

Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Міністерство освіти і науки України
Національний технічний університет України
«Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського»
Міністерство освіти і науки України

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

Бакун Володимир Андрійович

УДК 629.7

ДИСЕРТАЦІЯ

ВИПРОБУВАЛЬНИЙ ВОГНЕВИЙ СТЕНД ВИСОТНИХ РІДИННИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ МАЛОЇ ТЯГИ

Спеціальність – 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Галузь знань – 13 Механічна інженерія

Подається на здобуття наукового ступеня доктора філософії

Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей,
результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

_____ В.А. Бакун

Науковий керівник: Мариношенко Олександр Петрович,
кандидат технічних наук, доцент.

Київ – 2025

АНОТАЦІЯ

Бакун В. А. «Випробувальний вогневий стенд висотних рідинних ракетних двигунів малої тяги» – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» (013 – Механічна інженерія). - Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського», Київ, 2025.

Підготовка здійснювалась на кафедрі космічної інженерії Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського» Міністерства освіти і науки України.

Дисертаційна робота присвячена забезпеченню випробувань висотного рідинного ракетного двигуна малої тяги в умовах, що імітують космічний вакуум.

Тематика дослідження пов'язана з відпрацюванням рідинних ракетних двигунів та розробкою суміжного устаткування, що є складним, багатоступеневим процесом, що включає в себе різні етапи: проектування, виробництво, випробування і серійне виготовлення (за потреби). Одним із найважливіших етапів є як раз випробування, які підтверджують чи відповідає виріб заявленим технічним і функціональним характеристикам. Випробування є вирішальним етапом, оскільки саме на цьому етапі оцінюється працездатність рідинних ракетних двигунів в різних умовах, а також їх надійність і безпека. Серед великої кількості досліджень, які необхідно провести, починаючи з випробувань агрегатів двигуна чи окремих елементів, закінчуючи повноцінним ракетним двигуном, ключову роль відіграють вогневі випробування, що проводяться як у атмосферних умовах, так і з імітацією максимально наближених до реальних космічних умов експлуатації двигуна.

Імітація умов космосу, зокрема вакууму, дозволяє перевірити роботу ракетного двигуна у середовищі, що суттєво відрізняються від параметрів атмосфери на поверхні Землі. Це забезпечує виявлення потенційних недоліків

конструкції ще на етапі відпрацювання, що знижує ризик відмови під час реального використання. Крім того, випробування сприяють вдосконаленню технологічних процесів, оптимізації конструктивних рішень і підвищенню загальної ефективності двигуна. Таким чином, вогневі випробування є фундаментальним етапом у процесі створення рідинного ракетного двигуна, що забезпечує досягнення стандартів якості та надійності виробу.

Метою дисертаційної роботи є розробка вогневого випробувального стенду для підтвердження працездатності висотних рідинних ракетних двигунів у наближених експлуатаційних умовах та його закладених проєктних параметрів.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити низку науково-технічних задач:

- провести аналіз впровадження й використання існуючих конструкцій випробувальних стендів рідинних ракетних двигунів, методів створення середовища, що імітує вакуум, а також аналіз використання адитивних технологій в ракетно-космічній галузі;
- розробити модель термо-газодинамічних процесів спільної роботи рідинного ракетного двигуна та газо-ежекторної установки під час проведення вогневих випробувань;
- розробити структурну пневмогідравлічну схему вогневого випробувального стенду та циклограму його роботи;
- спроєктувати системні елементи конструкції вогневого випробувального стенду, в тому числі, з використанням адитивної технології виготовлення;
- дослідити вібраційне навантаження, що створюється в наслідок роботи рідинного ракетного двигуна та газо-ежекторної установки;
- розробити практичні рекомендації щодо захисту елементів стендового обладнання, а також ракетного двигуна, що випробовується, від вібрацій та акустичного шуму, що виникають під час випробувань.

Об'єктом дослідження є процес вогневих випробувань висотних рідинних ракетних двигунів малої тяги.

Предметом дослідження є експериментальний стенд для випробування висотних рідинних ракетних двигунів малої тяги з імітацією умов вакууму.

У вступі здійснено обґрунтування вибору теми дисертаційного дослідження, акцентовано увагу на її актуальності у контексті сучасного розвитку ракетно-космічної техніки. Визначено основну мету роботи, сформульовано завдання, що потребують вирішення для досягнення поставлених цілей. Окреслено зв'язок дослідження із поточними науковими та практичними програмами, зокрема у сфері космічних технологій. Зазначено наукову новизну результатів, що включає розробку нових підходів до створення та випробування висотних рідинних ракетних двигунів, а також окреслено практичну значимість отриманих даних для вдосконалення існуючих конструкцій і технологій. Особливу увагу приділено внеску автора, який полягав у безпосередньому виконанні експериментальних досліджень, розробці моделей та аналізі отриманих результатів.

У першому розділі розглянуто конструктивні особливості рідинних ракетних двигунів, включаючи класифікацію їх основних елементів та принципів роботи. Описані різні типи випробувальних стендів, їх конструктивні особливості та функціональні можливості, переваги та недоліки. Особливу увагу приділено аналізу випробувальних стендів, що використовуються для вогневих випробувань рідинних ракетних двигунів. Зазначено, що реалізація таких стендів є складним технологічним процесом, який вимагає значних ресурсів, точного дотримання технічних вимог та високого рівня підготовки. Описано різні типи випробувальних стендів, їх конструктивні особливості та функціональні можливості. Поряд з цим, досліджені системи, що забезпечують створення умов, що імітують вакуум, включаючи газо-ежекторні установки, вакуумні насоси та газодинамічні труби. Наведено аналіз їх ефективності та впливу на точність отриманих результатів.

Окрему увагу приділено використанню адитивних технологій, які активно впроваджуються в ракетно-космічній галузі. Розглянуто їх застосування не лише у виробництві деталей для рідинного ракетного двигуна, але й у виготовленні елементів випробувальних стендів. Проаналізовано переваги адитивних технологій, серед яких можливість швидкого прототипування, зниження матеріальних витрат, підвищення точності виробів та спрощення технологічного процесу. Описано перспективи застосування цих технологій для створення складних компонентів, зокрема тих, які важко або неможливо виготовити традиційними методами. Висвітлено приклади успішного використання адитивних методів у створенні елементів випробувальних стендів, що значно скорочує час підготовки до експериментів та забезпечує високу надійність і точність вимірювань.

У другому розділі дисертаційного дослідження описаний процес моделювання термогазодинамічних явищ, з використанням чисельних рішень рівнянь Нав'є Стокса, що супроводжують випробування рідинного ракетного двигуна малої тяги на випробувальному вогневому стенді, з граничними умовами, які відповідають реальним обмеженням роботи висотних ракетних двигунів. У цьому контексті наведено технічні характеристики випробуваного двигуна, включаючи ключові параметри, такі як: тяга, питомий імпульс і робочі температурні режими. Описано фізичні та математичні моделі, які використовувались для формалізації задачі.

Значну увагу приділено верифікації моделі та реальних випробувань рідинного ракетного двигуна, зокрема шляхом порівняння результатів обчислень з експериментальними даними, що були отримані під час проведення випробувань рідинного двигуна та газо-ежекторної установки. Показано, що моделювання дозволяє з високою точністю прогнозувати основні процеси, такі як: розподіл температури, тиску та швидкості потоків газів та рідин у випробувальній установці. Це підтверджує коректність обраної методики моделювання та її придатність для оптимізації параметрів випробувань.

У третьому розділі дисертаційної роботи описано процес створення вакуумного стенду для проведення випробувань рідинних ракетних двигунів малої тяги в умовах, максимально наближених до космічного вакууму. Увагу приділено поетапній розробці та виготовленню випробувального стенду, що включає проєктування, виробництво та тестування. Розроблено та представлено пневмогідравлічну схему стенду. Розглянуто основні параметри замірів, що проводяться під час експериментів, включаючи контроль робочих характеристик стенду та рідинного ракетного двигуна. Наведено циклограму роботи стенду, в якій описано алгоритм виконання команд, послідовність запуску, відключення та взаємодію між системами стенду. Циклограми роботи є унікальними, так як створюються окремо під двигун, що випробовується, з метою забезпечення основних робочих параметрів. Приділено увагу розробці основних систем подачі компонентів палива, їх конструктивним особливостям та методам реалізації, що забезпечують стабільну та ефективну роботу двигуна під час випробувань.

У четвертому розділі описано процес експериментальної розробки та виготовлення газо-ежекторної установки, яка є ключовим компонентом для створення умов, що імітують вакуум. Описано поетапність проєктування, яка базувалася на інтеграції сучасних інженерних підходів, зокрема використання чисельного моделювання для оптимізації конструкції. Наведено основні технічні характеристики газо-ежекторної установки. У розділі також описано циклограми роботи установки, які відображають послідовність її запуску, функціонування та завершення випробувань, та є унікальними так як створюються окремо під газо-ежекторну установку.

Особливий акцент зроблено на застосуванні адитивних технологій у процесі виготовлення окремих елементів виробу. Зокрема, використання 3D-друку дозволило суттєво скоротити час виготовлення, знизити витрати на виробництво та забезпечити високу точність деталей складної геометрії.

У п'ятому розділі виконано аналіз вібраційних навантажень, що виникають під час роботи випробувального комплексу. Розглянуто природу та механізми утворення вібрацій у результаті термогазодинамічних процесів у

камері згоряння рідинного ракетного двигуна, а також у газо-ежекторній установці стенду, що імітує вакуум. Ці вібрації впливають на конструктивний ресурс та викликають пошкодження виробу. Виконано аналіз отриманих даних з осьових і поперечних датчиків віброприскорень, встановлених на ключових елементах системи. Визначено інтенсивність і частотний спектр вібраційних впливів, які здатні спричинити пошкодження конструктивних елементів рідинного ракетного двигуна та стенду. У роботі наведено приклади руйнувань, спричинених вібраційними навантаженнями, що підтверджує необхідність розробки ефективних систем віброзахисту. Знайдено аналітичне рішення та запропоновано рекомендаційні методики для зменшення впливу вібрацій, які включають використання демпфувальних матеріалів, оптимізацію конструкції та інтеграцію віброзахисних систем у випробувальний комплекс.

