попередні гідравлічні випробування для визначення їх основних характеристик. З врахуванням особливостей виробництва (використання пайки для з'єднання форсунок з днищами змішувальної головки), експериментальні дослідження також являлися обов'язковим етапом через погіршення або повної втрати роботоздатності конструкції. На рисунку 4.3 приведено процес гідравлічних випробувань виготовлених деталей. В якості робочої рідини під час дослідження використовувалась вода.



Рисунок 4.3 – Гідравлічні випробування виготовлених змішувальних головок

Гідравлічні випробування для проточних частин змішувальних головок проводилися з коригуванням масових витрат для робочої рідини, що використовується при гідравлічних випробуваннях з урахуванням розбіжності густин відповідних компонентів за формулою (4.5).

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 \cdot \sqrt{\frac{\rho_1}{\rho_2}} \quad (4.5)$$

де \dot{m}_1 та \dot{m}_2 – масові витрати робочої рідини та компоненту палива, відповідно.

ρ_1 та ρ_2 – густина робочої рідини та компоненту палива, відповідно.

В таблиці 4.3 приведені основні параметри змішувальної головки під час проведення гідравлічних випробувань.

Таблиця 4.3 – Основні параметри базового варіанту змішувальної головки

Тракт	\dot{m} , кг/с	$\Delta p_{\text{вх}}$, Па
«Окислювач»	0.377	$3.7 \cdot 10^5$
«Пальне»	0.2788	$3.4 \cdot 10^5$

В таблиці 4.3 $\Delta p_{\text{вх}}$ – величина тиску на вході у проточний тракт змішувальної головки.

Таким чином, конструкція змішувальної головки з форсунками, виготовленими класичними технологіями представляє собою комплексну складальну одиницю, що складається із сотень найменувань різних деталей. При цьому, значну складність представляє собою відпрацювання технології паяння форсунок із днищами змішувальної головки для забезпечення якісного герметичного з'єднання деталей. Нанесення припою потребує досвіду роботи та наявності відповідного інструменту, що, маючи на увазі геометричні розміри та точність виконання форсунок, представляє певні труднощі. Також складним процесом є організація і сама процедура перевірки отриманого з'єднання, що потребує використання пенітрів – спеціальних рідин для проявлення дефектів паяних швів [73–74]. У разі виявлення дефекту (як правило, негерметичності з'єднання) існує потреба у процедурі ремонту – повторного паяння, що також потребує окремого відпрацювання для отримання потрібної якості виробу.

4.2.2 Дослідна конструкція змішувальної головки №1

Розроблена конструкція камери РРД з 19 форсунками, параметри яких ґрунтуються на результатах дослідження автономної роботи дискретних форсунок (рис. 4.4). Виготовлення змішувальної головки №1 методом адитивного друку підтвердило можливість використання цієї технології для отримання складних систем сумішоутворення камери РРД.

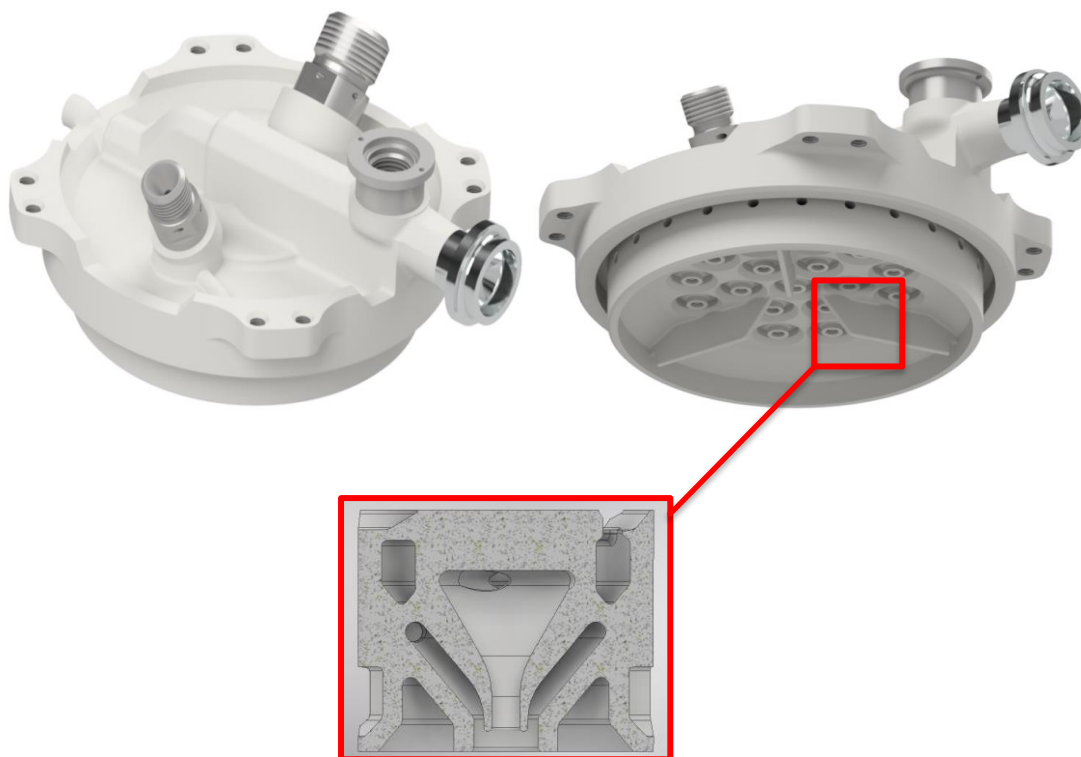


Рисунок 4.4 – Варіант №1 змішувальної головки

З огляду на основні геометричні обмеження, прямий реінжиніринг форсунок базового варіанту конструкції неможливий. Тому при проєктуванні змішувальної головки №1 виходили із забезпечення мінімального діаметру тангенціальних отворів $\varnothing 1 \cdot 10^{-3}$ м, а отримана кількість в 19 шт. була наслідком зазначеного технологічного обмеження. Геометричні параметри форсунок приведені у таблиці 4.4.

Таблиця 4.4 – Параметри форсунок варіанту №1 змішувальної головки

Форсунка	Кількість форсунок, шт.	А	Об'єм порожнини компоненту, м ³
Форсунка пального	19	14.4	$7.9 \cdot 10^{-4}$
Форсунка окислювача		3.2	$2.2 \cdot 10^{-5}$

Такий варіант конструктивного виконання змішувальних головок повинен був забезпечувати задовільну рівномірність розподілу компонентів палива у поперечному перерізі камери двигуна на ряду з покращенням їх динамічних характеристик (за рахунок зниження об'єму порожнин компонентів палива).

За результатами проведених випробувань визначено, що втрати тиску у тракті значною мірою перевищують значення базового варіанту та приведені в таблиці 4.5.

Таблиця 4.5 – Основні параметри змішувальної головки №1

Тракт	\dot{m} , кг/с	$\Delta p_{\text{вх}}$, Па
«Окислювач»	0.377	$6.8 \cdot 10^5$
«Пальне»	0.2788	$5.23 \cdot 10^5$

4.2.3 Варіант №2 змішувальної головки

Збільшення геометричних розмірів форсунки в частині збільшення моменту кількості руху рідини на вході, а також зменшення кількості тангенціальних отворів повинно було привести до покращення умов розпилювання, що призвело б до зменшення довжини розпаду плівки рідини із зниженням середнього медіанного діаметру крапель. Це, імовірно, в свою чергу призвело б до підвищення характеристик камери двигуна за рахунок меншої тривалості початку реакції компонентів палива.

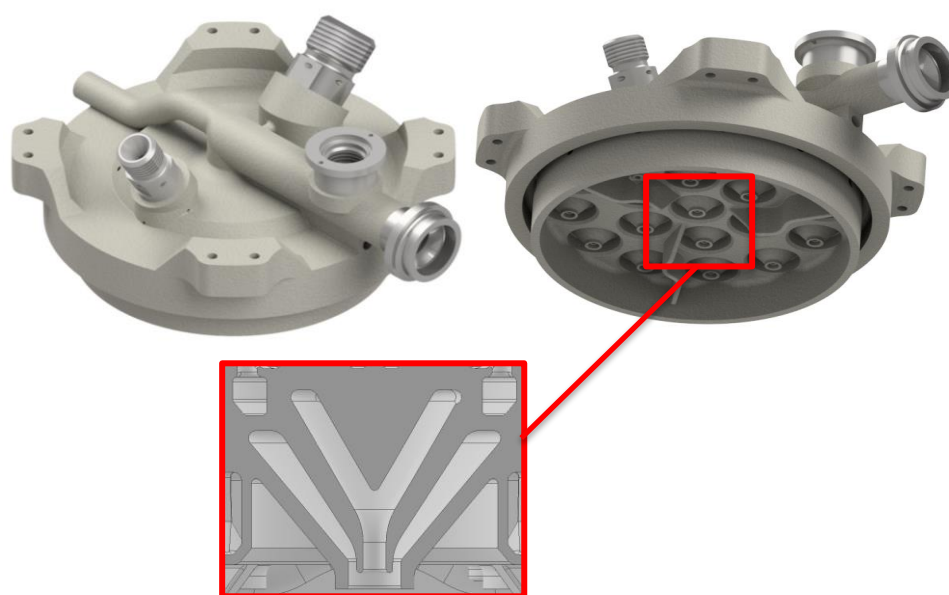


Рисунок 4.5 – Варіант змішувальної головки №2

В таблиці 4.6 приведені основні геометричні параметри змішувальної головки №2.

Таблиця 4.6 – Геометричні параметри форсунок та особливостей тракту змішувальної головки №2

Форсунка	Кількість форсунок, шт.	A	Об'єм порожнин компоненту, м ³
Форсунка пального	19	41.8	$1.4 \cdot 10^{-5}$
Форсунка окислювача		4.3	$2.8 \cdot 10^{-5}$

Такий варіант конструктивного доопрацювання змішувальної головки повинен був забезпечувати більшу ефективність організації процесу в камері згоряння. Однак, ЗГ №2 характеризується збільшеними у порівнянні з варіантом №1 об'ємами порожнин компонентів палива ЗГ №1.

Зниження також потребував і перепад тиску в тракті ЗГ. Проведені гідравлічні випробування дозволили отримати наступні значення (див. табл. 4.7).

Таблиця 4.7 – Основні параметри змішувальної головки №2

Тракт	\dot{m} , кг/с	$\Delta p_{\text{вх}}$, Па
«Окислювач»	0.377	$5.3 \cdot 10^5$
«Пальне»	0.2788	$3.1 \cdot 10^5$

При цьому, перепад тиску по тракту пального лежав у допустимому діапазоні в порівнянні з базовим варіантом, тоді як тракт окислювача потребував доопрацювання.

4.2.4 Варіант №3 змішувальної головки

Наступна концепція конструкції змішувальної головки №3 полягала у збільшенні моменту кількості руху, що в свою чергу визвало позитивний вплив на ефективність організації процесу для змішувальної головки №2. Однак, подальше збільшення розмірів індивідуальної форсунки було можливе лише при зменшенні їх кількості у складі системи сумішоутворення – знижувалась загальна дискретність системи (див. рис. 4.6).

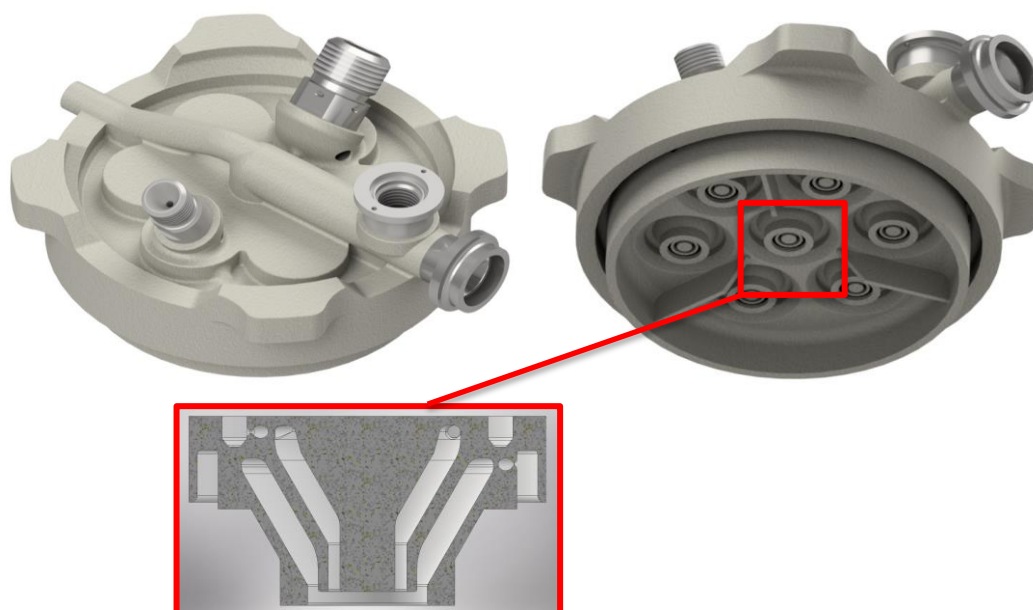


Рисунок 4.6 – Варіант змішувальної головки №3

Геометричні параметри змішувальної головки №3 приведені в таблиці 4.8.

Таблиця 4.8 – Геометричні параметри форсунок та особливостей тракту змішувальної головки №3.

Форсунка	Кількість форсунок, шт.	A	Об'єм порожнин компоненту, м ³
Форсунка пального	7	59.6	$1.7 \cdot 10^{-5}$
Форсунка окислювача		17.1	$2.1 \cdot 10^{-5}$

Попередні гідравлічні випробування дозволили певною мірою успішно прогнозувати перепади тиску на форсунках. Однак, в конкретному випадку ЗГ №3 втрати тиску не регламентувалися через значну зміну концепції компоновання. Попередні результати гідравлічних випробувань приведені в таблиці 4.9.

Таблиця 4.9 – Основні параметри змішувальної головки №3

Тракт	\dot{m} , кг/с	$\Delta p_{\text{вх}}$, Па
«Окислювач»	0.377	$5.2 \cdot 10^5$
«Пальне»	0.2788	$5.0 \cdot 10^5$

4.2.5 Змішувальна головка №4

Взятий за основу варіант №2 змішувальної головки, результати вогневих випробувань якої показав позитивний вплив нововведень спонукав до розглядання додаткових заходів підвищення ефективності внутрішньокамерних процесів. На рисунку 4.7 приведена змішувальна головка №4.