Наукова новизна роботи полягає у наступному:

- удосконалено методологічний підхід до проектування випробувального вогняного стенду висотних рідинних ракетних двигунів малої тяги, шляхом поєднання методів твердотільного моделювання, для отримання вхідних даних процесу та проведення термо-газодинамічних розрахунків з використанням чисельних рішень рівнянь Нав'є-Стокса з граничними умовами, що відповідають обмеженням роботи висотного двигуна та газо-ежекторної установки;

- удосконалено традиційний підхід до реалізації елементів випробувальних вогняних стендів висотних рідинних ракетних двигунів, за рахунок впровадження адитивних технологій виробництва, що дозволяє формувати елементи газоповітряного тракту та паливних систем стенду, які є недосяжними для традиційних методів виготовлення, з одночасним зменшенням часу виробництва, вартості та ваги;

- вперше розроблено випробувальний вогняний стенд для висотних рідинних ракетних двигунів тягою від 180 Н до 220 Н, в основі якого закладена спільна робота газо-ежекторної установки та двигуна, що забезпечує

розрідження робочого середовища на зрізі сопла двигуна на рівні до 3.5 мм. рт. ст.

Практичне значення отриманих результатів полягає у наступному:

- розроблено практичні рекомендації щодо інженерного створення установки, що створює середовище, яке імітує вакуум, включаючи в себе елементи, що виготовлені адитивними методами;
- розроблено модель термогазодинамічних процесів спільної роботи висотного рідинного ракетного двигуна та газо-ежекторної установки;
- розроблено структуру й склад випробувального стенду для проведення вогневих випробувань висотних рідинних ракетних двигунів малої тяги;
- розроблено та експериментально випробувано конструкцію газо-ежекторної установки випробувального стенду, що забезпечує попереднє розрідження робочого об'єму до 40 мм. рт. ст.;
- розроблені й практично реалізовані вимірювальні системи контролю технічних параметрів під час проведення вогневих випробувань;
- розроблено рекомендаційну методику вібраційного захисту рідинного ракетного двигуна та газо-ежекторної установки.

Основні наукові результати дисертаційної роботи **опубліковано** у 7 наукових працях, зокрема у 4 наукових статтях, з яких 1 статтю опубліковано у виданні, включеному до переліку наукових фахових видань України з присвоєнням категорії «А», і 3 статті опубліковано у фахових виданнях, включених до переліку наукових фахових видань України з присвоєнням категорії «Б», та у 3 матеріалах наукових конференцій.

Ключові слова: рідинний ракетний двигун, вогневий стенд, динамічний стенд, газодинамічна труба, адитивні технології, адитивний синтез, конструкційні матеріали, ресурс деталі, пошкодженість, імітаційна модель, динамічна модель, динамічна математична модель, аналітичне рішення, віброзахист.

ANNOTATION

Bakun V. A. “Test fire stand of high-altitude liquid rocket engines of low thrust”
– Qualification scientific work in the form of a manuscript.

Dissertation for the degree of Doctor of Philosophy in specialty 134 “Aviation and rocket and space technology” (013 – Mechanical engineering). - National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute”, Kyiv, 2025.

The dissertation research was carried out at the Department of Space Engineering of the National Technical University of Ukraine “Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute” of the Ministry of Education and Science of Ukraine.

The dissertation work is devoted to ensuring the testing of a high-altitude liquid rocket engine of low thrust in conditions simulating space vacuum.

The research topic is related to the development of liquid rocket engines and the development of related equipment, which is a complex, multi-stage process that includes various stages: design, production, testing and serial production (if necessary). One of the most important stages is precisely the tests that confirm whether the product meets the declared technical and functional characteristics. Testing is a crucial stage, since it is at this stage that the performance of liquid rocket engines in various conditions is assessed, as well as their reliability and safety. Among the large number of studies that need to be conducted, from the tests of engine units or individual elements to the a full-fledged rocket engine, fire tests, which are carried out both in atmospheric conditions and with simulation of the most realistic space operating conditions of the engine, play a key role. Imitation of space conditions, vacuum in particular, allows to check the operation of a rocket engine in an environment that significantly differs from the parameters of the atmosphere on the Earth's surface. This ensures the identification of potential design flaws at the development stage, which reduces the risk of failure during actual use. In addition, tests contribute to the improvement of technological processes, optimization of design solutions and increasing the overall efficiency of the engine. Thus, fire tests are a fundamental stage

in the process of creating a liquid rocket engine, which helps to ensure the achievement of product quality and reliability standards.

The purpose of the dissertation is to develop a fire test stand to confirm the operability of high-altitude liquid rocket engines in approximate operating conditions and to substantiate established design parameters.

To achieve this goal, it is necessary to solve a number of scientific and technical problems:

- conduct an analysis of the implementation and use of existing designs and methods of operation of test stands for liquid rocket engines, methods of creating an environment that simulates vacuum, as well as an analysis of the use of additive technologies in the rocket and space industry;

- develop a mathematical model for modeling the thermo-gasodynamic processes of the joint operation of a liquid rocket engine and a gas ejector installation during fire tests;

- develop a structural pneumohydraulic diagram of a fire test stand and a cycle diagram of its operation;

- design system elements of the fire test stand, including using additive manufacturing technology;

- investigate the vibration load created as a result of the operation of a liquid rocket engine and a gas ejector installation;

- develop practical recommendations for protecting elements of the stand equipment, as well as the engine under test, from vibrations and acoustic noise arising during tests.

The object of the study is the process of fire tests of low-thrust high-altitude liquid rocket engines.

The subject of the study is an experimental stand for testing high-altitude low-thrust liquid rocket engines with simulated vacuum conditions.

The introduction provides a justification for the choice of the topic of the dissertation research, emphasizing its relevance in the context of the modern development of rocket and space technology. The main goal of the work is determined,

the tasks that need to be solved to achieve the set goals are formulated. The connection of the research with current scientific and practical programs is outlined, in particular in the field of space technologies. The scientific novelty of the results is noted, which includes the development of new approaches to the creation and testing of liquid rocket engines, and the practical significance of the obtained data for improving existing designs and technologies is also outlined. Special attention is paid to the author's contribution, which consisted in the direct implementation of experimental research, the development of models and the analysis of the results obtained.

The first section considers the design features of liquid rocket engines, including the classification of their main elements and principles of operation. Various types of test stands, their design features and functional capabilities are described. Special attention is paid to the analysis of test stands used for fire tests of liquid rocket engines. It is noted that the implementation of such stands is a complex technological process that requires significant resources, precise compliance with technical requirements and a high level of training. Various types of test stands, their design features and functional capabilities are described. Along with this, systems that ensure the creation of conditions that simulate vacuum, including gas-ejector installations, vacuum pumps and gas-dynamic tubes, are studied. An analysis of their effectiveness and impact on the accuracy of the results obtained is presented.

Special attention is paid to additive technologies, which are actively implemented in the rocket and space industry. Their application is considered not only in the production of parts for liquid rocket engines, but also in the manufacture of test stand elements. The advantages of additive technologies are analyzed, including the possibility of rapid prototyping, reducing material costs, increasing product accuracy and simplifying the technological process. Examples of the successful use of additive methods in the creation of test bench elements are highlighted, which significantly reduces the time for preparing for experiments and ensures high reliability and accuracy of measurements.

The second section of the dissertation study analyzes in detail the process of mathematical modeling of thermogasodynamic phenomena accompanying the testing

of a low-thrust liquid rocket engine on a test fire stand, with conditions simulating vacuum. In this context, the technical characteristics of the tested engine are given, including key parameters such as: thrust, specific impulse and operating temperature regimes. The physical and mathematical models used to formalize the problem are described, as well as the initial and boundary conditions that took into account the specifics of the test environment.

Considerable attention is paid to the verification of the mathematical model, in particular by comparing the results of calculations with experimental data obtained during the tests of the liquid engine and the gas-ejector installation. It is shown that modeling allows to predict with high accuracy the main processes, such as: the distribution of temperature, pressure and velocity of gas and liquid flows in the test facility. This confirms the correctness of the chosen modeling method and its suitability for optimizing test parameters.

The third section of the dissertation describes the process of creating a vacuum stand for testing low-thrust liquid rocket engines in conditions as close as possible to space vacuum. Attention is paid to the phased development and manufacture of the test stand, which includes design, production and testing. A pneumohydraulic scheme of the stand is developed and presented. The main parameters of measurements carried out during the experiments are considered, including monitoring the operating characteristics of the stand and the liquid rocket engine. The stand operation cycle is presented, which describes the command execution algorithm, the sequence of start-up, shutdown, and interaction between the stand systems. Attention is paid to the development of the main fuel component supply systems, their design features, and implementation methods that ensure stable and efficient engine operation during testing.

The fourth section describes the process of experimental development and manufacturing of a gas-ejector installation, which is a key component for creating conditions that simulate vacuum. The design methodology is described, which was based on the integration of modern engineering approaches, in particular, the use of numerical modeling to optimize the design. The main technical characteristics of the

gas-ejector installation are presented. The section also describes the plant operation cycle diagrams, which reflect the sequence of its start-up, operation, and completion of tests.

Special emphasis is placed on the use of additive technologies in the process of manufacturing individual product elements. In particular, the use of 3D printing has significantly reduced manufacturing time, reduced production costs and ensured high accuracy of parts with complex geometry.

In the fifth section, an analysis of vibration loads arising during the operation of the test complex is performed. The nature and mechanisms of vibration generation as a result of thermo-gasodynamic processes in the combustion chamber of a liquid rocket engine, as well as in the gas-ejector installation of the stand simulating a vacuum, are considered. The data obtained from axial and transverse vibration acceleration sensors installed on key elements of the system are analyzed. The intensity and frequency spectrum of vibration effects that can cause damage to structural elements of a liquid rocket engine and stand are determined. The paper provides examples of damage caused by vibration loads, which confirms the need to develop effective vibration protection systems. Recommended methods for reducing the impact of vibrations were proposed, which include the use of damping materials, design optimization and integration of vibration protection systems into the test complex.

The scientific novelty of the work consists in the following:

- the methodological approach to the design of a test fire stand for low-thrust liquid rocket engines has been improved by combining solid-state modeling methods to obtain input data for the process, and conducting thermo-gasodynamic calculations using numerical Navier-Stokes solutions, with boundary conditions that correspond to the operating limitations of high-altitude engines and gas-ejector installations;
- the traditional approach to the implementation of elements of test fire stands for high-altitude liquid rocket engines has been improved by introducing additive manufacturing technologies, which allows the formation of elements of the gas-air tract and fuel systems of the stand that are unattainable for traditional manufacturing methods, while simultaneously reducing production time, cost and weight;

- for the first time, a fire test stand was developed for high-altitude liquid rocket engines with thrust from 180 N to 220 N, which is based on the joint operation of the gas ejector installation and the engine, which ensures the rarefaction of the working medium at the engine nozzle section at a level of up to 3.5 mm Hg.

The practical significance of the results obtained is as follows:

- practical recommendations have been developed for the engineering creation of a facility that creates an environment that simulates vacuum, including elements manufactured by additive methods;
- a mathematical model of the joint operation of a high-altitude liquid rocket engine and a gas ejector installation has been developed;
- the structure and composition of a test stand for conducting fire tests of low-thrust liquid rocket engines has been developed;
- the design of the gas ejector installation of the test stand has been developed and experimentally tested;
- measuring systems for monitoring technical parameters during fire tests have been developed and practically implemented;
- a recommended method for vibration protection of a liquid rocket engine and a gas ejector installation has been developed.

The main scientific results of the dissertation work were published in 7 scientific works, in particular in 4 scientific articles, of which 1 article was published in a journal included in the list of scientific professional journals of Ukraine with the assignment of category "A", and 3 articles were published in professional journals included in the list of scientific professional publications of Ukraine with the assignment of category "B", and in 3 materials of scientific conferences.

Keywords: liquid rocket engine, fire stand, dynamic bench, gas dynamic tube, additive technologies, additive synthesis, structural materials, part resource, damage, simulation model, dynamic model, dynamic mathematical model, analytical solution, vibration protection.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Публікації у фахових виданнях України, які включені до міжнародних наукових баз даних:

1. Arkhypov, O., Marynoshenko, O., Stefurak, T., & Bakun, V. (2023). Sylovi ta zhorstkisni kharakterystyky vibrozakhysnykh system iz kvazinulovoiu zhorstkistiu [Strength and stiffness characteristics of vibration protection systems with quasi-zero stiffness]. *Nelineini Kolyvannya*, 26(4), 443–452. <https://doi.org/10.3842/nosc.v26i4.1442> [In Ukrainian]. **(фахове видання, категорія А, Scopus Q3);**
2. Bakun, V. A., & Marynoshenko, O. P. (2024a). The usage of gas-dynamic pipes in fire test benches of low-thrust liquid rocket engines. *System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics*, 34(1), 13-22. <https://doi.org/10.15421/472402> **(фахове видання, категорія Б);**
3. Bakun, V. A., & Marynoshenko, O. P. (2024b). Stand for fire tests of low-thrust liquid rocket engines with simulation of vacuum conditions. *System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics*, 35(2), 3–12. <https://doi.org/10.15421/472409> **(фахове видання, категорія Б);**
4. Bakun, V., & Marynoshenko, O. (2024). The usage of additive technologies in fire test stands. *Journal of Rocket-Space Technology*, 33(4-29), 40-46. <https://doi.org/10.15421/452449> **(фахове видання, категорія Б).**

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації

1. Bakun, V., & Marynoshenko, O. (2024c). Use of Gas-Ejector Installations In Rocket Engine Test Stands. In *XVI international conference of students and young scientists «Intelligence. Integration. Reliability»* (pp. 6-7). National Technical University Of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute». <https://iat.kpi.ua/wp-content/uploads/2024/12/Book-of-theses-IRR-2024.pdf>;
2. Bakun, V., & Marynoshenko, O. (2023). Measurement of The Thrust of Rocket Engines. In *XV international conference of students and young scientists «Intelligence. Integration. Reliability»* (pp. 17-18). National Technical University Of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute». <https://iat.kpi.ua/wp-content/uploads/2023/12/IRR-2023.pdf>;
3. Bakun, V., & Marynoshenko, O. (2021). Introduction Of Additive Technologies In Stand Fire Of Rocket Engines tests. In *XIV international conference of students and young scientists «Intelligence. Integration. Reliability»* (pp. 7-8). National Technical University Of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute». https://iat.kpi.ua/wp-content/uploads/2021/12/Thesis_IRR_2021.pdf

Зміст

АНОТАЦІЯ.....	2
ANNOTATION.....	9
СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ.....	15
ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ СКОРОЧЕНЬ.....	19
ВСТУП.....	20
РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ ОСОБЛИВОСТЕЙ ВОГНЕВИХ ВИПРОБУВАЛЬНИХ СТЕНДІВ РІДИННИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ.....	26
1.1 Особливості атмосферних та вакуумних випробувань рідинних ракетних двигунів.....	26
1.2 Аналітичний огляд випробувальних стендів для експериментального відпрацювання рідинних ракетних двигунів.....	33
1.3 Аналіз використання адитивних технологій в ракетно-космічній галузі.....	45
1.4 Висновки до розділу 1.....	54
РОЗДІЛ 2. РОЗРОБКА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ВОГНЕВИХ ВИПРОБУВАНЬ ВИСОТНОГО РІДИННОГО РАКЕТНОГО ДВИГУНА.....	55
2.1 Опис основних характеристик двигуна, що випробовується.....	55
2.2 Реалізація розрахункової 3D-моделі в програмному середовищі.....	57
2.3 Моделювання термо-газодинамічних процесів роботи рідинного двигуна та газо-ежекторної установки.....	62
2.4 Результати розрахунків математичного моделювання.....	70
2.5 Проведення експериментальних випробувань рідинного ракетного двигуна	74
2.6 Висновки до розділу 2.....	77
РОЗДІЛ 3. РОЗРОБКА ЕКСПЕРЕМЕНТАЛЬНОГО ВАКУУМНОГО СТЕНДУ ДЛЯ ВИПРОБУВАНЬ РІДИННИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ.....	78

3.1 Пневмогідравлічна схема вакуумного стенду.....	78
3.2 Циклограма роботи вакуумного стенду.....	82
3.3 Системи вакуумного стенду.....	84
3.4 Система подачі компонентів палива в рідинний ракетний двигун.....	103
3.5 Система вимірювання та реєстрації параметрів.....	106
3.6 Висновки до Розділу 3.....	110
РОЗДІЛ 4. РОЗРОБКА ЕКСПЕРЕМЕНТАЛЬНОЇ ГАЗО-ЕЖЕКТОРНОЇ УСТАНОВКИ ДЛЯ СТВОРЕННЯ УМОВ, ЩО ІМІТУЮТЬ ВАКУУМ.....	112
4.1 Основні концепції, що були закладені під час проєктування газо- ежекторної установки.....	112
4.2 Основні характеристики газо-ежекторної установки.....	115
4.3 Проєктування газо-ежекторної установки та її конструктивних елементів.....	118
4.4 Висновки до Розділу 4.....	137
РОЗДІЛ 5. РОЗРОБКА ВІБРАЦІЙНОГО ЗАХИСТУ ЕЛЕМЕНТІВ ВАКУУМНОГО СТЕНДА.....	139
5.1 Аналіз вібраційних навантажень в наслідок роботи газо-ежекторної установки та рідинного ракетного двигуна.....	139
5.2 Методика зменшення вібраційних навантажень в наслідок роботи газо-ежекторної установки.....	151
5.3 Висновок до розділу 5.....	157
ВИСНОВКИ.....	158
СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ.....	160
ДОДАТОК А.....	172
ДОДАТОК Б.....	175
ДОДАТОК В.....	178

ПЕРЕЛІК ВИКОРИСТАНИХ СКОРОЧЕНЬ

АТ - Тетраоксид азоту;

ВСКЖ – Віброзахисні системи квазінульової жорсткості;

ГДТ – Газодинамічна труба;

ГЕУ – Газо-ежекторна установка;

КП – Компоненти палива;

НДМГ - Несиметричний диметилгідразин;

РРД – Рідинний ракетний двигун;

CFD – Computational Fluid Dynamics;

L-PBF – Laser Powder Bed Fusion;

SLM – Selective Laser Melting.

ВСТУП

Актуальність дослідження. Ракетно-космічна галузь, особливо стосовно проєктування і створення рідинних ракетних двигунів (РРД) космічного призначення, характеризується значними досягненнями, що базуються на багатому досвіді історії розробок та практичного застосування. Важливу роль у цьому процесі відіграють випробувальні стенди, які забезпечують перевірку, оптимізацію та валідацію конструкцій двигунів. Історично багато технічних рішень, які розроблялися під час випробувань РРД, залишаються актуальними й сьогодні, оскільки вони стали основою теорії й практики для створення сучасних космічних апаратів і не тільки. Як наслідок, галузь отримує двигуни та навіть космічні ракетні ступені повторного використання.

Проте складність конструкцій рідинних ракетних двигунів і високі вимоги до їхніх характеристик зумовлюють необхідність створення спеціалізованого обладнання для випробувань, яке нерідко є вартісним і технічно складним. Випробувальні стенди, які є невід’ємною частиною виробничого циклу, часто виявлялися найбільш витратним елементом через складність забезпечення умов, що імітують вакуум, значні навантаження та екстремальні температури, які виникають під час роботи двигунів. Це створює бар’єри для широкого впровадження сучасних технологій у галузь ракетобудування, особливо для підприємств, що працюють у комерційному сегменті космічної індустрії.

Протягом десятиліть висока вартість випробувального обладнання обмежувала можливості масового виробництва й глобальної комерціалізації ракетної техніки. Випробувальні стенди, які є невід’ємною частиною виробничого циклу, часто виявлялися найбільш витратним елементом через складність забезпечення умов, що імітують вакуум, значні навантаження та екстремальні температури, які виникають під час роботи двигунів. Це не лише ускладнювало технологічний ланцюг, але й знижувало доступність галузі для компаній «стартапів», що прагнуть увійти до космічного сектору. Саме пошук

простіших рішень у процесі випробувань рідинних двигунів, дозволить та уже дозволяє розширювати галузь і в свою чергу космічний ринок всебічних послуг.