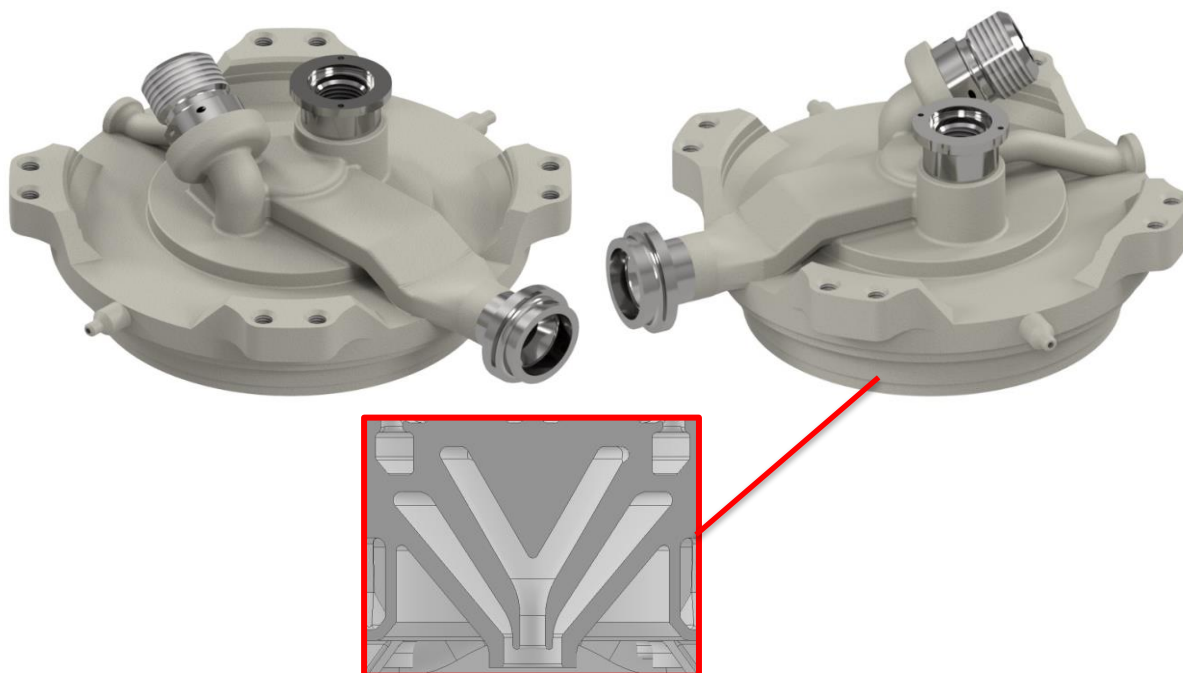


Рисунок 4.7 – Варіант змішувальної головки №4

Параметри змішувальної головки приведені в таблиці 4.10.

Таблиця 4.10 – Геометричні параметри форсунок та особливостей тракту змішувальної головки №4.

Форсунка	Кількість форсунок, шт.	А	Об'єм порожнини компонента, м ³
Форсунка пального	19	46.1	$1.3 \cdot 10^{-5}$
Форсунка окислювача		3.5	$2.7 \cdot 10^{-5}$

Попередні гідравлічні випробування змішувальної головки №4 дозволили точно прогнозувати отримувані гідравлічні характеристики. Було вирішено свідомо збільшити втрати тиску на форсунках при потенційному покращенні рівномірності розподілу компонентів палива. Отримані параметри приведені в таблиці 4.11.

Таблиця 4.11 – Основні параметри змішувальної головки №4

Тракт	\dot{m} , кг/с	$\Delta p_{\text{вх}}$, Па
«Окислювач»	0.377	$6.3 \cdot 10^5$
«Пальне»	0.2788	$4.3 \cdot 10^5$

4.3 Опис експериментального обладнання

На обладнанні ДП «ЮМЗ» була використана експериментальна установка для дослідження параметрів роботи виготовлених ДК камер двигуна на базі

запропонованих змішувальних головок. Принципову схему установки приведено на рисунку 4.8. В якості компонентної пари використано азотний тетроксид (АТ) і несиметричний диметилгідрозин (НДМГ).

4.3.1 Експериментальна установка

Укрупнено дослідна установка складається із елементів що відносяться до стенду, та тих, що відносяться до виробу. **Стеновими** елементами вважаємо баки із компонентами палива (на рис. 4.8 – «Ок» і «П»), стенові клапани, дроселі, витратоміри (турбінного типу), а також фільтри. До **виробу** відноситься дослідна конструкція (ДК), електро-гідроклапан пального (ЕГК «П») та фільтри, встановлені перед клапанами виробу. Із технічних причин замість ЕГК «Ок» було встановлено стеновий електро-пневмо клапан (ЕПК), позначений на рисунку 4.1 як «Стеновий клапан «ОК»».

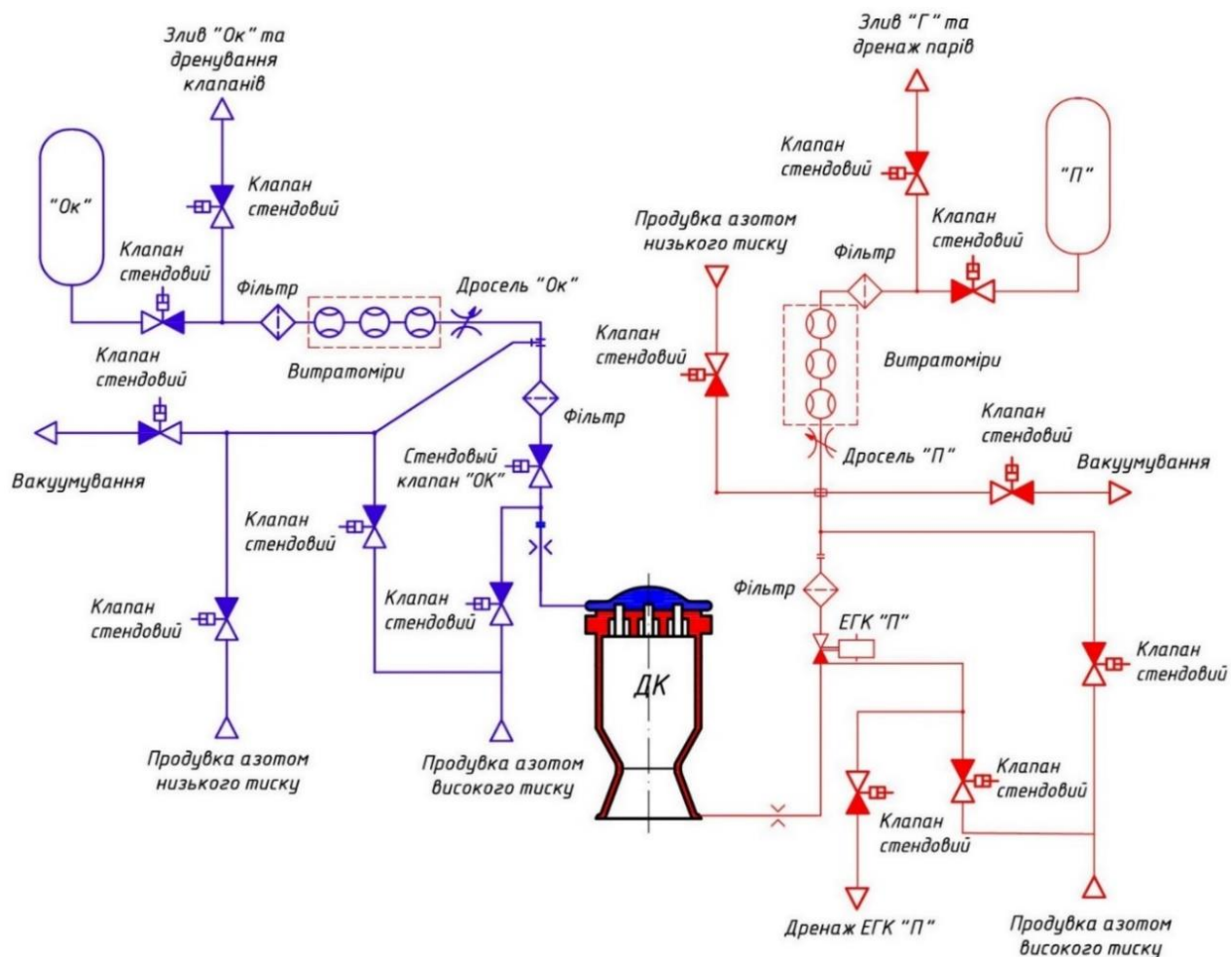


Рисунок 4.8 – Схема експериментальної установки для дослідження роботи дослідної конструкції камери двигуна на базі виготовлених змішувальних головок

Для представленої схеми в частині стендових магістралей подачі компонентів палива, було передбачено системи дренування, вакуумування та продувки азотом. В свою чергу система продування азотом поділялась на 2 варіанти: продувка низького тиску та високого. Продування низьким тиском азоту проводилось по лініям встановлення витратомірів для зменшення шкідливого впливу на їх механічну частину. Продування високим тиском проводилось для лінії встановлення ДК камери, що характеризується відносно високим гідравлічним опором. Випробування проводилися в атмосферних умовах. Що було враховано в ДК шляхом відповідного зменшення діаметру закритичної частини сопла.

Випробування проводилися на фіксованому режимі роботи за циклограмою, приведеною на рисунку 4.9.

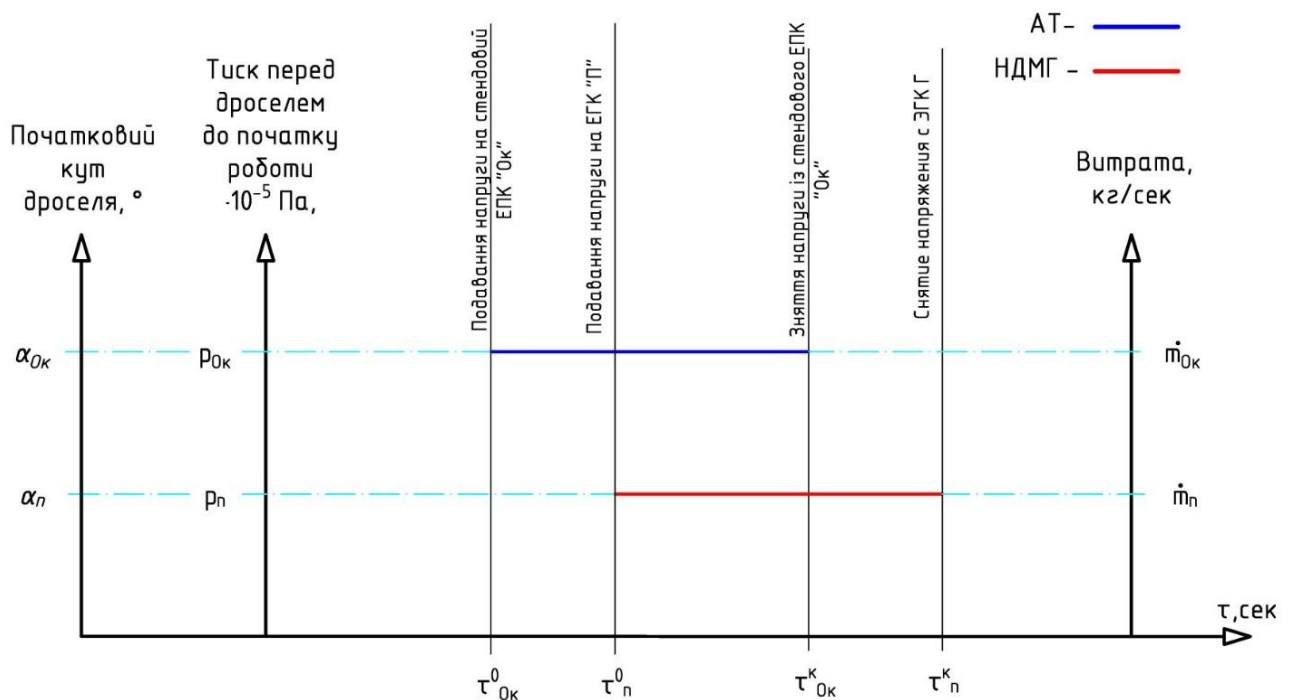


Рисунок 4.9 – Циклограма роботи досліджених камер двигуна

На циклограмі (див. рис. 4.9) приведено режим роботи ДК камер для визначення параметрів ефективності. Перед запуском камери двигуна магістралі підводу **вакуумувалися** для забезпечення відповідних вимог до чистоти порожнин магістралей, виключення можливості взаємодії компонентів палива із повітрям, насичення газами та ін., що може призвести до аварійної роботи камери двигуна. Далі проводилося **заповнення** магістралей підводу компонентами палива з

видаленням газової фракції дренаванням частини компонентів у відповідні зливні порожнини. При цьому паралельно виставлялися **кути** установки дроселей α_{Ok} та $\alpha_{П}$. З метою досягнення цільових параметрів під час роботи в залежності від показників **витратомірів** \dot{m}_{Ok} та $\dot{m}_{П}$, дроселі за зворотнім зв'язком мали можливість до саморегулювання. **Тиск** в магістралях підводу компонентів p_{Ok} та $p_{П}$ визначався в залежності від гідравлічних характеристик стендових систем, а також камер двигуна і втрат тиску на дроселях. На часовій шкалі циклограми позначення τ_{Ok}^0 та $\tau_{П}^0$ відповідають моментам часу, в які подавалися команди на відкриття клапанів «Ok» та «П» для подачі у вогневу порожнину досліджуваних камер. Позначення τ_{Ok}^K та $\tau_{П}^K$ відповідали моментам часу, в які подавалися команди на закриття клапанів «Ok» та «П», відповідно. Маючи на увазі, що затримка між подачами команд на відкриття клапанів «Ok» та «П» незначна ($\tau_{Ok}^0 - \tau_{П}^0 = \sim 0.1 - 0.3$ с), тоді можна вважати, що тривалість випробувань $\tau_{випр} = \tau_{П}^K - \tau_{Ok}^0$.

Одним із важливих факторів під час проведення випробувань є час роботи камери двигуна. Тривалість проведення випробувань також впливає на достовірність визначення показника ефективності процесу ϕ_{β} . Потрібно досягати роботи камери, параметри якої не змінюються в часі, а наявні відхилення параметрів коливаються в межах відхилення від середнього значення цільових параметрів. Під час випробувань за «еталон» було взято варіант базовий змішувальної головки, форсунки якої були виготовлені класичними методами виробництва. В першу чергу, розглядалися параметри ефективності роботи камери двигуна на базі зазначеної системи сумішоутворення.

В таблиці 4.12 приведені значення тривалості випробувань для розглянутих варіантів роботи конструкції.

Таблиця 4.12 – Тривалість роботи досліджених камер двигуна та отримані показники ефективності

	Базовий варіант			ДК №1	ДК №2	ДК №3	ДК №4
	№1	№2	№3				
$\tau_{випр}$	100 с	100 с	30 с	150 с	100 с	100 с	40 с

З таблиці 4.12 можна побачити, що мінімальна тривалість випробувань сягала 30 с, що повністю забезпечувало можливість достовірної оцінки параметрів ефективності роботи камери згоряння Φ_p .

4.3.2 Опис обладнання для реєстрації робочих параметрів

Програмне забезпечення. При роботі з фізичними величинами тиску, температури та т. п. важливо користуватися якісним обладнанням для реєстрації відповідних параметрів. Під час проведення експериментального дослідження використовувалась система реєстрації параметрів компанії National Instruments з використанням ліцензованого програмного забезпечення LabVIEW [66].

Для подальшої обробки отриманих даних використано ліцензоване програмне забезпечення Igor Pro [67].

Для визначення теоретичних параметрів роботи камери двигуна використовувалось ліцензійне програмне забезпечення Rocket Propulsion Analysis (RPA) [68].

Вимірювальне обладнання. Для виміру параметрів тиску, температури и витрати використовувалось обладнання, приведене в таблиці 4.13.

Таблиця 4.13 – Датчики температури, тиску та витратоміри, що використовувались при експериментальному дослідженні

Назва	Маркування	Похибка вимірювання	Місце розташування
Термопара	ТЧ-1 ХК (А) [69]	$\pm 2.5^\circ$	<ul style="list-style-type: none"> - Температури компонентів на вході в камеру двигуна - Температури компонентів на вході у змішувальну головку
Датчики тиску	Wika S-20 [70–72]	± 0.25 від максимального значення	<ul style="list-style-type: none"> - Тиск компонентів палива на вході в ДК камери двигуна; - Тиск в камері згоряння
Витратоміри	ТПР-6-1-1 [43]	$\pm 1\%$ від вимірюваної величини. Діапазон виміру від $0.05 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{с}$ до $0.1 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{с}$	Витратомір палива на вході в ДК камери двигуна
	ТПР-8-1-1 [75]	$\pm 0.4\%$ від вимірюваної величини. Діапазон виміру від $0.125 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{с}$ до $0.25 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3/\text{с}$	Витратомір окислювача на вході в камеру двигуна

Використане вимірювальне обладнання та програмне забезпечення, що використовувались під час проведення експериментальних досліджень повністю верифіковане та відповідає сучасним вимогам до точності проведення експерименту.