Сучасні виклики ракетного двигунобудування зумовлюють необхідність пошуку інноваційних рішень, спрямованих на зниження витрат і спрощення процесів випробувань. Одним із таких напрямів є розробка більш компактних, економічно ефективних і технологічно вдосконалених випробувальних стендів. Саме впровадження таких рішень сприяє не лише підвищенню ефективності процесів випробувань, але й створює передумови для комерційної привабливості ракетно-космічної галузі.

Метою дисертаційної роботи є розробка вогневого випробувального стенду для підтвердження працездатності висотних рідинних ракетних двигунів у наближених експлуатаційних умовах та його закладених проєктних параметрів.

Об'єктом дослідження є процес вогневих випробувань висотних рідинних ракетних двигунів.

Предметом дослідження є експериментальний стенд для випробування висотних рідинних ракетних двигунів малої тяги з імітацією умов вакууму.

Для досягнення поставленої мети вирішено ряд **науково-технічних задач**:

- проведено аналіз впровадження й використання існуючих конструкцій та методів роботи випробувальних стендів рідинних ракетних двигунів, методів створення середовища, що імітує вакуум, а також аналіз використання адитивних технологій в ракетно-космічній галузі;

- розроблено модель моделювання термо-газодинамічних процесів спільної роботи рідинного ракетного двигуна та газо-ежекторної установки під час проведення вогневих випробувань;

- розроблено структурну пневмогідрравлічну схему вогневого випробувального стенду та циклограму його роботи;

- спроектовано системні елементи конструкції вогневого випробувального стенду, в тому числі, з використанням адитивної технології виготовлення;

- досліджено вібраційне навантаження, що створюється в наслідок роботи рідинного ракетного двигуна та газо-ежекторної установки;
- розроблено практичні рекомендації щодо захисту елементів стендового обладнання, а також ракетного двигуна, що випробовується, від вібрацій та акустичного шуму, що виникають під час випробувань.

Використані методи наукового дослідження:

Методи емпіричного дослідження:

- виміряно основні робочі параметри рідинного ракетного двигуна та газо-ежекторної установки;
- проведено експеримент у вигляді випробувань рідинного ракетного двигуна та підтвердження працездатності випробувального стенду.

Загальні методи дослідження:

- використаний критичний аналіз існуючих випробувальних стендів та систем, що створюють розріджене робоче середовище;
- використаний структурний аналіз експериментальних даних та випробувального стенду в цілому.

Наукова новизна роботи полягає у наступному:

- удосконалено методологічний підхід до проєктування випробувального вогняного стенду висотних рідинних ракетних двигунів малої тяги, шляхом поєднання методів твердотільного моделювання, для отримання вхідних даних процесу та проведення термо-газодинамічних розрахунків з використанням чисельних рішень рівнянь Нав'є-Стокса з граничними умовами, що відповідають обмеженням роботи висотного двигуна та газо-ежекторної установки;
- удосконалено традиційний підхід до реалізації елементів випробувальних вогняних стендів висотних рідинних ракетних двигунів, за рахунок впровадження адитивних технологій виробництва, що дозволяє формувати елементи газоповітряного тракту та паливних систем стенду, які є недосяжними для традиційних методів виготовлення, з одночасним зменшенням часу виробництва, вартості та ваги;

- вперше розроблено випробувальний вогняний стенд для висотних рідинних ракетних двигунів тягою від 180 Н до 220 Н, в основі якого закладена спільна робота газо-ежекторної установки та двигуна, що забезпечує розрідження робочого середовища на зрізі сопла двигуна на рівні до 3.5 мм. рт. ст.

Практичне значення отриманих результатів полягає у наступному:

- розроблено практичні рекомендації щодо інженерного створення установки, що створює середовище, яке імітує вакуум, включаючи в себе елементи, що виготовлені адитивними методами;
- розроблено модель термогазодинамічних процесів спільної роботи висотного рідинного ракетного двигуна та газо-ежекторної установки;
- розроблено структуру й склад випробувального стенду для проведення вогневих випробувань висотних рідинних ракетних двигунів малої тяги;
- розроблено та експериментально випробувано конструкцію газо-ежекторної установки випробувального стенду, що забезпечує попереднє розрідження робочого об'єму до 40 мм. рт. ст.;
- розроблені й практично реалізовані вимірювальні системи контролю технічних параметрів під час проведення вогневих випробувань;
- розроблено рекомендаційну методику вібраційного захисту рідинного ракетного двигуна та газо-ежекторної установки.

Обґрунтування і достовірність отриманих результатів базуються на комплексному підході, який інтегрує теоретичні й експериментальні дослідження. Основою цього підходу є використання положень математичного моделювання термогазодинамічних процесів, що протікають у рідинних ракетних двигунах, а також на базі даного підходу створення випробувального стенду, працеспроможність якого підтверджена практично. Значна частина отриманих результатів підтверджується експериментальними даними. Зокрема, експерименти дозволяють уточнити моделі поведінки продуктів горіння й рідинного ракетного двигуна в цілому.

Розроблені моделі процесів у рідинних ракетних двигунах дозволяють не лише прогнозувати їхню поведінку, але й оптимізувати конструкцію окремих вузлів і систем двигуна. Ті ж математичні моделі використані і для моделювання роботи установки, що попередньо розріджує середовище, адже вона має конструктивні та робочі схожості з рідинними ракетними двигунами. Важливу роль у дослідженнях відіграє верифікація моделей шляхом порівняння теоретичних розрахунків із експериментальними даними, що забезпечує комплексну оцінку їхньої адекватності. Проведені випробування підтвердили високу подібність даних отриманих шляхом моделювання і вогняного випробування висотного ракетного двигуна малої тяги.

Особистий внесок здобувача полягає наступному:

- у проведенні аналізу стану випробувальних стендів у світі, аналіз загально прийнятих установок, що створюють розрідження робочого середовища, а також, аналіз використання адитивних технологій у галузі;
- у побудові математичних моделей термодинамічних процесів, що протікають в робочому середовищі газодинамічної частини вогняного стенду для випробувань рідинних ракетних двигунів малої тяги;
- у розробці концепції структури випробувального вогняного стенду з імітацією умов вакууму з побудовою відповідних пневмогідравлічних схем та циклограм роботи;
- у розробці та практичній реалізації випробувального вогняного стенду в цілому й суміжних до нього систем;
- у безпосередній участі в проведенні виробничих та конструктивних процесів, а також, експериментальних досліджень висотного рідинного ракетного двигуна малої тяги, що випробовується;
- в обробці і подальшому аналізі отриманих експериментальних даних;
- в аналізі вібраційних навантажень в наслідок роботи ракетного двигуна та газо-ежекторної установки, а також у розробці структури захисних, демпфуючих систем для захисту окремих елементів випробувального стенду.

Апробація результатів дисертації. Основні положення та результати дисертаційної роботи, а також окремі її розділи доповідалися та отримали позитивні відгуки на науково-технічних конференціях, зокрема на XIV, XV та XVI міжнародних науково-практичних конференціях «INTELLIGENCE. INTEGRATION. RELIABILITY» (2021, 2023 та 2024 р., м. Київ, відповідно).

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційна робота виконана на кафедрі космічної інженерії Національного технічного університету України «Київського політехнічного інституту імені Ігоря Сікорського» 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 напрямкам дослідження Навчально-наукового інституту аерокосмічних технологій Національного технічного університету України «Київського політехнічного інституту імені Ігоря Сікорського». Отримані результати відповідають вимогам Закону України «Про пріоритетні напрямки інноваційної діяльності в Україні». Наукова новизна та практичне значення підтверджені актом реалізації, засвідченими відповідальними особами ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ».

Обсяг і структура роботи. Дисертаційна робота складається зі вступу, п'яти розділів, висновків, списку використаної літератури та додатків. Повний обсяг дисертації складає 178 сторінок, з них 139 сторінок основного тексту, 88 рисунка і 13 таблиць, 13 сторінок списку використаної літератури з найменувань. Обсяг додатків – 7 сторінок.

РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ ОСОБЛИВОСТЕЙ ВОГНЕВИХ ВИПРОБУВАЛЬНИХ СТЕНДІВ РІДИННИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ

В оглядовому розділі дисертаційної роботи розглянуто особливості проведення випробувань рідинних ракетних двигунів, випробувальних стендів і використання адитивних технологій в ракетно-космічній галузі.

У підрозділі 1.1 розглянуто аналіз випробувань, яким піддаються рідинні ракетні двигуни під час конструювання.

У підрозділі 1.2 розглянуто використання вогняних випробувальних стендів під час створення рідинних ракетних двигунів. Наголошено на складності їх реалізації й використання. Розглянуто основні типи випробувальних стендів та їх класифікацію. Розглянуто основні системи, що використовуються у випробувальних стендах для створення умов, що імітують вакуум.

У підрозділі 1.3 розглянуто інформацію про адитивні технології та їх використання у ракетно-космічній галузі. Наведені основні переваги даного методу виробництва й можливості конструювання інших типів виробів за його допомогою. Розглянуті основні принципи адитивних технологій.

1.1 Особливості атмосферних та вакуумних випробувань рідинних ракетних двигунів

Розробка рідинних ракетних двигунів є складним інженерно-технічним процесом, що вимагає проведення як розрахунково-проектних робіт, так і значних фінансових та часових витрат пов'язаних з проведенням випробувань ракетних двигунів та їхніх систем у наземних та льотних умовах.

У процесі наземних випробувань застосовується високотехнологічне обладнання, здатне моделювати умови експлуатації, які виникають під час реальних польотів. Це дозволяє виявляти можливі недоліки на етапі

випробувань, забезпечуючи тим самим підвищення надійності кінцевого продукту.

Крім того, важливою складовою є оцінка динаміки процесів у системах рідинних ракетних двигунів, включно з поведінкою матеріалів у різних температурних режимах, впливом високих навантажень й інших екстремальних факторів. Комплексний підхід до тестування дозволяє розробляти технологічні рішення, що забезпечують ефективність і довговічність роботи рідинних ракетних двигунів у космічному просторі.

Випробування РРД зазвичай поділяються на кілька етапів: від попередніх стендових тестів до фінальних льотних перевірок. На кожному етапі здійснюється моніторинг ключових параметрів роботи системи, таких як тяга, ефективність використання палива, теплові навантаження і вібраційна стійкість. Ці дані є основою для подальшої оптимізації конструкції та підвищення її надійності.