4.4 Результати експериментального дослідження

За результатами проведених експериментальних досліджень проведено порівняння отриманих даних стосовно ефективності роботи кожної із виготовлених дослідних конструкцій камер РРД (див. табл. 4.14, рис. 4.10).

Таблиця 4.14 – Порівняння результатів вогневих випробувань виготовлених ДК камер двигуна на базі розглянутих змішувальних головок

	ДК №0 (Базовий варіант)			ДК №1	ДК №2	ДК №3	ДК №4
	№1	№2	№3				
$\tau_{\text{випр}}$	100 с	100 с	30 с	150 с	100 с	100 с	40 с
$L_{\text{пр}}$	1.58 м	1.58 м	2 м	1.58 м	1.58 м	1.58 м	2 м
$\Phi_{\text{в}}$	0.9727	0.9684	0.9678	0.9435	0.9531	0.9121	0.9756

Слід зазначити, що згідно до рекомендацій, щодо вибору приведеної довжини камери двигуна [28, 64], рекомендовані значення лежать в діапазоні від 1.5 м до 2 м.



Рисунок 4.10 – Процес проведення вогневих випробувань дослідної конструкції камери двигуна з приведеною довжиною 1.58 м

Більшість розглянутих дослідних конструкцій базувалися на конструкції корпусу камери з приведеною довжиною 1.58 м (див. рис. 4.11). Потенційно, при необхідності додаткового підвищення ефективності роботи, збільшення приведеної довжини імовірно позитивно б вплинуло на показник Φ_r . Під час розглядання конструкції ЗГ №4, було вирішено на ряду із незначним допрацюванням конструкції форсунок збільшити приведену довжину корпусу камери до $L_{пр} = 2$ м (див. рис. 4.12). Було виготовлено 2 конструкції камери зі зміненою приведеною довжиною: із запропонованим варіантом ЗГ №4 та базовим варіантом конструкції змішувальної головки.

З приведених результатів експериментального дослідження в таблиці 4.14 можна побачити, що збільшення $L_{пр}$ не призвело до значного підвищення ефективності роботи камери РРД для ДК з базовим варіантом змішувальної головки, але мало значний вплив на ДК на базі ЗГ №4.

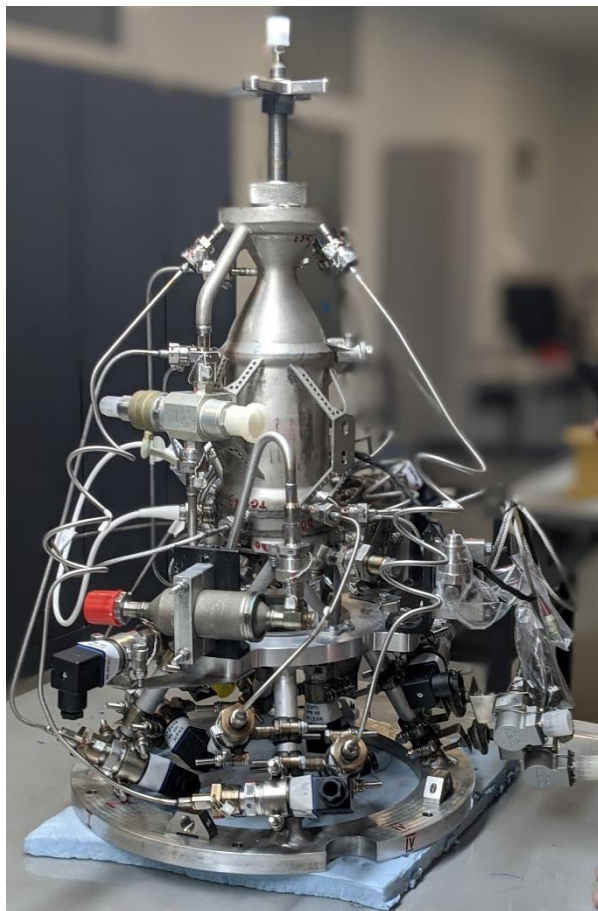


Рисунок 4.11 – Дослідна конструкція камери двигуна з приведеною довжиною 1.58 м

Під час порівняння варіантів виготовлення ДК №0 видно, що збільшення приведеної довжини навіть призвело до певного зниження ефективності роботи, однак маючи на увазі особливості технології виробництва, це можливо пояснити нормальною міжземплярною розбіжністю параметрів системи сумішоутворення.

Як можна побачити, максимум ефективності роботи камер набуває для приведеної довжини 1.58 м для ДК з базовим варіантом ЗГ, а для ДК №4 для варіанту виконання корпусу з приведеною довжиною 2 м. Однак, характерним є саме близькість отриманих значень для різних варіантів конструкції камер. Таким чином, можливо казати про досягнення локального максимуму ефективності для розглянутих конструкцій ДК камер РРД.



Рисунок 4.12 – Корпус дослідної конструкції камери двигуна з приведеною довжиною 2 м

4.5 Висновки до розділу 4

Досліджені ДК камер двигуна на базі змішувальних головок, виготовлених методом L-PBF мають покращені у порівнянні з базовим варіантом динамічні характеристики за рахунок раціоналізації вибору геометрії проточних трактів. За результатами проведених експериментальних досліджень для камер двигуна, що працюють на компонентах палива «АТ–НДМГ»:

1. За можливості збільшувати дискретність системи сумішоутворення (використовувати більшу кількість форсунок);

2. За необхідності збільшення ефективності роботи камери двигуна, розглядати варіанти збільшення значення приведеної довжини (досліджено $L_{пр} = 2$ м).

Результатами проведених пошукових робіт для визначення можливості використання технології L-PBF для виготовлення ефективних конструкцій камер РРД на базі адитивно-виготовлених змішувальних головок стало наступне:

- Підтверджена можливість виготовлення змішувальних головок методом L-PBF.

- Підтверджена можливість виготовлення методом L-PBF ефективних конструкцій змішувальних головок, що забезпечують високі питомі показники камер РРД, які перевищують показники роботи змішувальних головок на базі форсунок, виготовлених «класичними» методами.

- Розглянуто випадки збільшення приведеної довжини камери РРД та її впливу на показник ступеню завершеності реакції ϕ_v .

РОЗДІЛ 5. ВИЗНАЧЕННЯ ЗАКОНОМІРНОСТЕЙ ЗМІНИ ПАРАМЕТРІВ ТА РОЗРОБКА ІНЖЕНЕРНИХ МЕТОДИК ПРОЄКТУВАННЯ

Можливість визначення параметрів на ранніх етапах проєктування лежить в основі роботи інженера будь-якої галузі. В даний час досвід роботи з виробами адитивних технологій обмежений та унеможливорює надійне прогнозування технічних параметрів, що особливо важливо для рідинних ракетних двигунів. На основі проведених досліджень сформовано масиви експериментальних даних, що дають можливість подальшої обробки з метою визначення відповідних емпіричних залежностей. Отримані формули описують поведінку параметрів шорсткості для поверхонь 3D-друкованих деталей в залежності від кута їх нахилу відносно напрямку побудови деталі. Отримано емпіричну залежність для коефіцієнту витрати відцентрових форсунок у значному діапазоні зміни комплексу геометричних параметрів. Проведено порівняльний аналіз запропонованої емпіричної залежності з відомими в літературі для розглянутого діапазону експериментально перевірених характеристик. Результати проведеної роботи описані в цьому розділі.

5.1 Якісний розподіл параметру R_a в залежності від кута нахилу φ

Під час аналізу даних виявлено, що характер поведінки зміни шорсткості адитивних поверхонь повторюється в діапазоні зміни кутів нахилу та при певних умовах може бути записаний у вигляді гармонічних функцій. Таким чином, параметр шорсткості розглядався в контексті орієнтованості поверхонь відносно напрямку друку. Наведено визначені залежності для **вгору** та **вниз** орієнтованих поверхонь. На рисунку 5.1 приведено приклад побудови відповідних зразків та якісної поведінки параметру шорсткості R_a в залежності від кута нахилу поверхні деталі під час друку.

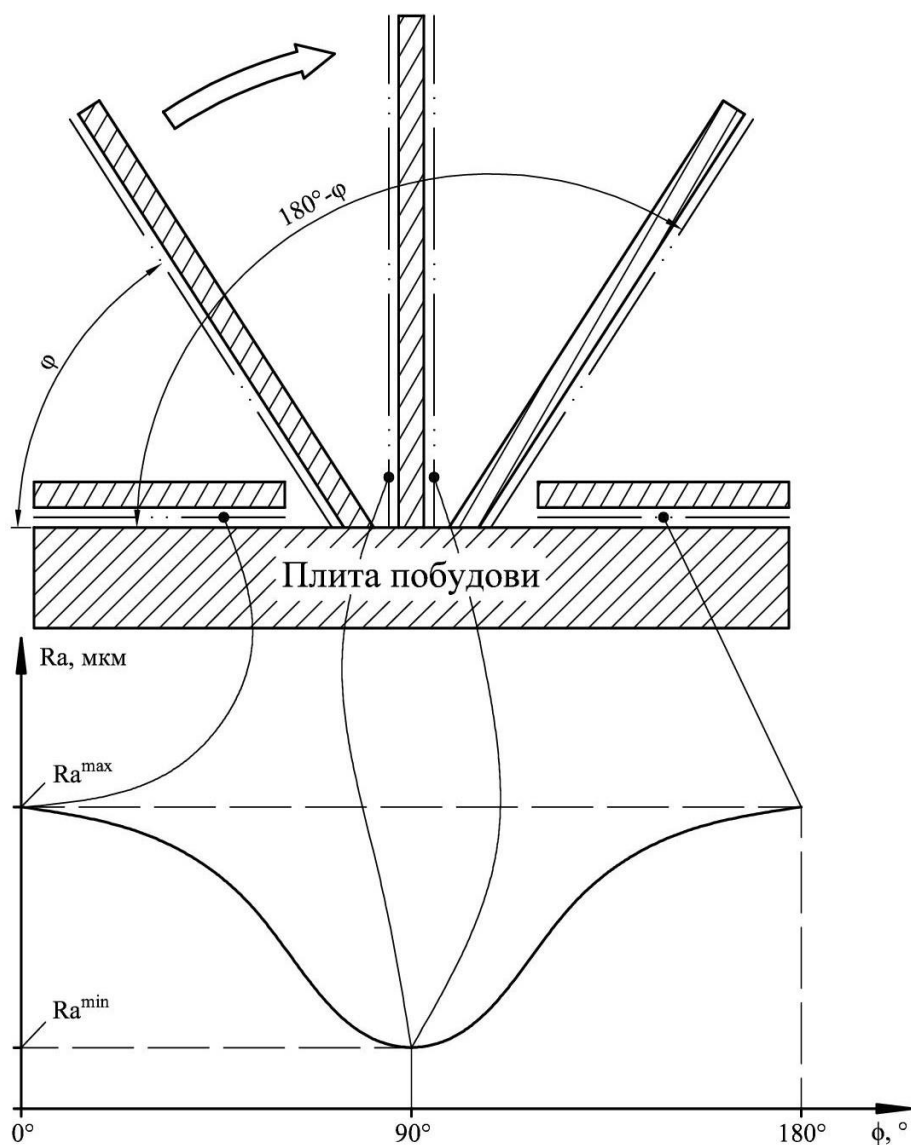


Рисунок 5.1 – Залежність зміни дослідженого параметру шорсткості R_a в залежності від кута нахилу під час виробництва для вниз орієнтованих поверхонь

На сам перед, потрібно відзначити, що отримані параметри шорсткості для вниз орієнтованих поверхонь досліджені з врахуванням факту розташування підтримуючих структур, необхідних для успішної побудови деталі. В залежності від великої кількості факторів, наприклад, матеріалу, режимів роботи 3Д-принтеру, його розмірів і т. п., максимальний кут нахилу поверхонь, що не потребують розташування підтримуючих структур варіюється. Для розглянутого випадку, максимальний діапазон кутів реалізації поверхонь, що не потребують підтримуючих структур сягав від 50° до 130° .

На приведеному на рисунку 5.1 графіку видно, що для випадку **вниз** орієнтованих поверхонь **мінімальне значення** параметру шорсткості досягається

для повністю вертикальних поверхонь, а максимальні значення приходяться на повністю горизонтальні поверхні, де необхідність розміщення підтримуючих структур є обов'язковою умовою для успішного виготовлення деталі.

На рисунку 5.2 наведено приклад побудови вгору орієнтованих поверхонь та якісної поведінки параметру шорсткості R_a в залежності від кута нахилу під час виготовлення.

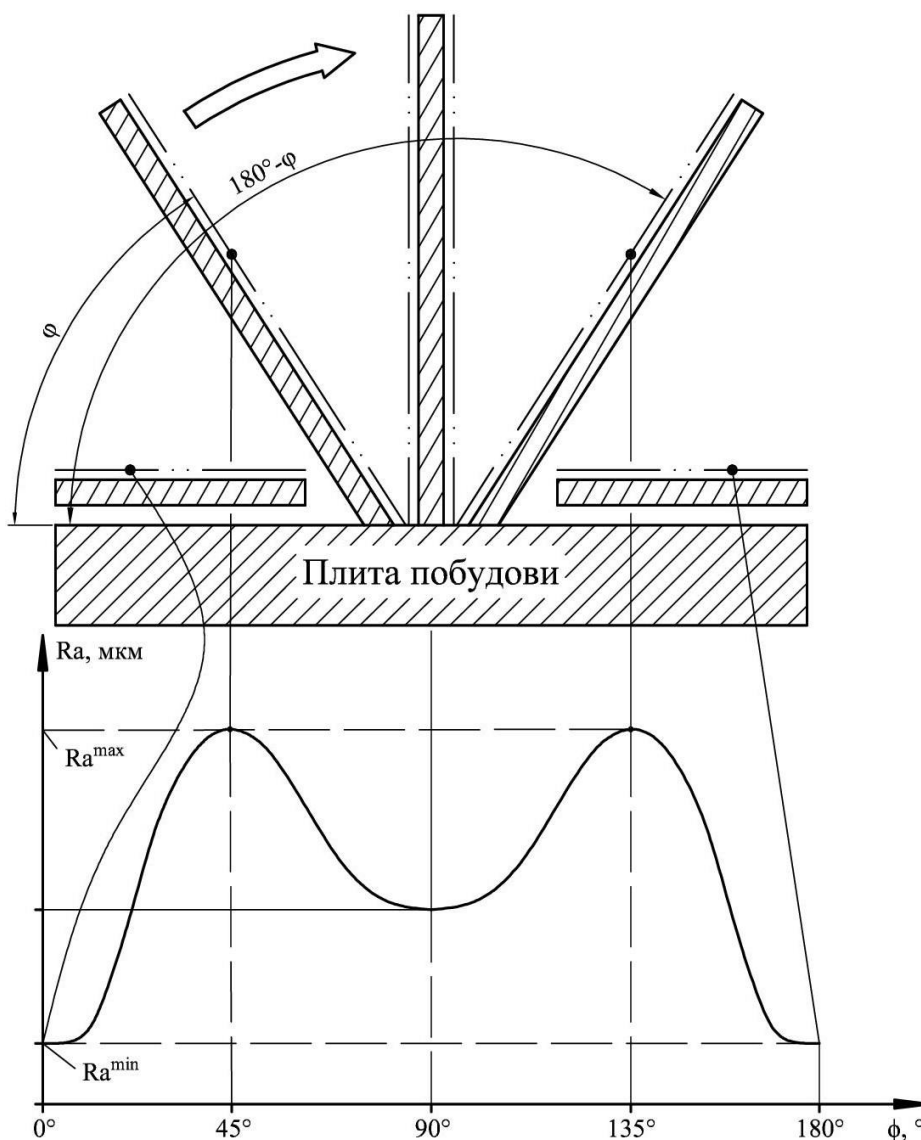


Рисунок 5.2 – Залежність зміни дослідженого параметру шорсткості R_a в залежності від кута нахилу під час виробництва для вгору орієнтованих поверхонь

На приведеному на рисунку 5.2 графіку якісної поведінки параметру шорсткості R_a від кута нахилу вгору орієнтованої поверхні видно 2 максимуму, що приходяться на значення 45° та 135° . Можна відзначити, що при цьому значення шорсткості повністю вертикальних поверхонь є не найбільшим та залежить не

лінійно від кута нахилу. Мінімальні значення приходяться на значення кута нахилу 0° та 180° , відповідно.

5.1.1 Отримання робочих залежностей зміни шорсткості від кута нахилу

З метою визначення залежності зміни параметру шорсткості Ra від кута нахилу було проведено регресійний аналіз отриманих даних.

Проведений регресійний аналіз даних, приведених в таблиці 2.10 та таблиці 2.12 дозволив отримати залежності, описані за допомогою гармонічних функцій. Таким чином, для вниз орієнтованих поверхонь деталей (див. табл. 2.12), виготовлених із застосуванням адитивних технологій, отриману залежність зміни параметру шорсткості Ra^- від кута нахилу поверхні у наступному вигляді залежності (5.1).

$$Ra^-(\varphi) = 10.841 + 31.827 \cos^2(\varphi) - 3.907 \cos^2(2\varphi) \quad (5.1)$$

Графічно отримана залежність з нанесеними даними експерименту представлена на рисунку 5.3.

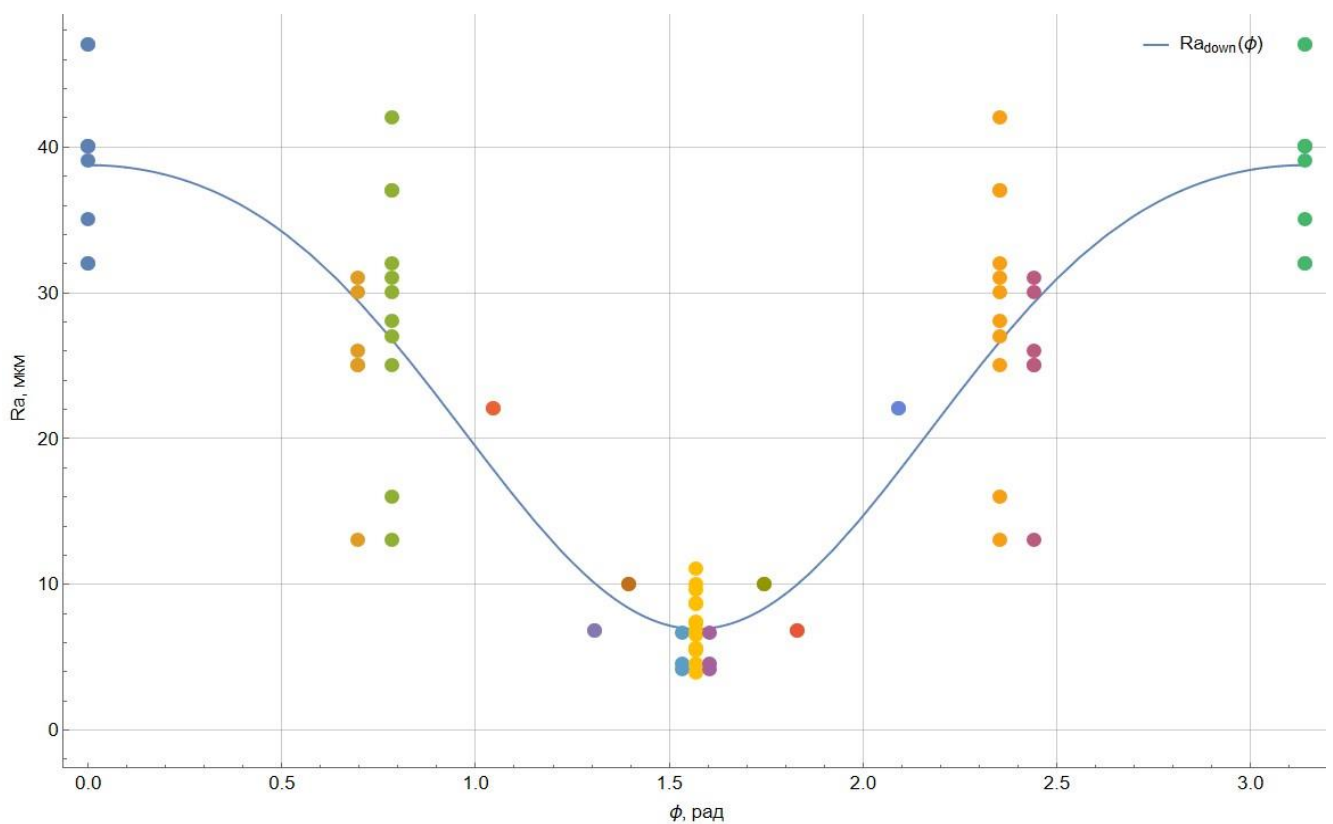


Рисунок 5.3 – Залежність $Ra^-(\varphi)$ для вниз орієнтованих поверхонь

Аналогічним чином отримано залежність для вгору орієнтованих поверхонь (див. табл. 2.10).

$$Ra^+(\varphi) = 12.152 - 3.777 \cos^2(\varphi) - 5.293 \cos^2(2\varphi) \quad (5.2)$$

На рисунку 5.4 приведена отримана функція зміни параметру шорсткості Ra від кута нахилу під час процесу друку для **вгору** орієнтованих поверхонь.

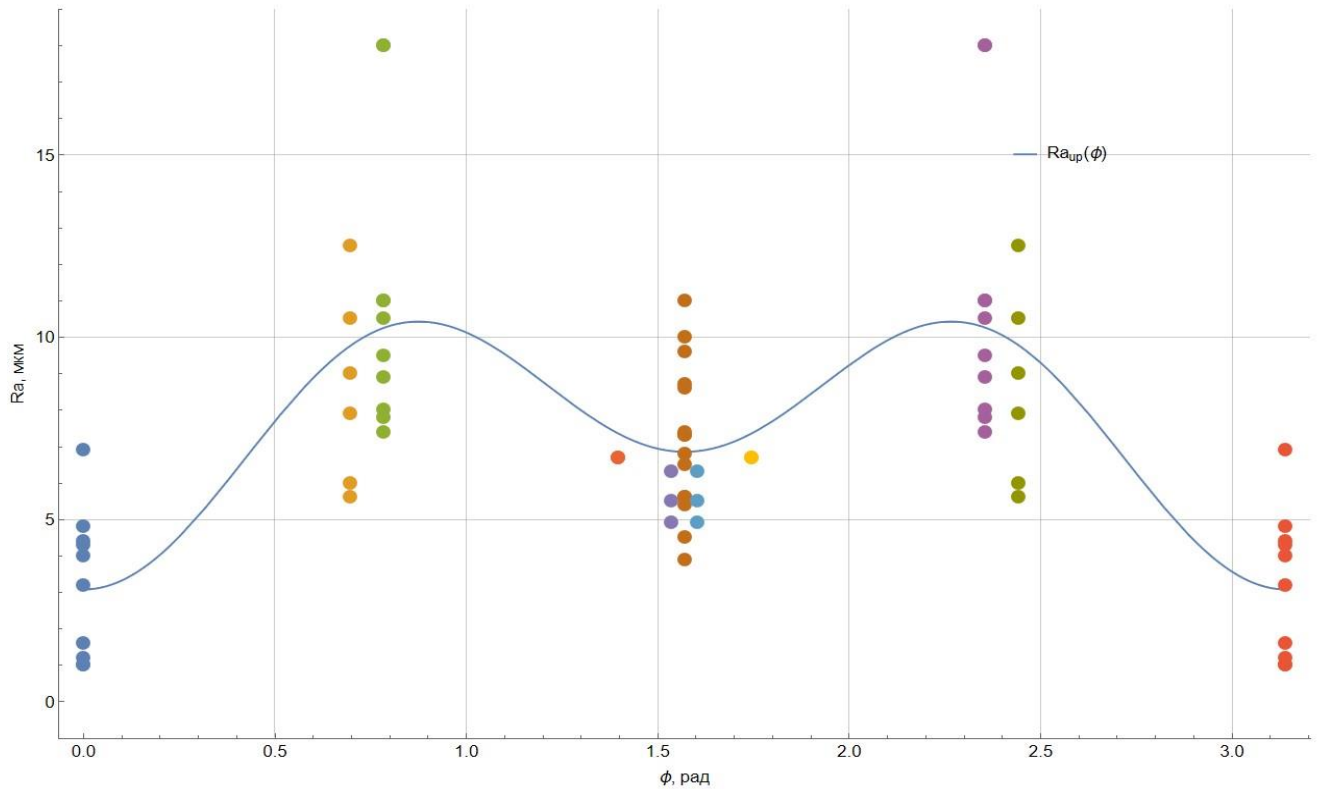


Рисунок 5.4 – Залежність $Ra^+(\varphi)$ для вгору орієнтованих поверхонь

5.1.2 Перевірка адекватності отриманих математичних моделей

Оцінка точності отриманих залежностей може бути проведена за наступними параметрами:

$$\delta_i = \frac{(y_i^e - y_i)}{y_i^e} \quad (5.3)$$

$$S = \sum_{i=1}^n \frac{(y_i^e - y_i)^2}{(y_i^e)^2} \quad (5.4)$$

$$\Delta_i = \frac{(y_i^e - y_i)}{\min(y_i^e, y_i)} \quad (5.5)$$

Якщо проведено d вимірювань для кожного i -го кута нахилу друкованої поверхні та знайдені експериментальні середні значення параметру $y_{\text{ср.}i}^e = \frac{1}{d} \sum_{j=1}^d y_{i,j}^e$, то мірою розходження цих середніх з розрахунковими емпіричними даними буде дисперсія адекватності:

$$S_{ad}^2 = \frac{d}{n-l} S_{ad}^2 = \frac{d}{n-l} \sum_{i=1}^n \left[\frac{(y_{\text{ср.}i}^e - y_i)}{\min(|y_{\text{ср.}i}^e|, |y_i|)} \right]^2, \quad (5.6)$$

де l – число коефіцієнтів в рівнянні регресії (у нашому випадку $l=3$).

Умовою вимоги бажаного співпадіння експериментальних та розрахункових емпіричних даних є величина розбіжності результатів повторюваних вимірів. Виміром розбіжності експериментальних даних є дисперсія відтворюваності:

$$S_{\text{ср.}}^2 = \frac{d}{n(d-1)} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^d \left[\frac{(y_{i,j}^e - y_{\text{ср.}i}^e)}{y_{\text{ср.}i}^e} \right]^2 \quad (5.7)$$

Перевірка адекватності може бути проведена за критерієм Фішера:

$$F_e = \frac{S_{ad}^2}{S_{\text{ср.}}^2} \leq F(\gamma_1, \gamma_2, \alpha) \quad (5.8)$$

$$\gamma_1 = n - 1 = 12; \quad (5.9)$$

$$\gamma_2 = n - l = 10 \quad (5.10)$$

де α – рівень значущості; $\alpha = 0.05$. Табличне значення $F(12, 10, 0.05) = 2.91$.

Для **вгору** орієнтованих поверхонь розраховані дисперсії відтворюваності та адекватності: $S_{\text{ср.}}^2 = 12.80$, $S_{ad}^2 = 14.868$, $F_e = 1.16$.

$$F_e < F(\gamma_1, \gamma_2, \alpha).$$

Для **вниз** орієнтованих поверхонь розраховані дисперсії відтворюваності та адекватності: $S_{\text{ср.}}^2 = 3.907$, $S_{ad}^2 = 5.149$, $F_e = 1.317$.

$$F_e < F(\gamma_1, \gamma_2, \alpha).$$

Перевірка отриманих рівнянь регресії до експерименту для орієнтацій друку вгору та вниз орієнтованих поверхонь за рівнем значущості критерію Фішера $\alpha = 0.05$ показала адекватність отриманих емпіричних залежностей (5.1) і (5.2).

5.2 Визначення залежності коефіцієнта витрати та розробка методики розрахунку відцентрової форсунки

На основі даних, отриманих в Розділі 3, проведемо аналіз можливості використання існуючих залежностей для описання зміни коефіцієнту витрати відцентрових форсунок, виготовлених із застосуванням адитивних технологій.

5.2.1 Аналіз можливості використання відомих залежностей для визначення коефіцієнту витрати

Наведені у Розділі 1 залежності описують зміну коефіцієнту витрати відцентрових форсунок для широкого діапазону геометричних параметрів. Використовуючи геометричні параметри виготовлених форсунок, отримаємо результати розрахунків. Зміну геометричних параметрів розглянутих форсунок представимо у вигляді геометричної характеристики А. В таблиці 5.1 представлено масиви даних розрахунку коефіцієнту витрати μ за формулами (1.5)–(1.11) та за результатами експериментального дослідження $\mu_{\text{екс}}$.

Таблиця 5.1 – Результати розрахунку та експерименту коефіцієнтів витрати μ за відомими залежностями для дослідженого діапазону геометричних параметрів форсунок

A	1.9	3.1	3.5	3.9	4.0	5.9	6.0	8.6	11.5	12.9	13.1	14.3	14.4	16.9
(1.5)	0.282	0.209	0.195	0.182	0.178	0.139	0.138	0.109	0.090	0.084	0.083	0.079	0.078	0.071
(1.6)	0.237	0.191	0.268	0.260	0.172	0.210	0.140	0.102	0.089	0.084	0.083	0.089	0.079	0.073
(1.7)	0.258	0.181	0.178	0.164	0.155	0.143	0.114	0.044	0.035	0.031	0.031	0.055	0.028	0.025
(1.8)	0.546	0.458	0.545	0.544	0.425	0.455	0.357	0.321	0.259	0.244	0.242	0.254	0.233	0.218
(1.9)	0.135	0.079	0.006	0.004	0.053	0.003	0.041	0.070	0.052	0.048	0.048	0.022	0.044	0.036
(1.10)	0.230	0.184	0.252	0.203	0.165	0.162	0.130	0.094	0.073	0.064	0.064	0.081	0.061	0.056
(1.11)	0.262	0.202	0.271	0.177	0.164	0.142	0.130	0.051	0.064	0.059	0.058	0.069	0.056	0.051
$\mu_{\text{екс}}$	0.263	0.305	0.458	0.428	0.161	0.381	0.121	0.061	0.056	0.060	0.071	0.049	0.058	0.068
A	17.1	18.8	21.0	21.3	23.9	27.9	28.5	35.8	38.3	41.8	44.7	44.8	59.6	60.4
(1.5)	0.070	0.066	0.061	0.061	0.057	0.051	0.051	0.044	0.042	0.040	0.038	0.038	0.032	0.031
(1.6)	0.092	0.069	0.069	0.082	0.061	0.057	0.071	0.062	0.074	0.070	0.055	0.069	0.048	0.059
(1.7)	0.077	0.022	0.028	0.068	0.018	0.017	0.057	0.046	0.074	0.071	0.040	0.070	0.034	0.062
(1.8)	0.251	0.208	0.217	0.229	0.191	0.188	0.203	0.194	0.200	0.197	0.177	0.188	0.157	0.166
(1.9)	0.009	0.036	0.026	0.008	0.030	0.025	0.007	0.006	0.002	0.002	0.006	0.002	0.005	0.001
(1.10)	0.084	0.053	0.062	0.075	0.057	0.052	0.065	0.056	0.066	0.063	0.050	0.061	0.043	0.052
(1.11)	0.074	0.048	0.043	0.066	0.053	0.038	0.057	0.036	0.057	0.047	0.032	0.052	0.028	0.044
$\mu_{\text{екс}}$	0.065	0.065	0.029	0.059	0.022	0.020	0.051	0.034	0.085	0.072	0.030	0.073	0.022	0.056

Згідно з отриманими даними, існує значна розбіжність між розрахунковими та реальними характеристиками відцентрових форсунок. Проведено оцінку ступеню розбіжності розрахункових та експериментальних параметрів коефіцієнту витрати за наступним рівнянням:

$$\Delta = \left| \frac{\mu_i - \mu_{\text{експ}}}{\mu_{\text{експ}}} \right| \cdot 100\% \quad (5.11)$$

де μ_i – це коефіцієнт витрати, отриманий за формулами (1.5–1.11); $\mu_{\text{експ}}$ – відповідний йому коефіцієнт витрати, визначений за результатами експериментального дослідження.