В цілому процес відпрацювання рідинних ракетних двигунів проводиться у наступній послідовності:

- випробування елементів, агрегатів (вузли ущільнення та опори насосів, насос, газогенератор, камера згоряння, клапан та ін.);
- випробування окремих систем (камера згоряння, турбонасосний агрегат, тощо);
- випробування групи систем (імітатора двигуна);
- випробування двигуна;
- випробування двигуна у складі рушійної установки;
- льотні випробування.

У практиці створення двигунів відомі два методи стендового відпрацювання, які можна характеризувати як послідовний (консервативний) та паралельний (прискорений) методи. Основна відмінність цих методів у тому, що у разі послідовного методу доведення при виявленні дефекту двигуна випробування припиняються до розробки та впровадження на двигунах заходів щодо усунення цього дефекту. У разі паралельного методу доводочні

випробування не перериваються та заходи щодо усунення дефекту розробляються і впроваджуються в процесі доводочних випробувань двигуна, що продовжуються.

З часом набуття досвіду у сфері проєктування та випробування рідинних ракетних двигунів, знання дозволили сильно скоротити об'єм необхідних випробувань, а також кількість необхідних для цього двигунів та їх компонентів. Саме тому, більшість нових компаній – «стартапів» мають змогу, при мінімальному фінансуванні, розробити ракету-носіє і вивести корисне навантаження на орбіту в середньому з третьої чи четвертої спроби.

Не менш важливою є екологічна складова. В умовах сучасного космічного освоєння значну увагу приділяють мінімізації впливу випробувань і запусків на навколишнє середовище. Новітні розробки зосереджені на створенні екологічно безпечних паливних компонентів і вдосконаленні технологій проведення нейтралізації шкідливих компонентів продуктів горіння.

Окремо слід підкреслити роль цифрових технологій у моделюванні процесів, які відбуваються у рідинних ракетних двигунах, а також використання нових технологічних підходів до виготовлення не лише двигунів, а і компонентів випробувальних систем.

Рідинні ракетні двигуни є одним з основних типів двигунів для ракет, що забезпечують високий імпульс тяги завдяки використанню рідкого пального. Рідинні ракетні двигуни переважно поділяють за способами подачі компонентів палива, а саме, з витискною або насосною системою. В залежності від типу подачі компонентів палива, основні структурні елементи рідинного ракетного двигуна можуть відрізнятись. Проте основною у будь-якому випадку залишається камера рідинного ракетного двигуна, що складається з камери згоряння та сопла.

Камеру згоряння рідинного ракетного двигуна (рисунок 1.1) конструктивно розділяють на дві основні частини: корпус камери згоряння та змішувальну/форсункову головку, в якій розташовують форсунки окисника чи

пального. Корпус камери, у свою чергу, складається з циліндричної частини та сопла.

Циліндрична частина корпусу забезпечує рівномірний розподіл тиску газів, що утворюються під час згоряння компонентів палива, створюючи необхідні умови для їхньої стабільної роботи. Сопло є основним елементом, який перетворює теплову енергію продуктів згоряння на кінетичну енергію струменя, що забезпечує створення тяги двигуна.

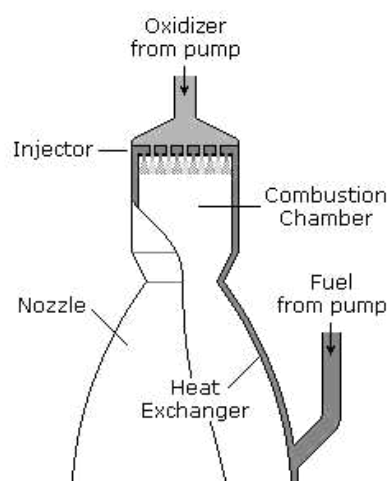


Рисунок 1.1 – Схематичне зображення камери РРД [1]

Змішувальна головка, яка є важливою складовою камери, відповідає за рівномірне подавання та змішування компонентів палива. Її конструкція значною мірою визначає ефективність згоряння та характеристики роботи двигуна. Використання спеціальних матеріалів та інженерних рішень у виготовленні форсункової головки дозволяє витримувати високі температурні навантаження та агресивний вплив хімічних речовин.

Вогневі випробування рідинного ракетного двигуна на стендах являють собою комплекс дослідницьких заходів, спрямованих на детальне вивчення характеристик роботи самого двигуна в умовах, максимально наближених до експлуатаційних. Під час таких випробувань здійснюється моніторинг термогазодинамічних процесів, що відбуваються в камері згоряння, та аналіз параметрів, таких як тиск, температура продуктів згоряння, розподіл теплового потоку по елементам конструкції, а також кінцева тяга. Завдяки використанню

сучасних високоточних датчиків дані збираються у режимі реального часу, що дозволяє відстежувати не лише стабільність горіння, але й можливі коливання або нестабільності, які можуть свідчити про порушення рівноваги хімічних реакцій або локальне перевищення допустимих термічних навантажень. Експериментальні результати порівнюються з розрахунковими даними, отриманими за допомогою чисельного моделювання, що базується на методах скінченних об'ємів та інших сучасних обчислювальних підходах. Такий комплексний аналіз дозволяє виявити диспропорції між теоретичними розрахунками та реальними показниками роботи двигуна, оптимізувати параметри конструкції та вдосконалити технології подачі палива й охолодження.

Тому можна сказати, що основні вогневі випробування рідинного ракетного двигуна поділяються на ті що проводяться при атмосферних умовах (на атмосферних випробувальних стендах) та ті що проводяться в розрідженому середовищі, яке максимально наближене до умов космосу.

Випробування рідинних ракетних двигунів у вакуумі проводять для того, щоб максимально точно відтворити умови їхньої роботи в космічному просторі. В атмосфері Землі зовнішній тиск впливає на розширення газів у соплі, що змінює характеристики тяги та ефективність двигуна. У вакуумі ці фактори відсутні, тому випробування в спеціальних вакуумних камерах дозволяють отримати достовірні дані про роботу двигуна у відкритому космосі, де немає атмосферного опору та змінних умов тиску.

Одним із ключових аспектів таких випробувань є дослідження процесів теплового обміну. В умовах вакууму конвективне охолодження неможливе, що впливає на температурні режими роботи двигуна та його окремих компонентів. Це дозволяє точно визначити максимальні навантаження, на які здатні матеріали, і перевірити ефективність систем охолодження. Також важливо дослідити динаміку розширення робочих газів, оскільки вона безпосередньо впливає на величину тяги та ефективність паливоспалювання.

Випробування у вакуумі також дозволяють перевірити надійність роботи та підтвердити основні робочі характеристики рідинного ракетного двигуна в

умовах, що імітують космічні. Це включає тестування систем подачі пального, роботи клапанів, герметичності компонентів і стійкості до екстремальних температур. Оскільки у відкритому космосі будь-яка несправність може призвести до критичних наслідків для місії, такі випробування є обов'язковими перед запуском двигуна в реальну експлуатацію. Тому випробування у вакуумі є важливою частиною розробки та сертифікації рідинних ракетних двигунів, дозволяючи гарантувати їхню ефективність і безпеку під час космічних місій.

Питомий імпульс є одним із найважливіших параметрів, що визначає ефективність ракетного двигуна. Він характеризує кількість тяги, яку двигун може створити на одиницю витраченого пального, і вимірюється в секундах. У вакуумних умовах питомих імпульс значно вищий, ніж в атмосфері, оскільки відсутній зовнішній тиск, який заважає повному розширенню газів у соплі. Саме тому випробування рідинних ракетних двигунів у вакуумних камерах необхідні для точного визначення їхньої ефективності у відкритому космосі. Випробування у вакуумі дозволяють не тільки визначити реальне значення питомого імпульсу, але й оптимізувати конструкцію сопла, щоб воно забезпечувало найбільш ефективне розширення газів. Оскільки залежність питомого імпульсу від тиску навколишнього середовища є суттєвою, експериментальні дані, отримані у вакуумних камерах, є критично важливими для правильного проектування двигунів, що працюватимуть у космосі. Це дозволяє точно прогнозувати характеристики ракети та забезпечувати максимальну продуктивність паливної системи.

Особливу увагу приділяють дослідженню теплових процесів, оскільки високі температури, що виникають у зоні згоряння, створюють значні термічні навантаження на матеріали, з яких виготовлено двигун. Аналіз температурного поля в камері та соплі дозволяє виявити критичні зони, де можливе перевищення граничних значень міцності матеріалу, що, у свою чергу, впливає на довговічність конструкції. Окрім цього, значну роль відіграє вивчення впливу геометрії сопла на характеристики розширення газів, оскільки саме в соплі відбувається перетворення хімічної енергії в кінетичну, що визначає кінцеву тягу

двигуна. Для двигунів, призначених для роботи у вакуумних умовах, використовують спеціальні випробувальні установки або вакуумні камери, що дозволяють імітувати розріджене середовище, забезпечуючи адекватне відтворення умов, характерних для космічного простору. Це сприяє точнішому аналізу поведінки вихлопного струменя та визначенню впливу вакууму на роботу сопла.

Чисельне моделювання є невід'ємною складовою в процесі аналізу вогневих випробувань. Сучасні комп'ютерні алгоритми дозволяють створити детальні моделі термогазодинамічних процесів, що відбуваються всередині двигуна, з урахуванням складних хімічних реакцій, турбулентних процесів та теплообміну між гарячими газами і конструктивними елементами. Інтеграція чисельних розрахунків з експериментальними даними дозволяє точно визначити межі безпечної експлуатації, виявити можливі резонансні явища та розробити заходи для їх усунення. Аналіз режимів роботи двигуна за допомогою комп'ютерного моделювання допомагає оптимізувати як систему подачі палива, так і параметри охолодження, що, у свою чергу, сприяє зниженню ризику виникнення аварійних ситуацій при тривалій роботі.

Також проводиться ретельне дослідження впливу варіацій робочих режимів на стабільність горіння та ефективність роботи системи запалювання. Це дозволяє виявити залежність характеристик двигуна від умов подачі палива, змін у геометрії камери згоряння та динаміки продуктів згоряння, що може бути критичним для досягнення оптимального співвідношення показників тяги і питомого імпульсу. Отримані результати застосовуються для вдосконалення конструкції двигуна, що дозволяє підвищити його надійність і безпеку в умовах експлуатації.