Отримані дані представлені в таблиці 5.2.

Таблиця 5.2 – Оцінений ступінь розбіжності Δ між розрахунковими та реальними значеннями коефіцієнту витрати μ

A	1.9	3.1	3.5	3.9	4.0	5.9	6.0	8.6	11.5	12.9	13.1	14.3	14.4	16.9
(1.5)	7%	31%	57%	58%	10%	64%	14%	79%	61%	39%	18%	62%	36%	4%
(1.6)	10%	37%	42%	39%	6%	45%	16%	67%	58%	39%	18%	82%	37%	7%
(1.7)	2%	41%	61%	62%	4%	63%	5%	28%	37%	48%	56%	14%	51%	63%
(1.8)	108%	50%	19%	27%	164%	20%	196%	426%	360%	304%	244%	422%	303%	219%
(1.9)	49%	74%	99%	99%	67%	99%	66%	14%	8%	20%	32%	54%	23%	47%
(1.10)	13%	40%	45%	53%	2%	57%	8%	53%	30%	7%	9%	66%	5%	18%
(1.11)	1%	34%	41%	59%	1%	63%	8%	16%	14%	3%	17%	41%	4%	25%
A	17.1	18.8	21.0	21.3	23.9	27.9	28.5	35.8	38.3	41.8	44.7	44.8	59.6	60.4
(1.5)	9%	1%	111%	3%	161%	159%	1%	30%	51%	45%	26%	48%	44%	44%
(1.6)	42%	6%	135%	39%	183%	190%	39%	83%	13%	3%	84%	6%	118%	5%
(1.7)	19%	66%	5%	15%	18%	14%	12%	36%	13%	2%	34%	4%	54%	11%
(1.8)	288%	219%	644%	289%	778%	847%	298%	477%	136%	175%	489%	157%	616%	194%
(1.9)	86%	45%	10%	86%	40%	27%	87%	81%	98%	97%	82%	98%	79%	98%
(1.10)	30%	19%	113%	27%	163%	161%	26%	67%	22%	12%	67%	17%	97%	8%
(1.11)	14%	26%	48%	11%	143%	91%	11%	7%	34%	34%	7%	29%	26%	22%

Таким чином із приведених результатів розрахунку за відомими залежностями для коефіцієнту витрати можна бачити наявність значного розкиду даних, що в процентному співвідношенні становить значну частину від отриманих експериментальних значень.

5.2.2 Визначення залежності коефіцієнту витрати μ на основі експериментальних даних

На базі отриманих результатів експериментального дослідження визначено емпіричну залежність зміни коефіцієнту витрати відцентрової форсунки μ від її геометричних параметрів. Запропонована залежність представлена у вигляді формули (5.12).

$$\mu = 0.45 \cdot \left(\frac{1}{A}\right)^{C^{-0.3}} \cdot C^{0.4}, \quad (5.12)$$

$$\text{де } C = \frac{R_{\text{кз}}}{r_c}$$

В таблиці 5.3 приведені результати розрахунку та порівняння експериментальних даних з отриманими даними за емпіричною залежністю.

Таблиця 5.3 – Результати розрахунку за запропонованою залежністю і їх порівняння з експериментальними даними

A	1.9	3.1	3.5	3.9	4.0	5.9	6.0	8.6	11.5	12.9	13.1	14.3	14.4	16.9
$\mu_{\text{емп}}$	0.270	0.185	0.475	0.486	0.155	0.380	0.108	0.045	0.034	0.030	0.030	0.045	0.027	0.023
$\mu_{\text{експ}}$	0.263	0.305	0.458	0.428	0.161	0.381	0.121	0.061	0.056	0.060	0.071	0.049	0.058	0.068
$\Delta, \%$	2.5%	39.5%	3.6%	13.5%	3.8%	0.3%	10.1%	25.9%	39.0%	49.8%	57.6%	7.2%	53.2%	66.4%
A	17.1	18.8	21.0	21.3	23.9	27.9	28.5	35.8	38.3	41.8	44.7	44.8	59.6	60.4
$\mu_{\text{емп}}$	0.066	0.021	0.023	0.056	0.016	0.014	0.044	0.032	0.086	0.076	0.027	0.079	0.021	0.065
$\mu_{\text{експ}}$	0.065	0.065	0.029	0.059	0.022	0.020	0.051	0.034	0.085	0.072	0.030	0.073	0.022	0.056
$\Delta, \%$	2.6%	68.6%	21.4%	5.4%	26.9%	27.6%	13.0%	3.4%	1.3%	6.2%	9.7%	8.2%	2.1%	14.9%

Як можна побачити з таблиці 5.3, отримані результати розрахунку точніше описують коефіцієнт витрати відцентрових форсунок, виготовлених із застосуванням технології L-PBF, ніж залежності, запропоновані іншими авторами.

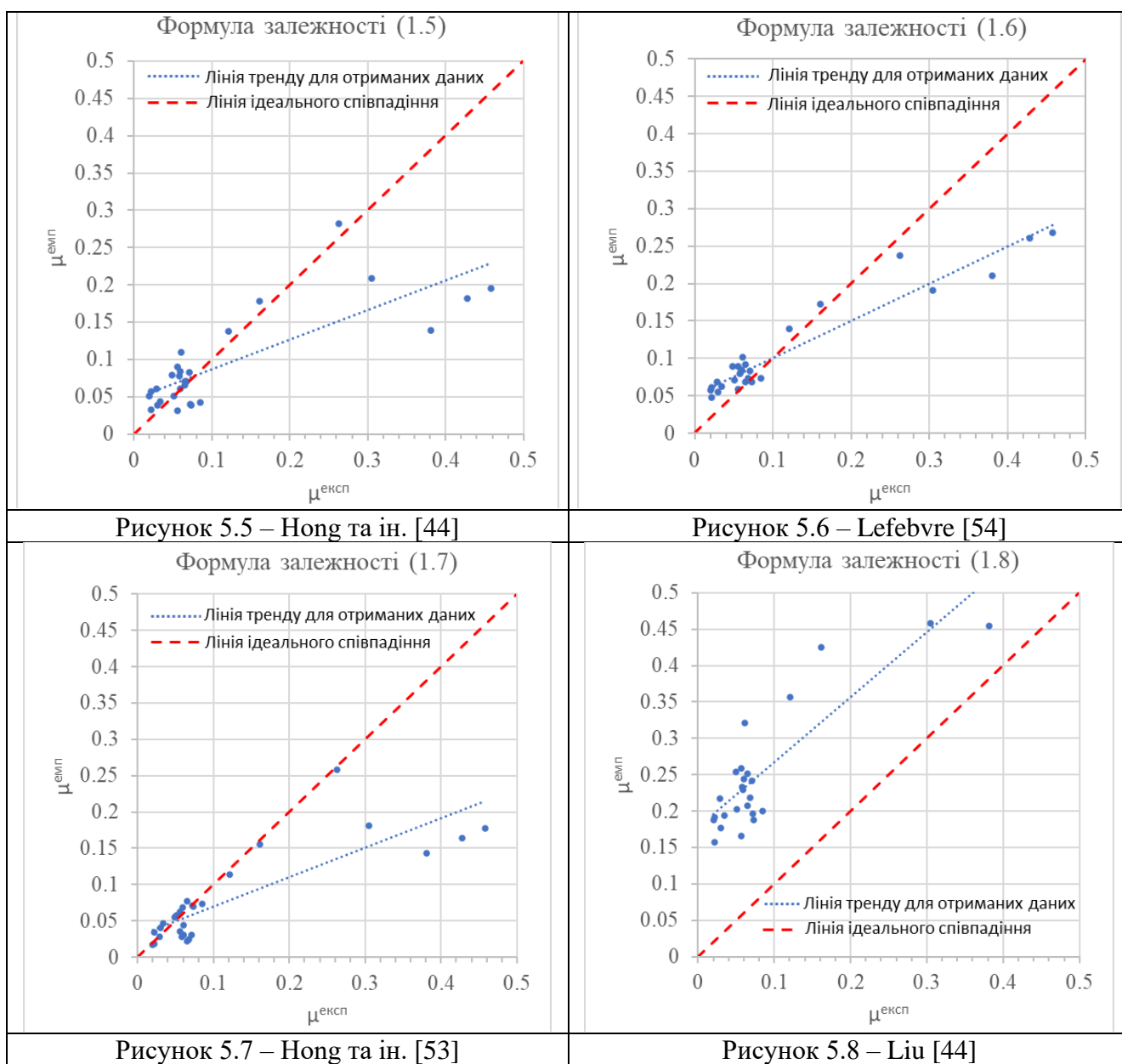
5.2.3 Порівняння результатів розрахунків за представленими залежностями

Одним із методів визначення адекватності отриманих результатів є графічне співвідношення очікуваних та експериментальних результатів. Такий спосіб дозволяє наглядно провести оцінку залежності, що пропонується до застосування, а також визначити орієнтовну область (або області) найкращого/найгіршого співпадіння результатів.

Проведено порівняння графічного відображення результатів для коефіцієнту витрати μ , визначеного за залежностями (1.5)–(1.11) та експериментально отриманим даними для розглянутого ряду відцентрових форсунок. Отримані результати приведені на рисунках 5.7–5.11.

На отриманих графіках інформація відображає ступінь адекватності прийнятої математичної моделі, що застосовується для описання зміни коефіцієнту витрати відцентрових форсунок в залежності від її геометричних параметрів. Чим точніше підібрана залежність, тим ближче теоретичні та експериментальні значення для розглянутої геометрії форсунок.

Таблиця 5.4 – Порівняння розрахункового значення μ , отриманого за відомими залежностями та експериментального $\mu^{\text{експ}}$



Кінець таблиці 5.4

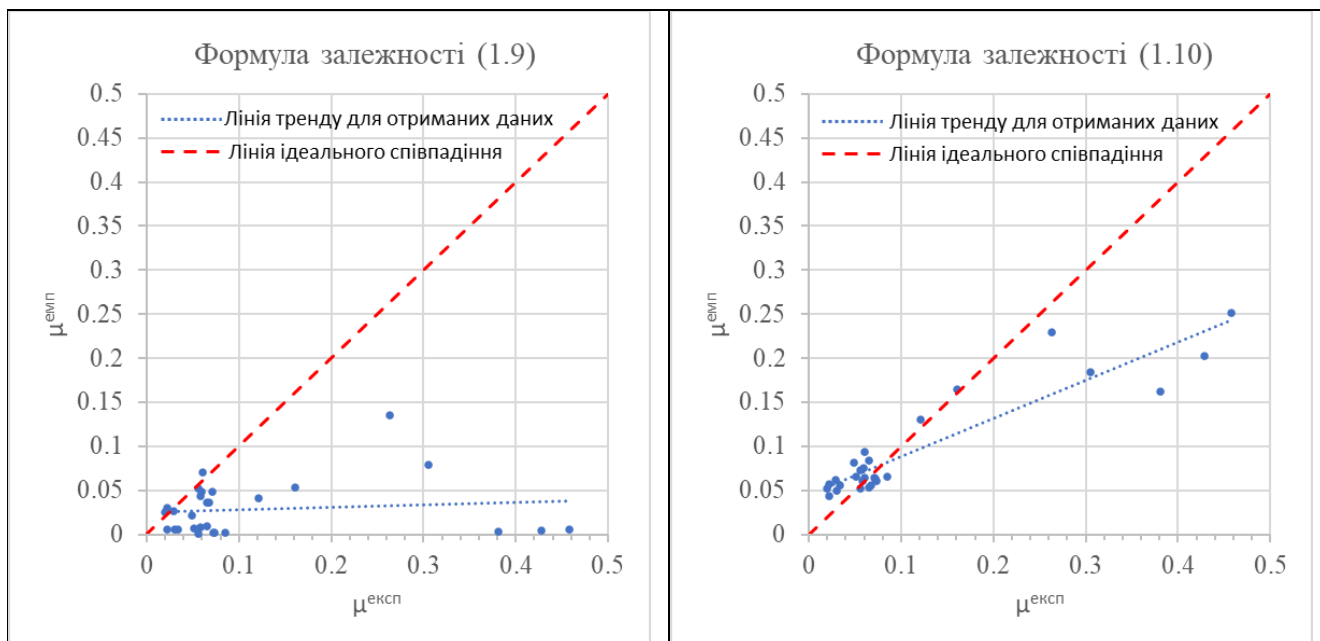


Рисунок 5.9 – Fu [55]

Рисунок 5.10 – Jones [54]

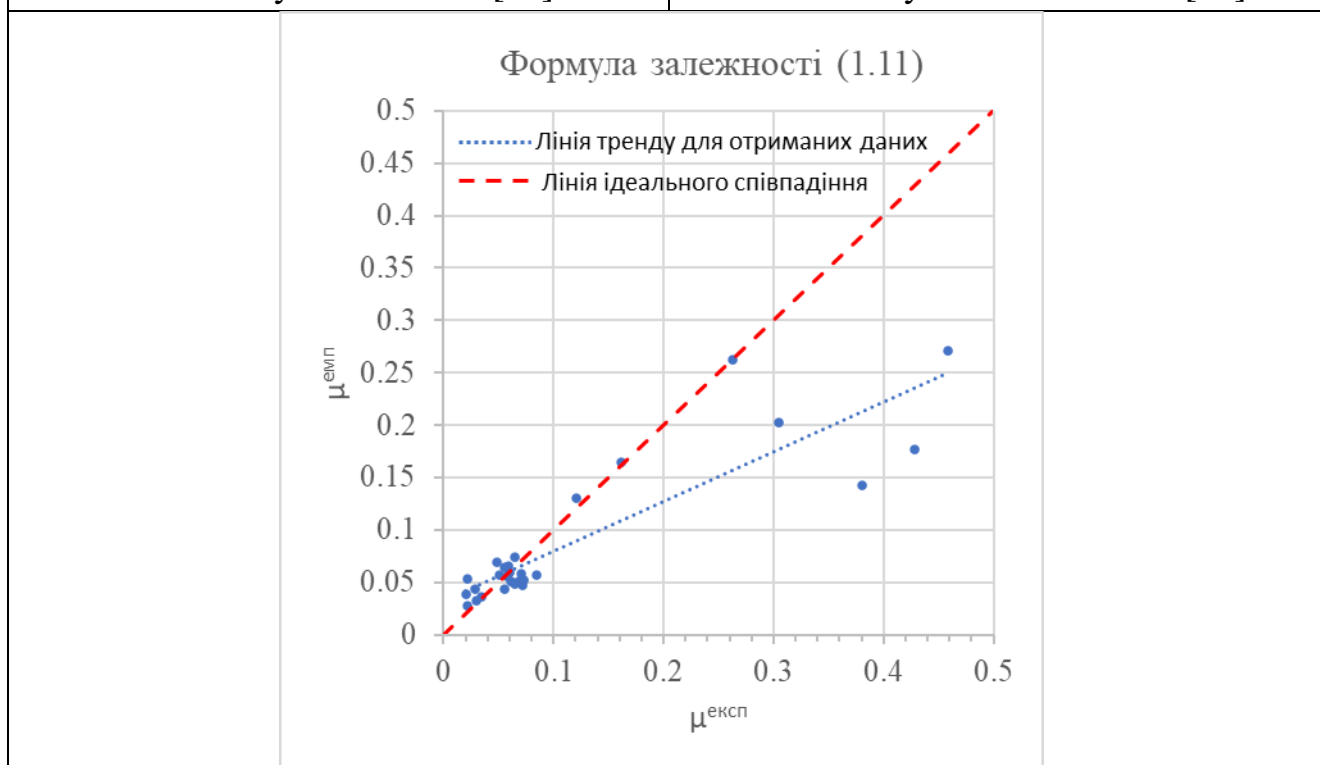


Рисунок 5.11 – Benjamin [49]

Запропонована залежність коефіцієнту витрати відцентрової форсунки від зміни її геометричних характеристики приведена на рисунку 5.12.

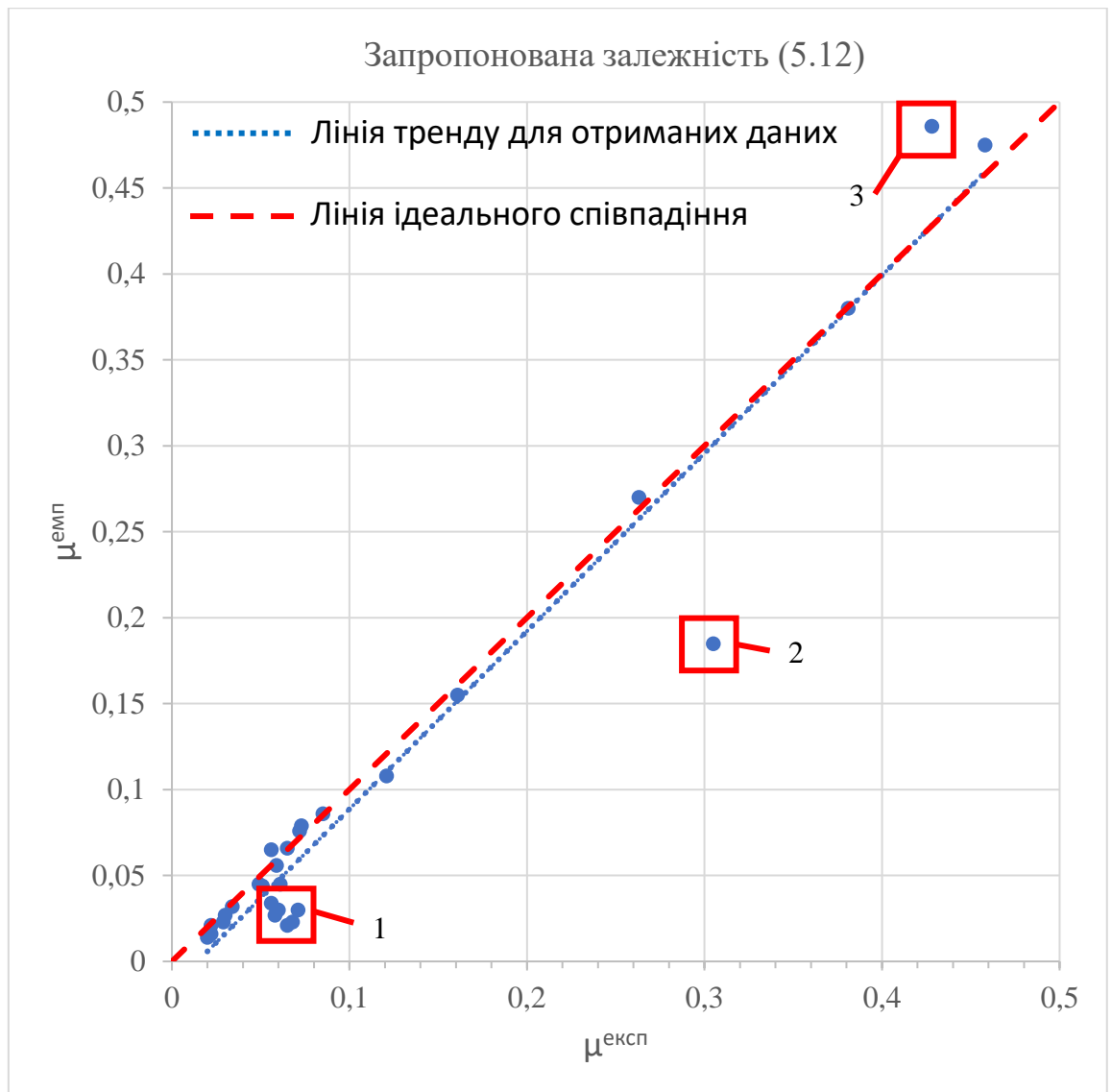


Рисунок 5.12 – Графік побудови розрахункових значень μ за запропонованою залежністю (5.12) проти експериментально отриманих даних

На рисунку 5.12 можна бачити, що експериментальні та теоретичні значення знаходяться у задовільному для інженерних застосувань співвідношенні. З дослідженого масиву даних виключенню полягають лише декілька значень. Так, наприклад, біля малих значень μ лежить область 1, в якій відхилення розрахункової величини від експериментальної – значне. Таке явище зокрема пояснюється варіюванням форми поперечного перерізу тангенціальних отворів для розглянутої групи форсунок (група IV форсунок, див. Розділ 3). Таким чином, отримувані значення гідравлічних характеристик можуть значно відрізнитись від основної тенденції зміни характеристики через додатковий вплив форми та розміру тангенціальних отворів. Різниця значень в області 2 вірогідно спричинена значним

відхиленням характеристики форсунки поміж інших екземплярів розгляданої групи (група II форсунок, див. Розділ 3). Подібне явище може бути спричиненою перш за все індивідуальними технологічними особливостями процесу виробництва (наприклад, розташування на плиті побудови, взаємний вплив розташованих деталей на плиті, інтенсивність подачі інертного газу в робочу камеру 3Д принтеру і т. п.). Аналогічне пояснення можна дати і для значення в області 3. При знаходженні подібного відхилення, нехарактерного для тенденції розглянутої групи виробів, можливо, необхідно розглянути питання виготовлення додаткової партії експериментальних виробів з метою подальшої перевірки отриманих параметрів.

Запропонована залежність (5.12) адекватно описує основний масив досліджених екземплярів у широкому діапазоні зміни комплексу геометричних параметрів відцентрових форсунок, виражених геометричною характеристикою A . Подальше використання запропонованої формули може бути рекомендовано для визначення параметрів відцентрових форсунок при проєктуванні систем сумішоутворення, виготовлених із застосуванням адитивної технології L-PBF.

5.2.4 Розробка методики проєктування відцентрових форсунок, виготовлених із застосуванням методу L-PBF

Розроблена методика розрахунку відцентрових форсунок, виготовлених методом адитивних технологій базується на визначенні геометричних параметрів, що гарантують потрібні гідравлічні характеристики. Запропонований спосіб розрахунку враховує необхідність визначення мінімального лінійного розміру конструктивних елементів відцентрових форсунок, що проєктуються для адитивного виробництва. Розрахунку передують попереднє визначення основних параметрів камери двигуна, що формують основу для подальшого проєктування змішувальних елементів. Наприклад, можна привести наступний спосіб:

1. Визначаються основні розміри камери згоряння. Для цього, на основі вибраної компонентної пари задаються значенням відносної витратонапруженості

(4.8), звідки знаходять геометричні параметри поперечного перерізу камери двигуна.

2. Проводять геометричний аналіз стосовно кількості розташованих форсунок у складі змішувальної головки та визначають можливий діаметр сопла форсунки.

3. Перевіряють значення масової витрати на 1 форсунку відносно загальних рекомендованих значень. В разі отримання задовільних значень, проводять розрахунок відцентрових форсунок.

Запропонована методика розрахунку відцентрових форсунок полягає у наступному:

1. Задаються вихідні дані для проєктування змішувального елемента, що представлені масовою секундною витратою на форсунку \dot{m}_f та перепадом тиску на форсунці Δp_f та діаметром сопла форсунки d_c .

2. На базі вихідних даних, визначається коефіцієнт витрати форсунки μ , який забезпечує необхідні задані характеристики.

3. Задається ступінь розкриття сопла форсунки $C = \frac{R_{кз}}{r_c}$ та кількість тангенціальних отворів n .

4. За запропонованою залежністю (5.12) визначається геометрична характеристика форсунки A .

5. За відомою залежністю для геометричної характеристики визначається радіус тангенціальних отворів форсунки r_{bx} .

6. Проводиться перевірка, чи задовольняє отриманий розмір тангенціального отвору рекомендаціям щодо мінімально значення при виготовленні тангенціальних отворів із застосуванням методу L-PBF.

7. При негативній відповіді, повертаються до п.3 для зміни геометричних параметрів форсунки.

8. При позитивній відповіді, задають інші конструктивні параметри відцентрової форсунки відповідно до [27–28]: відношення довжини тангенціального отвору до його діаметру $\frac{l_{bx}}{d_{bx}}$, довжини камери закручування h ,

довжини сопла форсунки l_c . При цьому, кут α ділянки переходу від камери закручування до соплової частини задається відповідно до технологічних обмежень індивідуальної моделі 3D-принтеру.

9. Розрахунок закінчено. Блок схема приведена на рисунку 5.13.



Рисунок 5.13– Блок-схема запропонованої методики розрахунку відцентрової форсунки

5.3 Висновки до Розділу 5

На базі отриманих експериментальних даних проведено аналіз, за результатами якого визначено емпіричні залежності зміни шорсткості поверхонь виробів, виготовлених за технологією L-PBF для двох випадків орієнтованості поверхні відносно напрямку друку: вгору та вниз.

На базі експериментальних даних проведено аналіз за результатами якого визначено емпіричну залежність зміни коефіцієнта витрати μ відцентрових форсунок, виготовлених із застосуванням технології L-PBF в залежності від зміни комплексу геометричних параметрів, вираженого геометричною характеристикою форсунки A . Доведено, що запропонована емпірична залежність більш точно описує весь діапазон досліджених експериментальних даних, ніж відомі залежності (1.5)–(1.11).

Розроблено ефективну методику проектування відцентрових форсунок, виготовлених із застосуванням технології L-PBF на базі запропонованої емпіричної залежності для розрахунку коефіцієнта витрати μ .

ВИСНОВКИ

В дисертаційній роботі вирішено актуальне наукове питання, що полягає у визначенні закономірності зміни коефіцієнта витрати відцентрових форсунок в залежності від комплексу їх геометричних параметрів шляхом експериментального дослідження.

Відцентрові форсунки широко використовуються для ефективної організації процесу сумішоутворення в камері двигуна. При виготовленні «класичними» технологіями, змішувальна головка РРД представляє собою певну технологічну складність, а кількість елементів складальної одиниці може варіюватись від однієї до декількох сотень форсунок. Впровадження адитивних технологій у виробничий цикл дає змогу до значного підвищення технологічної ефективності виготовлення елементів конструкції РРД при одночасному збереженні високих питомих показників. Однак, через особливості процесу адитивного виробництва використання відомих залежностей для визначення коефіцієнту витрати відцентрових форсунок не дає змогу до його прогнозування її характеристик. На даний момент в літературі відсутня інформація щодо проведення широкого дослідження за цією темою. Однією із особливостей виробів, виготовлених із застосуванням адитивного виробництва, а саме технології L-PBF, є підвищена шорсткість поверхонь деталей, що для випадку трактів рідинних ракетних двигунів призводить до ускладнення визначення їх гідравлічних характеристик. На даний час залежність, що дає змогу прогнозувати шорсткість не була запропонована. В роботі автором експериментально досліджено та запропоновано модель опису параметру шорсткості поверхонь виробів, виготовлених із застосуванням адитивної технології L-PBF.

Результат роботи автора є внеском у розв'язання проблеми проектування відцентрових форсунок, що застосовуються у високоефективних системах сумішоутворення рідинних ракетних двигунів, а саме у визначенні залежності зміни коефіцієнта витрати від комплексу геометричних параметрів відцентрових форсунок, виготовлених із застосуванням адитивної технології L-PBF.

Головні наукові та практичні результати роботи:

1. Вперше для відцентрових форсунок РРД, виготовлених із застосуванням адитивних технологій, визначено залежність гідравлічних характеристик від зміни їх геометричних параметрів.

2. Для адитивної технології L-PBF вперше встановлена залежність величини шорсткості від кута нахилу побудованої поверхні до базової в діапазоні від 0 до 180 градусів, що дозволяє прогнозувати параметри шорсткості поверхонь на ранніх етапах проектування (наприклад, на етапі технічної пропозиції, або ескізного проєкту).

3. Доведено, що для виробів, виготовлених із застосуванням процесу L-PBF, максимальні значення шорсткості вгору (відносно напрямку процесу виготовлення – перпендикулярно до базової поверхні 3Д принтеру) орієнтованої поверхні виробу досягаються при значеннях кута 45° та 135° , мінімальна величина шорсткості досягається при значеннях кутів нахилу поверхні 0° , 90° та 180° . Для вниз орієнтованих поверхонь максимальні значення шорсткості поверхонь досягаються при кутах нахилу 0° та 180° , а мінімальне значення при куті нахилу 90° .

4. Розроблено рекомендації щодо мінімального лінійного розміру відтворюваності гідравлічних характеристик елементарних випадків гідравлічного тракту – струминної форсунки, виготовленої адитивним методом.

5. Запропоновано і обґрунтовано практичні рекомендації щодо залежності гідравлічних параметрів струминної форсунки від діаметру та відносної довжини сопла.

6. Отримано рекомендації щодо проектування гідравлічних трактів із складною конфігурацією з можливістю реалізації поверхонь при 3Д друку що не потребують розташування підтримуючих структур.

7. Отримана залежність коефіцієнту витрати від комплексу геометричних параметрів для відцентрових форсунок, рекомендується до використання при проектуванні для визначення характеристик змішувальних систем головок камери РРД.

8. Отримано рівняння нелінійної регресії для визначення залежності значення шорсткості від кута нахилу поверхонь друку, що рекомендується до використання для визначення гідравлічного опору потоку рідини, викликаючи втрати тиску та змін витрати рідини.

9. Розроблено методику проектування відцентрових форсунок, виготовлених із застосуванням адитивних технологій за уточненою розрахунковою залежністю.

10. Створено ефективну систему сумішоутворення камери РРД з показником повноти процесу горіння, який відповідає максимальним показникам у «традиційних» головках камери.

11. Практичні результати пройшли апробацію на підприємствах ТОВ «Дніпро Аероспейс» та ТОВ «Флайт Контрол», про що складені відповідні Акти реалізації (див. Додаток).