1.2 Аналітичний огляд випробувальних стендів для експериментального відпрацювання рідинних ракетних двигунів

Наземні випробування є ключовим етапом забезпечення надійності та безпеки ракетно-космічних систем. Вони дозволяють перевірити стійкість об'єктів до впливу температурних коливань, вібрацій, перевантажень та інших факторів, що мають місце під час їхньої реальної експлуатації. Особливу увагу приділяють розробці сценаріїв імітації, які максимально точно відтворюють умови функціонування техніки в космічному просторі.

Згідно з ДСТУ 3021-95 [2], випробування — це експериментальне визначення кількісних і/або якісних характеристик властивостей об'єкта випробувань як результату впливу на нього під час функціонування, моделювання об'єкта та/або впливів. У контексті ракетно-космічної техніки це визначення охоплює широкий спектр діяльності: від лабораторного тестування окремих компонентів до масштабних стендових випробувань цілих систем.

Для досягнення високої точності й надійності результатів, під час випробувань використовуються сучасні контрольно-вимірювальні прилади та спеціалізовані перехідні пристрої. Ці інструменти дозволяють не лише реєструвати зміни параметрів, але й аналізувати динаміку процесів, що відбуваються в об'єкті випробувань. Комплексний підхід до контролю даних сприяє виявленню потенційних недоліків конструкції ще на етапі наземних випробувань.

Експериментальні дослідження є основою для прийняття рішень щодо подальшого доопрацювання, вдосконалення чи сертифікації виробів ракетно-космічної техніки. Успішне проходження випробувань дозволяє підтвердити відповідність об'єкта встановленим технічним вимогам, що є вирішальним фактором для його використання в реальних умовах.

Випробувальний стенд — це спеціалізоване обладнання, призначене для наземних випробувань ракетних двигунів у контрольованих умовах. Такі стенди

дозволяють перевіряти роботу двигунів, оцінювати їхні характеристики та виявляти можливі недоліки перед сертифікацією для польотів [3].

Випробувальні стенди за своєю структурою складаються з двох основних компонентів: перший – виконавчий блок, який включає в себе об’єкт, що тестується, і системи, що забезпечують вплив різноманітних експлуатаційних чинників (нагрів за рахунок випромінення, космічний вакуум, навантаження на двигун та корисне навантаження під час запуску на орбіту, тощо.), другий – командний блок, що складається з апаратури управління і систем моніторингу, які надають інформацію про параметри випробуваного об’єкта та самого стенда.

Зі збільшенням складності ракетних двигунів та і в цілому космічних апаратів технології створення випробувальних стендів також зазнають значного ускладнення. Це зумовлено кількома ключовими факторами. Перш за все, сучасні космічні літальні апарати вимагають точнішого й більш детального контролю їхніх характеристик, що потребує обробки великої кількості параметрів. Додатково до цього, ускладнюються умови й спектр навантажень, які необхідно відтворити для точного імітування реальних умов польоту під час випробувань. Виникає необхідність у комплексному моделюванні різнотипних фізичних впливів, які відтворюють умови реального середовища, у якому функціонує апарат.

Нерідко складність сучасних випробувальних стендів дорівнює або навіть перевершує складність систем, що тестуються. Це свідчить про важливість інтегрованого підходу до їхнього створення. Процес проєктування таких стендів включає декілька етапів: розробку технічного завдання, формулювання пропозицій, створення ескізного і технічного проєктів, розробку функціональних та електричних схем, виконання розрахунків для окремих компонентів і систем стенду, вибір оптимальної конфігурації та підготовку технічної документації для виготовлення.

Існує два загальноприйняті основні підходи до проєктування випробувальних стендів, проте знову ж таки, підходи можуть змінюватись в залежності від поставленого технічного завдання або ж специфіки компанії, яка

розробляє випробувальне обладнання. Перший – це індивідуальний підхід, орієнтований на вирішення конкретних завдань певного підприємства, таких як контроль окремих характеристик літального апарата або його компонентів. Другий – це комплексний, або системний підхід, який спрямований на досягнення високої якості виробів ракетно-космічної сфери в цілому. У цьому випадку розробляється мережа взаємопов'язаних стендів, які забезпечують тестування і контроль апарата на кожному етапі його циклу створення – від проєктування і виробництва до введення в експлуатацію.

На сьогоднішній день пріоритетним напрямом у створенні випробувальних стендів є автоматизація випробувальних процесів, що дозволяє підвищити точність, знизити ризики людської помилки та забезпечити швидке налаштування стенда під різні типи апаратів. Ще одним ключовим завданням є впровадження технологій, що мінімізують негативний вплив випробувань рідинних ракетних двигунів на навколишнє середовище. Завдяки інноваційному підходу випробувальні стенди стають не лише засобом перевірки, а й важливим інструментом розвитку сучасної інженерії, забезпечуючи високий рівень надійності й безпеки для новітніх авіаційно-космічних технологій.

Основною метою експериментальних досліджень у галузі ракетно-космічної техніки є отримання кількісних і якісних характеристик властивостей об'єктів дослідження. Для цього визначаються склад та послідовність дій, спрямованих на імітацію в наземних умовах різних експлуатаційних факторів. Також встановлюється перелік операцій з контролю вимірюваних параметрів, типи й кількість застосовуваних контрольно-вимірювальних приладів, обладнання й перехідних пристроїв.

Проєктування випробувальних стендів для рідинних ракетних двигунів є складним і багатогранним завданням, що вимагає врахування численних технічних, економічних і експлуатаційних факторів. Це процес, що базується на сучасних методах розрахунку конструкцій на міцність, моделюванні експлуатаційних умов й аналізі параметрів. Можна назвати кілька основних переваг випробувальних стендів:

Відтворюваність і порівнюваність результатів випробувань. Випробувальні стенди забезпечують високий рівень відтворюваності експериментів, що дозволяє проводити багаторазові тести на різних етапах розробки двигуна. Це дає змогу порівнювати результати, виявляти динаміку змін параметрів, швидко вносити проєктні зміни у конструкцію чи розробку виробу в цілому.

Імітація реальних експлуатаційних умов. Завдяки використанню теорії фізичного моделювання створюються стенди, що максимально точно відтворюють умови роботи РРД, включаючи температурні, вібраційні та силові навантаження. Це дозволяє отримати достовірні результати, необхідні для оцінки характеристик двигуна в умовах, близьких до реальних.

Контроль і моніторинг параметрів. Сучасні системи вимірювання забезпечують точний моніторинг усіх характеристик двигуна й стенда під час випробувань. Це сприяє своєчасному виявленню дефектів і дає змогу проводити корекцію в процесі розробки.

Підвищення безпеки. Випробування на стенді дозволяють уникнути ризиків, пов'язаних із тестуванням рідинних ракетних двигунів у польотних умовах. Це значно знижує ймовірність аварій і пошкодження дорогого обладнання.

Економічна ефективність. Незважаючи на високу вартість створення стендів, їх використання дає змогу заощадити кошти за рахунок скорочення кількості польотних випробувань, які є значно дорожчими.

Звісно, є і недоліки випробувальних стендів або роботи з ними:

Висока вартість створення та обслуговування. Розробка та експлуатація випробувальних стендів потребують значних фінансових ресурсів. Це обумовлено необхідністю розробки спеціального обладнання, високоточного вимірювального обладнання та систем автоматизації. Також, варто було б додати, що під час випробувань двигунів, використовується паливо не тільки для рідинних ракетних двигунів, а й для суміжних систем, наприклад допалювачів продуктів згорання.

Обмеження в імітації експлуатаційних умов. Незважаючи на досягнення в моделюванні, деякі фактори, такі як мікрогравітація або вплив космічного випромінювання, не можуть бути відтворені в умовах наземних випробувань. Це створює обмеження для повної оцінки характеристик двигуна. Дане обмеження не стосується рідинних ракетних двигунів, які працюють в атмосфері й використовуються в перших ступенях ракет-носіїв.

Складність інтеграції систем. Рідинні ракетні двигуни мають складну конструкцію, і випробувальні стенди повинні враховувати взаємодію між різними компонентами двигуна та іншими системами. Це ускладнює їх проектування та експлуатацію. Також, як каже досвід та власні спостереження, кожне вдосконалення двигуна, обумовлює і модернізацію стендового обладнання.

Ризик помилок у вимірюваннях. Навіть незначні похибки у вимірювальних системах можуть призводити до неправильних висновків щодо роботи двигуна. Це вимагає ретельного калібрування обладнання та постійного контролю якості даних. Найчастіше помилки виникають в датчиках, що чутливі до змін температури. Будь яке теплове коливання, чи то від роботи двигуна, чи то від зміни положення сонця, призводить до необхідності проводити повторне налаштування системи вимірювання.

Як і будь-яка інша система, випробувальний стенд має свої особливості роботи, на які потрібно зважати, щоб отримати якісні результати.

Підготовка до випробувань. Перед кожним тестом проводиться ретельна перевірка стенду, калібрування датчиків і систем вимірювання.

Забезпечення безпеки персоналу. Робота зі стендами вимагає суворого дотримання норм безпеки, адже випробування РРД пов'язані з високими температурами, тиском і ризиком вибухів. Застосовуються дистанційні системи управління і автоматизації для мінімізації участі людини.

Аналіз результатів. Отримані під час випробувань дані аналізуються за допомогою спеціалізованого програмного забезпечення. Це дозволяє визначити не лише ефективність роботи двигуна, а й можливі шляхи його вдосконалення.

Важливо розуміти, що на рідинний ракетний двигун, корисне навантаження чи на ракету-носію діють ті чи інші навантаження/зовнішні чинники, які впливають на цілісність і працеспроможність систем [4, 5]. Саме для перевірки правильності обраної конструкції використовують ті, чи інші випробувальні стенди.

Для визначення основних характеристик рідинного ракетного двигуна, а саме, тяги, питомого імпульсу, та підтвердження якості роботи проводять випробування на вогневих випробувальних стендах.

В цілому, вогневі випробувальні стенди можна поділити на два типи. Перший – стенд для забезпечення статичних вогневих випробувань. Конструктивно даний тип є простішим, дешевшим та вимагає простіших допоміжних систем, задача яких лише повторити або ж імітувати системи ракети-носія (або іншого апарату, куди в майбутньому, планується встановлення рідинного ракетного двигуна). Основна мета цього тесту перевірити здатність двигуна генерувати необхідну тягу та працювати у відповідності до технічних характеристик. Даний тип випробувальних стендів може бути різним в залежності від потужності самого рідинного ракетного двигуна (див. рис. 1.2 та рис. 1.3).