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. Gradl P. Additive Manufacturing (AM) for Propulsion Component and System Applications [Електронний ресурс] / Paul Gradl, Omar Mireles // NASA Technical Report Server. – Режим доступу: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20210016065> (дата звернення: 15.09.2023). – Назва з екрана.
2. Gradl P. Advanced and Additive Manufacturing Technologies for Liquid Rocket Engine Components [Електронний ресурс] / Paul Gradl // NASA Technical Report Server. – Режим доступу: <https://ntrs.nasa.gov/citations/20205004976> (дата звернення: 15.09.2023). – Назва з екрана.
3. Ansell T. Y. Current Status of Liquid Metal Printing [Електронний ресурс] / Troy Y. Ansell // Journal of Manufacturing and Materials Processing. – 2021. – Т. 5, № 2. – 31. – Режим доступу: <https://doi.org/10.3390/jmmp5020031> (дата звернення: 15.09.2023). – Назва з екрана.
4. A Review on the Metal Additive Manufacturing Processes [Електронний ресурс] / Mohaddeseh Tebianian [та ін.] // The Multidisciplinary Preprint Platform. – Режим доступу: <https://www.preprints.org/manuscript/202308.0173/v1> (дата звернення: 15.09.2023). – Назва з екрана.
5. EN ISO/ASTM 52900:2021. Standard Terminology for Additive Manufacturing - General Principles - Terminology. – На заміну ISO/ASTM 52900:2015 ; чинний від 2021-12-01. – Вид. офіц. – Vernier/West Conshohocken : ISO/ASTM International, 2021. – 36 с.
6. Advancing GRCoP-based Bimetallic Additive Manufacturing to Optimize Component Design and Applications for Liquid Rocket Engines [Електронний ресурс] / Paul R. Gradl [та ін.] // AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum, VIRTUAL EVENT. – Reston, Virginia, 2021. – Режим доступу: <https://doi.org/10.2514/6.2021-3231> (дата звернення: 15.09.2023). – Назва з екрана.
7. Geometric Feature Reproducibility for Laser Powder Bed Fusion (L-PBF) Additive Manufacturing with Inconel 718 [Електронний ресурс] / Paul R. Gradl [та ін.] // Additive Manufacturing. – 2021. – С. 102305. – Режим доступу:

<https://doi.org/10.1016/j.addma.2021.102305> (дата звернення: 15.09.2023). – Назва з екрана.

8. GRCop-42 Development and Hot-fire Testing Using Additive Manufacturing Powder Bed Fusion for Channel-cooled Combustion Chambers [Електронний ресурс] / Paul R. Gradl [та ін.] // AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, Indianapolis, IN. – Reston, Virginia, 2019. – Режим доступу: <https://doi.org/10.2514/6.2019-4228> (дата звернення: 15.09.2023). – Назва з екрана.

9. Additive Manufacturing of Liquid Rocket Engine Combustion Devices: A Summary of Process Developments and Hot-Fire Testing Results [Електронний ресурс] / Paul R. Gradl [та ін.] // 2018 Joint Propulsion Conference, Cincinnati, Ohio. – Reston, Virginia, 2018. – Режим доступу: <https://doi.org/10.2514/6.2018-4625> (дата звернення: 15.09.2023). – Назва з екрана.

10. Development of Liquid Rocket Engine Injectors Using Additive Manufacturing [Електронний ресурс] / S. Soller [та ін.] // 6TH EUROPEAN CONFERENCE FOR AEROSPACE SCIENCES : International Conference, Kraków, 29 черв. – 3 лип. 2015 р. – [Б. м.]. – Режим доступу: https://www.researchgate.net/publication/280561310_Development_of_Liquid_Rocket_Engine_Injectors_Using_Additive_Manufacturing (дата звернення: 15.09.2023). – Назва з екрана.

11. Design and Testing of Liquid Propellant Injectors for Additive Manufacturing [Електронний ресурс] / S. Soller [та ін.] // 7th European Conference For Aerospace Science : International Conference, Milan, 3–6 лип. 2017 р. – [Б. м.]. – Режим доступу: <https://doi.org/10.13009/EUCASS2017-306> (дата звернення: 15.09.2023). – Назва з екрана.

12. 3D printed acoustic igniter of oxygen-kerosene mixtures for aerospace applications [Електронний ресурс] / Roman Marchan [та ін.] // 8th European Conference For Aeronautics And Space Sciences : International Conference, Madrid, 1–4 лип. 2019 р. – [Б. м.]. – Режим доступу: <https://doi.org/10.13009/EUCASS2019-238> (дата звернення: 15.09.2023). – Назва з екрана.

13. Design and Additive Manufacturing Considerations for Liquid Rocket Engine Development / N. Patel et al. AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, Indianapolis, IN. Reston, Virginia, 2019. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2019-4392> (date of access: 27.03.2024).
14. Gradl P. R., Protz C. S. Technology advancements for channel wall nozzle manufacturing in liquid rocket engines. *Acta Astronautica*. 2020. Vol. 174. P. 148–158. URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.04.067> (date of access: 27.03.2024).
15. Gradl P. R., Protz C. S., Wammen T. Additive Manufacturing and Hot-fire Testing of Liquid Rocket Channel Wall Nozzles Using Blown Powder Directed Energy Deposition Inconel 625 and JBK-75 Alloys. AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum, Indianapolis, IN. Reston, Virginia, 2019. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2019-4362> (date of access: 27.03.2024).
16. Herrick J., Younglove A., Sharp C. Influence of Manufacturing Process Parameters on GRCop-42 Produced by Selective Laser Melting. ASME 2022 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference, St. Louis, Missouri, USA, 14–17 August 2022. 2022. URL: <https://doi.org/10.1115/detc2022-92015> (date of access: 27.03.2024).
17. Kerstens F., Cervone A., Gradl P. End to end process evaluation for additively manufactured liquid rocket engine thrust chambers. *Acta Astronautica*. 2021. Vol. 182. P. 454–465. URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.02.034> (date of access: 27.03.2024).
18. Lightweight Thrust Chamber Assemblies using Multi-Alloy Additive Manufacturing and Composite Overwrap / P. R. Gradl et al. AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum, Virtual Event. Reston, Virginia, 2020. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2020-3787> (date of access: 27.03.2024).
19. Lkadi O., Nassraoui M., Bouksour O. Design for Additive Manufacturing. Springer Tracts in Additive Manufacturing. Cham, 2023. P. 207–217. URL: https://doi.org/10.1007/978-3-031-32927-2_19 (date of access: 27.03.2024).

20. Review of selective laser melting: Materials and applications / C. Y. Yap et al. *Applied Physics Reviews*. 2015. Vol. 2, no. 4. P. 041101. URL: <https://doi.org/10.1063/1.4935926> (date of access: 27.03.2024).
21. Test Results of a Model Additively Manufactured Oxygen-Methane Combustion Chamber of a Liquid Rocket Engine / S. V. Mosolov et al. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 2021. No. 3 (138). P. 60–79. URL: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-3-60-79> (date of access: 27.03.2024).
22. Thomas D. J. Advanced 3D additive manufacturing techniques for revolutionizing the next-generation rocket engine nozzle fabrication. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2023. URL: <https://doi.org/10.1007/s00170-023-11669-7> (date of access: 27.03.2024).
23. Thomas D. J. Advanced active-gas 3D printing of 436 stainless steel for future rocket engine structure manufacture. *Journal of Manufacturing Processes*. 2022. Vol. 74. P. 256–265. URL: <https://doi.org/10.1016/j.jmapro.2021.12.037> (date of access: 03.01.2024).
24. Tucker J., Schmidt E. S. Development of a Small Bipropellant Rocket Engine Utilizing Additive Manufacturing Processes. *AIAA SPACE 2016, Long Beach, California*. Reston, Virginia, 2016. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2016-5405> (date of access: 27.03.2024).
25. An J., Li B. Application and Comparison of Additive Manufacturing Technology in Rocket Manufacturing. *Highlights in Science, Engineering and Technology*. 2023. Vol. 76. P. 296–307. URL: <https://doi.org/10.54097/4r1k0e19> (date of access: 27.03.2024).
26. A Review Towards the Design Optimization of High Performance Additively Manufactured Rotating Detonation Rocket Engine Injectors / T. W. Teasley et al. *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum, Virtual Event*. Reston, Virginia, 2021. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2021-3655> (date of access: 27.03.2024).
27. Конструкція та проєктування рідинних ракетних двигунів / Г. Г. Гахун [та ін.] ; ред. Г. Г. Гахун. – Москва : Машинобуд., 1989. – 424 с.

28. Махін В. А. Рідинні ракетні двигуни. Теорія і проєктні розрахунки камер / Віталій Антонович Махін; ред.: Л. В. Пронь, Г. А. Горбенко, М. А. Катренко. – 2-ге вид. – Дніпро : АРТ-Пресс, 2020. – 560 с.
29. Альбом конструкції РРД : Альбом / С. П. Агафонов [та ін.] ; Керівник В. П. Глушко. – Москва : Військ. вид-во м-ва оборони СРСР, 1969. – Т. 3. – 204 с.
30. Sames WJ, List FA, Pannala S, Dehoff RR, Babu SS. The metallurgy and processing science of metal additive manufacturing. *Int Mater Rev* 2016;61(5):315 <https://doi.org/10.1080/09506608.2015.1116649>.
31. Система охолодження камери згоряння рідинного ракетного двигуна : пат. RU 2511982 C1 : F02K9/64 / М. Б. Болотін. – № 2013112080/06 ; заявл. 18.03.2013 ; опубл. 10.04.2014, Бюл. № 14. – 12 с.
32. Film cooling apparatus for bipropellant rocket engine and testing method of the same : пат. KR20120080005A Південна Корея : F02K9/44; F02K9/52; F02K9/64; / Y. S. Ко [та ін.]. – № KR20110001413A ; заявл. 06.01.2011 ; опубл. 16.07.2012.
33. Спосіб завісного охолодження камери рідинного ракетного двигуна та пристрій для його реалізації (варіанти) : пат. RU 2135809 C1 : F02K9/64 / Л. Ф. Фролов. – № 98101859/06 ; заявл. 03.02.1998 ; опубл. 27.08.1998. – 16 с.
34. Cooling liquid film forming structure of liquid-propellant rocket engine : пат. CN111456866A Китай : F02K9/64. – № CN202010288944A ; заявл. 14.04.2020 ; опубл. 28.07.2020. – 7 с.
35. Пояс завіси внутрішнього охолодження камери ракетного двигуна : пат. UA 45465 C2 Україна : F02K9/00,9/64 / В. Г. Переверзєв, В. М. Шнякін. – № 99031262 ; заявл. 09.03.1999 ; опубл. 15.04.2002, Бюл. № 4. – 3 с.
36. Rocket engine combustion chamber cooling : пат. US 3595023 A Сполучені Штати Америки (США) : F02K9/02 / К. Stockel. – № 698,377 ; заявл. 11.01.1968 ; опубл. 27.07.1971. – 5 с.
37. Камера рідинного ракетного двигуна та її корпус : пат. RU 2158841 C2 : F02K9/64 / А. А. Васін [та ін.]. – № 99101161/06 ; заявл. 21.01.1999 ; опубл. 10.11.2000. – 14 с.

38. Integrated liquid film cooling structure of thrust chamber : пат. CN 211202146 U Китай : F02K9/64 / Q. Gao. – № CN202020901418U ; заявл. 26.05.2020 ; опубл. 07.08.2020.
39. Liquid rocket engine rotational flow liquid film cooling structure and rocket engine : пат. CN113006970A Китай : F02K9/64 / J. Li [та ін.]. – № CN202110219212A ; заявл. 26.02.2021 ; опубл. 22.06.2021.
40. Fundamentals of Laser Powder Bed Fusion of Metals / Eric MacDonald [та ін.]. – [Б. м.] : Elsevier, 2021. – 676 с.
41. Воробей В. В. Технологія виробництва рідинних ракетних двигунів / В. В. Воробей, В. Є. Логінов. – М : МАІ, 2001. – 496 с.
42. Александровська Л. Н. Статистичні методи аналізу безпеки складних технічних систем / Л. Н. Александровська, І. З. Аронов, А. І. Єлізаров ; ред. В. П. Соколов. – М. : Логос, 2001. – 232 с.
43. 4E2.833.095 ТО. Перетворювач витрати турбінний ТПР. Технічний опис та інструкція з експлуатації. Вид. офіц. 32 с.
44. Review on pressure swirl injector in liquid rocket engine / Z. Kang та ін. *Acta Astronautica*. 2018. Т. 145. С. 174–198. URL: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.12.038> (дата звернення: 09.03.2024).
45. Rubinsky V. R. Combustion Instability in the RD-0110 Engine. *Liquid Rocket Engine Combustion Instability in the RD-0110 Engine* / ред.: V. Yang, W. E. Anderson. 169-те вид. Washington, 1995. С. 89–112. URL: <https://doi.org/10.2514/4.866371>.
46. Amini G. Liquid flow in a simplex swirl nozzle. *International Journal of Multiphase Flow*. 2016. Т. 79. С. 225–235. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ijmultiphaseflow.2015.09.004>.
47. Datta A., Som S. K. Numerical prediction of air core diameter, coefficient of discharge and spray cone angle of a swirl spray pressure nozzle. *International Journal of Heat and Fluid Flow*. 2000. Т. 21, № 4. С. 412–419. URL: [https://doi.org/10.1016/s0142-727x\(00\)00003-5](https://doi.org/10.1016/s0142-727x(00)00003-5) (дата звернення: 09.03.2024).

48. Effect of geometric parameters on the liquid film thickness and air core formation in a swirl injector / S. Kim та ін. *Measurement Science and Technology*. 2008. Т. 20, № 1. С. 015403. URL: <https://doi.org/10.1088/0957-0233/20/1/015403> (дата звернення: 09.03.2024).

49. Film Thickness, Droplet Size Measurements and Correlations for Large Pressure-Swirl Atomizers / M. A. Benjamin та ін. *ASME 1998 International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exhibition*, м. Stockholm, Sweden, 2–5 черв. 1998 р. 1998. URL: <https://doi.org/10.1115/98-gt-537> (дата звернення: 09.03.2024).

50. Halder M. R., Dash S. K., Som S. K. Initiation of air core in a simplex nozzle and the effects of operating and geometrical parameters on its shape and size. *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2002. Т. 26, № 8. С. 871–878. URL: [https://doi.org/10.1016/s0894-1777\(02\)00153-x](https://doi.org/10.1016/s0894-1777(02)00153-x) (дата звернення: 09.03.2024).

51. Measuring air core characteristics of a pressure-swirl atomizer via a transparent acrylic nozzle at various Reynolds numbers / E. J. Lee та ін. *Experimental Thermal and Fluid Science*. 2010. Т. 34, № 8. С. 1475–1483. URL: <https://doi.org/10.1016/j.expthermflusci.2010.07.010> (дата звернення: 09.03.2024).

52. Moon S., Abo-Serie E., Bae C. The spray characteristics of a pressure-swirl injector with various exit plane tilts. *International Journal of Multiphase Flow*. 2008. Т. 34, № 7. С. 615–627. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ijmultiphaseflow.2008.01.003> (дата звернення: 09.03.2024).

53. Hong M., Jeon J., Lee S. Y. Discharge Coefficient of Pressure-Swirl Atomizers with Low Nozzle Opening Coefficients. *Journal of Propulsion and Power*. 2012. Т. 28, № 1. С. 213–218. URL: <https://doi.org/10.2514/1.b34168> (дата звернення: 09.03.2024).

54. Lefebvre A. H., McDonell V. G. Atomization and Sprays. Second edition. | Boca Raton : Taylor & Francis, CRC Press, 2017. : CRC Press, 2017. URL: <https://doi.org/10.1201/9781315120911> (дата звернення: 09.03.2024).

55. Spray characteristics of an open-end swirl injector / Q.-F. Fu та ін. *Atomization and Sprays*. 2012. Т. 22, № 5. С. 431–445. URL: <https://doi.org/10.1615/atomizspr.2012005646> (дата звернення: 09.03.2024).

56. Yoon W., Ahn K. Flow characteristics of close-type swirl injectors manufactured by a 3D printer. *Atomization and Sprays*. 2017. Vol. 27, no. 2. P. 131–137. URL: <https://doi.org/10.1615/atomizspr.2016015596> (date of access: 27.03.2024).
57. Fu Q.-f., Yang L.-j., Wang X.-d. Theoretical and Experimental Study of the Dynamics of a Liquid Swirl Injector. *Journal of Propulsion and Power*. 2010. Vol. 26, no. 1. P. 94–101. URL: <https://doi.org/10.2514/1.44271> (date of access: 27.03.2024).
58. Flame stabilization of liquid oxygen/kerosene bi-swirl injector at elevated pressure / S. Xue et al. *Combustion and Flame*. 2022. Vol. 244. P. 112215. URL: <https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2022.112215> (date of access: 27.03.2024).
59. Experimental Study of the Combustion Efficiency in Multi-Element Gas-Centered Swirl Coaxial Injectors / S. Woo et al. *Energies*. 2020. Vol. 13, no. 22. P. 6055. URL: <https://doi.org/10.3390/en13226055> (date of access: 27.03.2024).
60. Experimental Study of Spray and Combustion Characteristics in Gas-Centered Swirl Coaxial Injectors: Influence of Recess Ratio and Gas Swirl / J. Lee et al. *Aerospace*. 2024. Vol. 11, no. 3. P. 209. URL: <https://doi.org/10.3390/aerospace11030209> (date of access: 27.03.2024).
61. Analyzing Combustion Efficiency According to Spray Characteristics of Gas-Centered Swirl-Coaxial Injector / S. Woo et al. *Aerospace*. 2023. Vol. 10, no. 3. P. 274. URL: <https://doi.org/10.3390/aerospace10030274> (date of access: 27.03.2024).
62. Ahn K., Han Y.-M., Choi H.-S. Effects of Recess Length on Discharge Coefficients of Swirl Coaxial Injectors. *Combustion Science and Technology*. 2012. Vol. 184, no. 3. P. 323–336. URL: <https://doi.org/10.1080/00102202.2011.635615> (date of access: 27.03.2024).
63. Influence of Mass Flow Rate on the Atomization Characteristics of Screw Conveyor Swirl Injectors / X. Wei et al. *Aerospace*. 2022. Vol. 9, no. 6. P. 293. URL: <https://doi.org/10.3390/aerospace9060293> (date of access: 27.03.2024).
64. Huzel D. K. Design of liquid propellant rocket engines / Dieter K. Huzel. – 2-ге вид. – Washington : Scientific and Technical Information Office, National Aeronautics and Space Administration; [for sale by the National Technical Information Service, Springfield, Va.], 1971. – 460 с.

65. Kowalczyk P. B., Drzymala J. Physical meaning of the Sauter mean diameter of spherical particulate matter. Particulate Science and Technology. 2015. Т. 34, №. 6. Р. 645–647. URL: <https://doi.org/10.1080/02726351.2015.1099582> (дата звернення: 07.06.2023).
66. Test and Measurement Systems, a part of Emerson - NI. <https://www.ni.com/en.html>. URL: <https://www.ni.com/en.html> (дата звернення: 19.11.2023).
67. Igor Pro® from WaveMetrics® | Igor Pro by WaveMetrics. <https://www.wavemetrics.com/>. URL: <https://www.wavemetrics.com/> (дата звернення: 19.11.2023).
68. RP Software+Engineering UG. <https://www.rocket-propulsion.com/index.htm>. URL: <https://www.rocket-propulsion.com/index.htm> (дата звернення: 20.11.2023).
69. Датчикове підприємство "Завод Рапід". Каталог продукції. <https://zavod-rapid.com/>. URL: <https://zavod-rapid.com/wp-content/uploads/2023/03/RapidWEB.pdf> (дата звернення: 19.11.2023).
70. Superior pressure transmitter - S-20 - WIKA. <https://www.wika.com/>. URL: https://www.wika.com/en-en/s_20.WIKA (дата звернення: 17.02.2024).
71. PE 81.61. High-quality pressure transmitter For general industrial applications Model S-20. Чинний від 2014-08-01. Вид. офіц. Klingenberg, 2014. 13 с. URL: https://www.wika.com/media/Data-sheets/Pressure/Pressure-sensors/ds_pe8161_en_co.pdf (дата звернення: 17.02.2024).
72. WIKA Alexander Wiegand SE & Co KG. Pressure transmitter model S-20. Operating instructions. С. 92. URL: https://www.wika.com/media/Operating-instructions/Operating-instructions/Pressure/Pressure-sensors/oi_s_20_en_de_fr_es.pdf (дата звернення: 17.02.2024).
73. Набір стоматологічних інструментів. <https://medtechnika.kiev.ua/>. URL: https://medtechnika.kiev.ua/ua/p1999431031-nabor-stomatologicheskikh-instrumentov.html?source=merchant_center (дата звернення: 15.02.2023).

74. Комплект матеріалів для капілярного контролю. <https://novotest.ua/>. URL: <https://novotest.ua/katalog-priborov/komplekt-materialov-dlya-kapillyarnogo-kontrolya.html> (дата звернення: 15.02.2023).
75. 4Е2.833.031 ТО. Перетворювач витрати турбінний ТПР. Технічний опис та інструкція з експлуатації. Вид. офіц. 32 с.
76. Liquid Propellant Rocket Engines in Russia, Ukraine, and the former Soviet Union [Електронний ресурс] // History of Liquid Propellant Rocket Engines. – Reston, VA, 2006. – С. 531–736. – Режим доступу: <https://doi.org/10.2514/5.9781600868870.0531.0736> (дата звернення: 27.03.2024). – Назва з екрана.
77. Идельчик И. Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям / И. Е. Идельчик. – Москва ; Ленинград : [б. в.], 1960. – 464 с.
78. Distinctive features of slm technology application for manufacturing of LPRE components [Електронний ресурс] / Samir Vekilov [та ін.] // Journal of Rocket-Space Technology. – 2021. – Т. 29, № 4. – С. 112–123. – Режим доступу: <https://doi.org/10.15421/452112>. – Назва з екрана.
79. Vekilov S. Features of the adaptation of 3d printed regenerative cooling channels of the LPRE throat inserts [Електронний ресурс] / Samir Vekilov, Volodymyr Lipovskyi, Roman Marchan // System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics. – 2021. – Т. 29, № 2. – С. 62–72. – Режим доступу: <https://doi.org/10.15421/472112>. – Назва з екрана.
80. Topology optimization features of liquid-propellant rocket engine power elements manufactured by additive technologies [Електронний ресурс] / Oleg Bondarenko [та ін.] // Journal of Rocket-Space Technology. – 2021. – Т. 29, № 4. – С. 112–123. – Режим доступу: <https://doi.org/10.15421/452112>. – Назва з екрана.
81. Vekilov S. Comparison and analysis between conventional and additive manufacturing technologies of LPRE [Електронний ресурс] / Samir Vekilov, Volodymyr Lipovskyi // System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics. – 2022. – Т. 31, № 2. – С. 14–25. – Режим доступу: <https://doi.org/10.15421/472210>. – Назва з екрана.

82. Impact of heat treatment on mechanical behaviour of Inconel 718 processed with tailored microstructure by selective laser melting / V. A. Popovich et al. *Materials & Design*. 2017. Vol. 131. P. 12–22. URL: <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2017.05.065> (date of access: 27.03.2024).

83. Machining characteristics of Inconel 718 under several cutting conditions based on Taguchi method / R. Thirumalai et al. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*. 2012. Vol. 227, no. 9. P. 1889–1897. URL: <https://doi.org/10.1177/0954406212466193> (date of access: 27.03.2024).

84. Murr L. E. A Metallographic Review of 3D Printing/Additive Manufacturing of Metal and Alloy Products and Components. *Metallography, Microstructure, and Analysis*. 2018. Vol. 7, no. 2. P. 103–132. URL: <https://doi.org/10.1007/s13632-018-0433-6> (date of access: 27.03.2024).

85. Research on the fabricating quality optimization of the overhanging surface in SLM process / D. Wang et al. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*. 2012. Vol. 65, no. 9-12. P. 1471–1484. URL: <https://doi.org/10.1007/s00170-012-4271-4> (date of access: 27.03.2024).

86. Vekilov S. Overview on the design variants for organization of the liquid film cooling in LPRE combustion chambers [Електронний ресурс] / Samir Vekilov, Volodymyr Lipovskyi // *Journal of Rocket-Space Technology*. – 2023. – Т. 31, № 4. – С. 9–19. – Режим доступу: <https://doi.org/10.15421/452302>. – Назва з екрана.

87. Theoretical-experimental comparison of the models of additively manufactured swirl injectors based on the hydraulic testing results [Електронний ресурс] / Samir Vekilov [та ін.] // *Journal of Rocket-Space Technology*. – 2023. – Т. 31, № 4. – С. 148–158. – Режим доступу: <https://doi.org/10.15421/452319>. – Назва з екрана.

88. Vekilov S. Features of the development of additive manufacturing methods in application to liquid propellant rocket engines / Samir Vekilov, Volodymyr Lipovskyi // *Journal of Rocket-Space Technology*. – 2024. – Т. 32, № 4. – С. 23–38.

89. Тарасевич С. Е., Злобін А. В., Яковлев А. Б. Гідродинаміка і теплообмін при русі однофазної рідини в трубах із штучною шорсткістю. *Теплофізика високих температур*. 2015 Т.53, №6. С. 938–952. URL: <https://doi.org/10.7868/s0040364415060204> (дата звернення: 28.03.2023).
90. Аджамський С. В., Кононенко Г. А., Подольський Р. В. Виготовлення тракту охолодження вдосконаленої конструкції для камери згоряння рідинного ракетного двигуна за допомогою адитивних технологій. *Aerospace technic and technology*. 2021. № 3. С. 42–48. URL: <https://doi.org/10.32620/aktt.2021.3.05> (дата звернення: 27.03.2024).
91. Ciochon A., Kennedy J. Efficient modelling of surface roughness effects in additively manufactured materials. *Applied Acoustics*. 2024. Vol. 220. P. 109953. URL: <https://doi.org/10.1016/j.apacoust.2024.109953> (date of access: 27.03.2024).
92. Effect of Surface Modifications on Surface Roughness of Ti6Al4V Alloy Manufactured by 3D Printing, Casting, and Wrought / J. Kónya et al. *Materials*. 2023. Vol. 16, no. 11. P. 3989. URL: <https://doi.org/10.3390/ma16113989> (date of access: 27.03.2024).
93. Effects of selective laser melting building directions and surface modifications on surface roughness of Ti6Al4V alloy / J. Kónya et al. *Discover Applied Sciences*. 2024. Vol. 6, no. 1. URL: <https://doi.org/10.1007/s42452-024-05656-0> (date of access: 27.03.2024).
94. Kadivar M., Tormey D., McGranaghan G. CFD of roughness effects on laminar heat transfer applied to additive manufactured minichannels. *Heat and Mass Transfer*. 2022. URL: <https://doi.org/10.1007/s00231-022-03268-1> (date of access: 27.03.2024).
95. Khalatov A. A., Borisov I. I., Kulishov S. B. Thermo-hydraulic characteristics of additively manufactured mini-channels. *Thermophysics and Thermal Power Engineering*. 2023. Vol. 49, no. 2. P. 24–33. URL: <https://doi.org/10.31472/ttpe.2.2023.3> (date of access: 27.03.2024).

96. Scaling Roughness Effects on Pressure Loss and Heat Transfer of Additively Manufactured Channels / C. K. Stimpson et al. *Journal of Turbomachinery*. 2016. Vol. 139, no. 2. URL: <https://doi.org/10.1115/1.4034555> (date of access: 27.03.2024).

97. Sohal A., Kumar K., Kumar R. Heat transfer enhancement with channel surface roughness: A comprehensive review. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*. 2022. P. 095440622110656. URL: <https://doi.org/10.1177/09544062211065689> (date of access: 27.03.2024).

98. Study of Hydraulic Characteristics of the Cooling Path of a Model Liquid Rocket Engine Manufactured using Additive Technology of Selective Laser Melting / D. A. Yagodnikov et al. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*. 2019. No. 6 (129). P. 41–52. URL: <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2019-6-41-52> (date of access: 27.03.2024).

99. Surface Roughness Effects on Heat Transfer in Additively Manufactured sCO₂ Cycle Heat Exchangers / M. Searle et al. Office of Scientific and Technical Information (OSTI), 2021. URL: <https://doi.org/10.2172/1819281> (date of access: 27.03.2024).

100. Tan K. L., Yeo S. H. Surface modification of additive manufactured components by ultrasonic cavitation abrasive finishing. *Wear*. 2017. Vol. 378-379. P. 90–95. URL: <https://doi.org/10.1016/j.wear.2017.02.030> (date of access: 27.03.2024).

101. Walker T. D., Bonham C. Heat Transfer in an Injector-Scaled Additively Manufactured Fuel Passage. *ASME Turbo Expo 2023: Turbomachinery Technical Conference and Exposition*, Boston, Massachusetts, USA, 26–30 June 2023. 2023. URL: <https://doi.org/10.1115/gt2023-100383> (date of access: 27.03.2024).

102. Манометр МП4 промисловий 25 кгс/см² (1451080954). *metrologprom.com.ua*. URL: <https://metrologprom.com.ua/uk/p/1451080954-manometr-mp4-25-kgs-sm2/> (дата звернення: 28.01.2024).

ДОДАТОК
ДОКУМЕНТИ ЩОДО ВПРОВАДЖЕННЯ
РЕЗУЛЬТАТІВ ДОСЛІДЖЕННЯ

ЗАТВЕРДЖУЮ

Директор ТОВ «Дніпро Аероспейс»

Олександр ЛОЗОВИЙ



АКТ РЕАЛІЗАЦІЇ

результатів дисертаційної роботи

аспіранта Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара

Векілова Саміра Шамсійовича

ТОВ «Дніпро Аероспейс», склало цей акт про те, що результати дисертаційної роботи Векілова С. Ш. «Підвищення гідравлічних характеристик трактів рідинних ракетних двигунів, виготовлених із застосуванням адитивних технологій» представляють науковий інтерес і практичну цінність для проектування та подальшого виготовлення відповідальних деталей ракетно-космічної техніки.

Встановлено, що мета та результати дисертаційної роботи сприяють вирішенню задач ракетобудівної галузі, а загальна спрямованість повністю відповідає напрямку роботи ТОВ «Дніпро Аероспейс».

ТОВ «Дніпро Аероспейс» підтверджує, що результати досліджень Векілова С. Ш. використані під час проведення пошукових та подальших проектних робіт відносно камер рідинних ракетних двигунів, виготовлених із застосуванням адитивної технології L-PBF.

Результати дисертаційної роботи Векілова С. Ш. можуть бути використані в умовах проектної діяльності ТОВ «Дніпро Аероспейс».

Головний конструктор
ТОВ «Дніпро Аероспейс»

Роман МАРЧАН



АКТ РЕАЛІЗАЦІЇ

результатів дисертаційної роботи

аспіранта Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара

Векілова Саміра Шамсійовича

ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ», склало цей акт про те, що результати дисертаційної роботи Векілова С. Ш. «Підвищення гідравлічних характеристик трактів рідинних ракетних двигунів, виготовлених із застосуванням адитивних технологій» представляють науковий інтерес і практичну цінність для проектування та подальшого виготовлення відповідальних деталей ракетно-космічної техніки.

Встановлено, що мета та результати дисертаційної роботи сприяють вирішенню задач ракетобудівної галузі, а загальна спрямованість повністю відповідає напряду роботи ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ».

ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ» підтверджує, що результати досліджень Векілова С. Ш. використані під час проведення пошукових та подальших проектних робіт відносно камер рідинних ракетних двигунів, виготовлених із застосуванням адитивної технології L-PBF.

Результати дисертаційної роботи Векілова С. Ш. можуть бути використані в умовах проектної діяльності ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ».

Заступник Головного конструктора
ТОВ «Флайт Контрол»



Дмитро ГОРЯЧКІН