Рисунок 1.2 – Випробувальний стенд для проведення статичних вогневих випробувань компанії Skyrora [6]

На рисунку 1.2, здебільшого використовується модульність випробувального стенду, що дозволяє швидко змінити місце проведення

випробувань, або ж замінити ту чи іншу систему в разі її поломки чи вдосконалення. Проте дана перевага дійсна лише для двигунів малої та середньої тяги. Зрозуміло, що чим більший рідинний ракетний двигун та чим більша його тяга, тим більше суміжного обладнання для його контролю потрібно. Також, загальний розмір двигуна, що випробовується, безпосередньо може впливати на структуру випробувального стенду. Двигун може розташовуватись у вертикальному чи горизонтальному положенні, або під певним кутом відносно горизонту. Важливо зважати на розміщення рідинного ракетного двигуна, так як це безпосередньо впливає на простоту монтажних чи інших робіт, пов'язаних з двигуном. Не варто забувати і про необхідний для проведення випробувань об'єм паливних баків.



Рисунок 1.3 – Стенд для проведення статичних вогневих випробувань NASA [14]

В наукових роботах [7-11] відзначено важливість проведення випробувальних робіт, а також складність підготовки до них. Різноманіття створених стендів тісно пов'язане з розвитком ракетно-космічної галузі в цілому,

адже кожен рідинний ракетний двигун є унікальним, що з точки зору проектування, що з точки зору виробництва.

Унікальним також є випробувальний стенд, що зазвичай, будується під конкретний двигун з урахуванням всіх нюансів. Тільки з часом, відбувається певна універсалізація та спроби адаптувати випробування уже нового рідинного ракетного двигуна під існуюче робоче місце. Це передбачає укладання нових паливних магістралей, встановлення додаткових систем (за необхідністю), тощо.

Варто також зазначити, що на загальний вид, простоту виконання, мобільність впливає також і паливна пара, на якій працює рідинний ракетний двигун. Будь які випробування проводяться під контролем державних регуляторів та у відповідності до нормативних документів [12, 13], проте вони можуть відрізнитись в залежності від країни чи поставленого технічного завдання.

Інший, більш складніший тип тестування двигунів – це проведення випробувань у вакуумних умовах. Тестування ракетних двигунів у вакуумі передбачає запуск двигуна в спеціальній вакуумній камері, яка імітує умови космічного простору. Цей тип випробувань особливо актуальний для двигунів, призначених для верхніх ступенів ракет, що працюють у розрідженій атмосфері або повному вакуумі.

Випробування у вакуумі дозволяють точно виміряти тягу двигуна в умовах, максимально наближених до реальних. Однак проведення таких тестів є складним і дороговартісним через необхідність використання спеціалізованого обладнання для створення вакууму й підтримання необхідних умов. Унаслідок цього вакуумні випробування намагаються не проводити, особливо на ранніх етапах розробки, віддаючи перевагу моделюванню або математичній симуляції. Загальний вигляд випробувальних стендів з імітацією вакуумних умов показано на рисунках 1.4 -1.5



Рисунок 1.4 – Загальний вигляд випробувального стенда з імітацією умов вакууму [15]

Згідно публікації [15] випробувальний стенд може створювати розрідження робочого об'єму до 8.2 мм. рт. ст. (0.16 psia), що є еквівалентним приблизно 30500 м. висоти. На рисунку 1.4 зображена велика кількість структурних елементів, трубопроводів та інших допоміжних систем для випробувань. Дані системи потребують великої кількості капіталовкладень, ресурсів та часу для створення та налаштування випробувальної споруди такого масштабу.

На рисунку 1.5 зображена складність випробувальних стендів. Даний об'єкт [16] був розроблений для випробування великих космічних апаратів, верхніх ступенів ракет-носіїв в симульованому космічному середовищі. Крім того, для випробувань ракетних двигунів, стенд сприяв проведенню багатьох випробувань з імітацією космічного середовища з тепловим впливом.

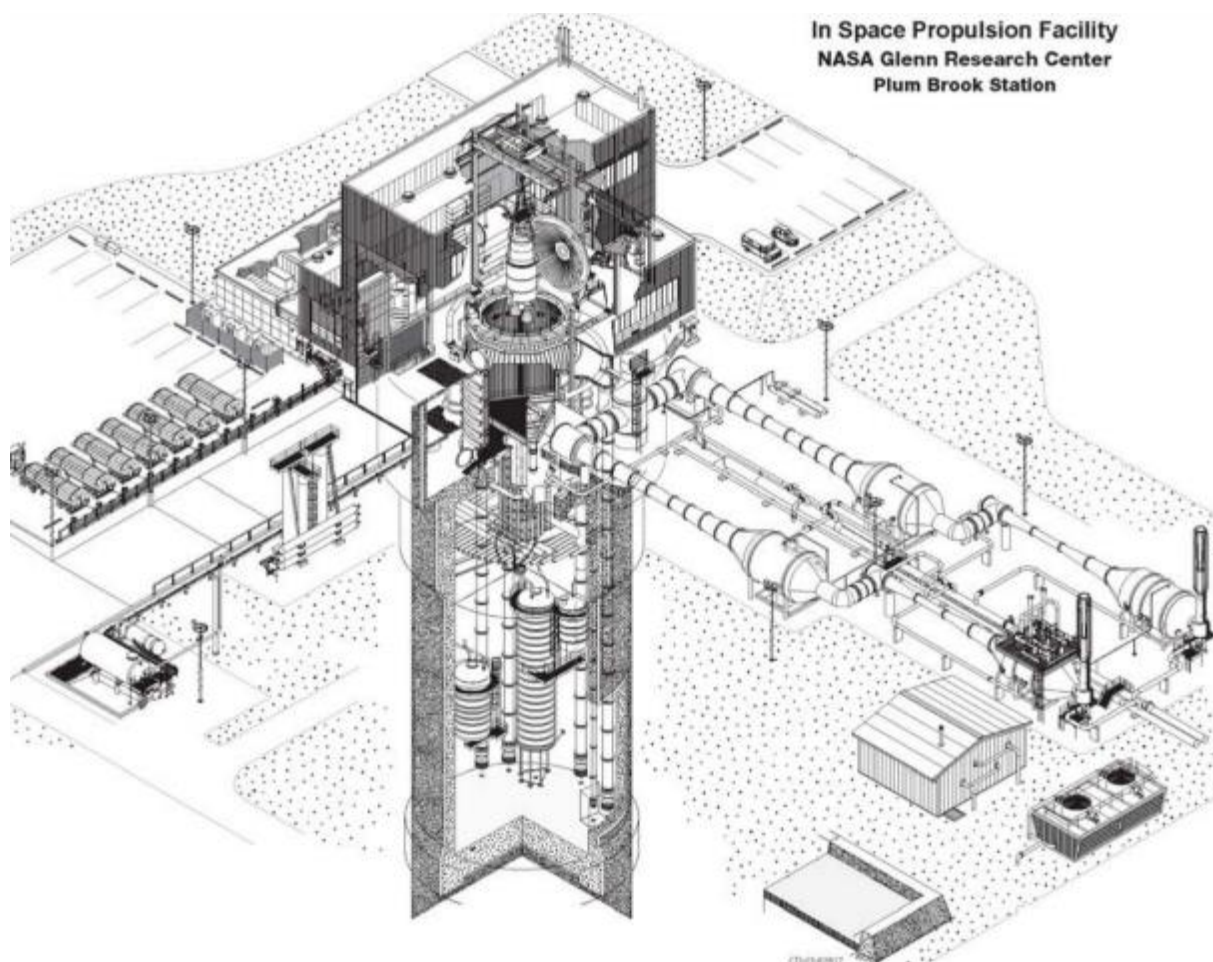


Рисунок 1.5 – Схематичне зображення випробувального стенда з імітацією умов вакууму в NASA Glenn Research Center [16]

Так в роботах [17-19] описуються досвід створення і роботи експериментальних випробувальних стендів.

Системи створення вакууму у випробувальних вогняних стендах забезпечують розріджене середовище, що імітує космічні умови [20]. Вони дозволяють проводити тестування реальних, не розрахункових, параметрів рідинних ракетних двигунів, таких як ефективність згоряння, стійкість роботи, термодинамічні характеристики та поведінка компонентів палива в умовах, максимально наближених до реальних космічних умов. Окрім перерахованих вище параметрів, саме випробування рідинного ракетного двигуна проведені в умовах наближених до вакуумних, можуть визначити реальне значення питомого імпульсу двигуна – важливого параметру, що характеризує досконалість конструкції.

Випробування в умовах вакууму мають критичне значення для коректного аналізу функціонування двигуна. Без створення таких умов не можливо оцінити роботу ракетного двигуна у повній мірі. Ці результати є основою для подальшого вдосконалення конструкції двигуна, підвищення його ефективності та надійності [21]. Однією з важливих задач є досягнення стабільності вакууму (або хоча б зменшення стрибкоподібності графіку тиску) протягом усього періоду випробувань, що вимагає високої точності налаштувань обладнання й роботи установок.

Механічні насоси забезпечують вакуум шляхом фізичного видалення газу з робочого об'єму вакуумної камери. Вони є найпростішими й одними з найбільш економічних рішень для досягнення низького або середнього рівня вакууму [21]. Такі насоси поділяються на декілька основних типів:

Поршневі насоси діють на основі періодичного стиснення та розширення газу, поступово витісняючи молекули з робочого об'єму. Вони вирізняються високою потужністю та надійністю, однак мають обмежену продуктивність, особливо під час роботи з великими об'ємами.

Роторно-пластинчаті насоси використовують ротор із пластинами, які обертаючись, створюють зони низького та високого тиску всередині пристрою. Вони забезпечують стабільний вакуум і зазвичай використовуються для попереднього зниження тиску в камері перед застосуванням інших типів насосів.

Спіральні насоси працюють завдяки двом спіралям, що обертаються одна відносно одної, поступово витісняючи газ з камери. Вони відрізняються високою енергоефективністю, низьким рівнем шуму й надійністю, але не здатні досягати високого вакууму.

Механічні насоси мають кілька суттєвих переваг, серед яких надійність, простота конструкції та легкість обслуговування. Крім того, їх широке використання обумовлено відносно невисокою вартістю виробництва. Водночас вони мають і недоліки, зокрема складність реалізації конструкцій для великих робочих об'ємів та обмеження в досягненні високих рівнів вакууму.

Одним із найбільш розповсюджених та ефективних рішень для створення попереднього розрідження робочого середовища є використання водокільцевих насосів. Ці пристрої широко застосовуються на випробувальних стендах для рідинних ракетних двигунів, особливо у випадках, коли необхідно підготувати об'єм вакуум-камери для подальшого зниження тиску до необхідного рівня.

Принцип роботи водокільцевих насосів ґрунтується на обертанні центрального ротора всередині корпусу, частково заповненого рідиною, зазвичай водою. Під час обертання ротор утворює кільце рідини, яке формує змінні об'єми камер між його лопатями. Цей процес забезпечує захоплення газу на вході насоса, його транспортування в обмеженому просторі до вихідного отвору, де відбувається поступове витіснення газу з системи [22].

Завдяки цьому механізму водокільцеві насоси здатні створювати вакуум, достатній для виконання попереднього етапу розрідження. Вони характеризуються надійністю, простотою конструкції та відносно низькою потребою в обслуговуванні. Однак рівень вакууму, який можна досягти за допомогою водокільцевих насосів, обмежений їхньою конструкцією, тому для забезпечення глибшого вакууму використовують додаткові системи.

Для створення високого вакууму часто використовують гібридні системи, де механічні насоси працюють у поєднанні з іншими установками.

Основними робочими принципами у створенні систем вакуумування є поєднання різних типів устаткування, яке реалізує ефект самоежекції. Це обумовлено тим, що застосування лише одного методу для забезпечення необхідного рівня розрідження середовища часто є недостатнім.

Таким чином, огляд робіт [6-11, 14-19] висвітлює основні недоліки випробувальних вогневих стендів рідинних ракетних двигунів, що повинні бути вирішені або вдосконалені, а саме:

Висока вартість створення та експлуатації. Вакуумні вогневі стенди потребують складних інженерних рішень, зокрема потужних вакуумних насосних систем, кріогенних установок та захисної термоізоляції. Це робить їх надзвичайно дорогими у будівництві та подальшому обслуговуванні.

Обмежена доступність. Високотехнологічні вакуумні випробувальні стенди є власністю небагатьох космічних агентств і великих аерокосмічних компаній (наприклад NASA, ESA, SpaceX, Blue Origin, CNSA). Це значно ускладнює доступ до таких випробувань для менших компаній та наукових установ.

Недостатня точність імітації реального вакууму. Умови, які створюються в наземних вакуумних стендах, не повністю відповідають вакууму відкритого космосу. Навіть при досягненні низького тиску у випробувальній камері залишається вплив залишкового газового середовища, теплових ефектів та гравітації.

Великі енергетичні витрати. Для підтримання необхідного рівня вакууму та відведення гарячих газів потрібні значні енергетичні ресурси. Це зменшує економічну ефективність таких випробувань.

Обмеження за розмірами двигунів. Більшість сучасних вакуумних стендів розраховані на тестування двигунів малої та середньої тяги. Випробування потужних маршових двигунів для міжпланетних місій є надзвичайно складними через необхідність створення великих камер з високим ступенем вакууму.

Екологічний вплив. Викиди токсичних компонентів пального (гептил, азотна кислота, тетраоксид діазоту) можуть створювати екологічні ризики в місцях розташування стендів. Системи нейтралізації та очищення відпрацьованих газів суттєво ускладнюють експлуатацію таких об'єктів.

1.3 Аналіз використання адитивних технологій в ракетно-космічній галузі

Адитивне виробництво можна вважати одним із етапів технологічної революції, так як саме воно дозволяє втілювати в життя дизайн виробів, які не можна досягти використовуючи класичні підходи до виробництва [23 – 43].

Станом на сьогодні, адитивне виробництво можна поділити на велику кількість методів та підходів. Це пов'язано з тим, що зростання галузі

відбувається швидше ніж її стандартизація та опис. Наприклад, в роботах [44 - 47] автори намагаються привести класифікацію галузі в залежності від способу підведення термічної енергії, або ж конструктивними особливостями самих принтерів.

Таким чином, існує багато індивідуальних спроб класифікувати методи або способи адитивного виробництва. Необхідність у створенні власних інтерпретації пояснюється постійним розвитком галузі та виробництва тих чи інших заготовок виробів новими методами.

Наявний стандарт ISO/ASTM 52900:2015 [48] визначає основні принципи, базові положення та термінологію методів адитивного виробництва. Цей нормативний документ розрізняє два основних підходи до процесів виготовлення: однокрокові та багатокрокові.

Однокроковий процес передбачає виготовлення деталей за одну операцію, протягом якої одночасно досягаються необхідні механічні властивості матеріалу та остаточна форма заготовки. Такий підхід є особливо ефективним для зниження витрат часу та енергетичних ресурсів. На рисунку 1.6 наведена структурна схема однокрокового металевого адитивного виробництва.

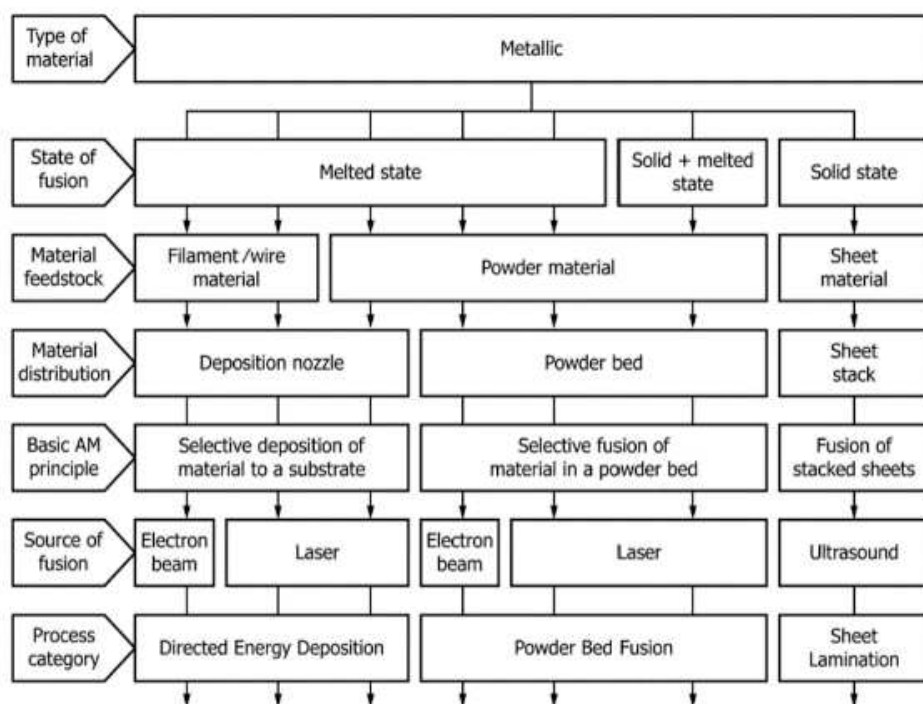


Рисунок 1.6 – Структура схема однокрокового виробництва [5]

Однокрокові процеси в адитивному металевому виробництві мають розвинену структуру і поділяються на три основні категорії:

Directed Energy Deposition (DED) – метод, за якого джерело енергії направляється на зону осадження матеріалу, одночасно плавлячи його й утворюючи шари заготовки [49]. Як матеріали застосовуються металевий порошок або дріт, які вибірково подаються в зону плавлення, дозволяючи створювати деталі складної геометрії або відновлювати пошкоджені компоненти. Плавлення здійснюється за допомогою електронного або лазерного променя. Електронно-променеві установки забезпечують високу точність і працюють у вакуумі, тоді як лазерні системи є більш універсальними та можуть функціонувати в різноманітних умовах. Завдяки своїй гнучкості та ефективності, DED знаходить застосування в авіаційній, космічній та інших високотехнологічних галузях. На рисунку 1.7 наведений процес виготовлення деталі рідинного ракетного двигуна методом DED технології.



Рисунок 1.7 - NASA HR-1 Liner [23]

Sheet Lamination (SHL) – процес, що передбачає пошарове з'єднання листових матеріалів шляхом механічного або теплового впливу, забезпечуючи необхідну форму виробу [50]. З'єднання листів здійснюється за допомогою

механічного пресування, термічного впливу або комбінації обох методів, що забезпечує високу точність і міцність готового виробу. Ця технологія дозволяє використовувати широкий спектр матеріалів, включаючи метали, полімери та композити, що робить її ефективною для виготовлення прототипів, декоративних елементів і функціональних деталей. SHL також відрізняється мінімальними відходами матеріалу, що сприяє економічності процесу, та можливістю інтеграції різнорідних матеріалів для створення багатофункціональних конструкцій.

Powder Bed Fusion (PBF) – технологія, яка базується на використанні лазерного або електронного променя для плавлення і спікання порошкових матеріалів у визначених точках заготовки. Процес побудови деталі виконується шар за шаром, що забезпечує можливість виготовлення компонентів із мінімальною товщиною стінок і складною внутрішньою структурою. Удосконалення цих технологій дозволяє досягти високої швидкості виробництва, значної гнучкості процесу та ефективного використання матеріалів. Технології порошкового спікання поділяються за способом підведення енергії для сплавлення порошку: *Laser Powder Bed Fusion (L-PBF)* — використання лазерного променя для плавлення порошкових матеріалів. *Electron Beam Powder Bed Fusion (EB-PBF)* — застосування пучка електронів для досягнення аналогічного результату.

Ці методи широко використовуються в авіації, космічній галузі, медицині та інших високотехнологічних сферах. Особливий інтерес викликає L-PBF завдяки його придатності для виробництва компонентів рідинних ракетних двигунів. Застосування технологій порошкового спікання сприяє створенню високоточних і надійних компонентів із мінімальними витратами матеріалу. Поширений підвид чи підкатегорія L-PBF технології є *Selective Laser Melting (SLM)*. Дана назва є більш звичною для спеціалістів та частіше використовується у галузі. На рисунку 1.8 зображений основний принцип роботи 3D-принтера.

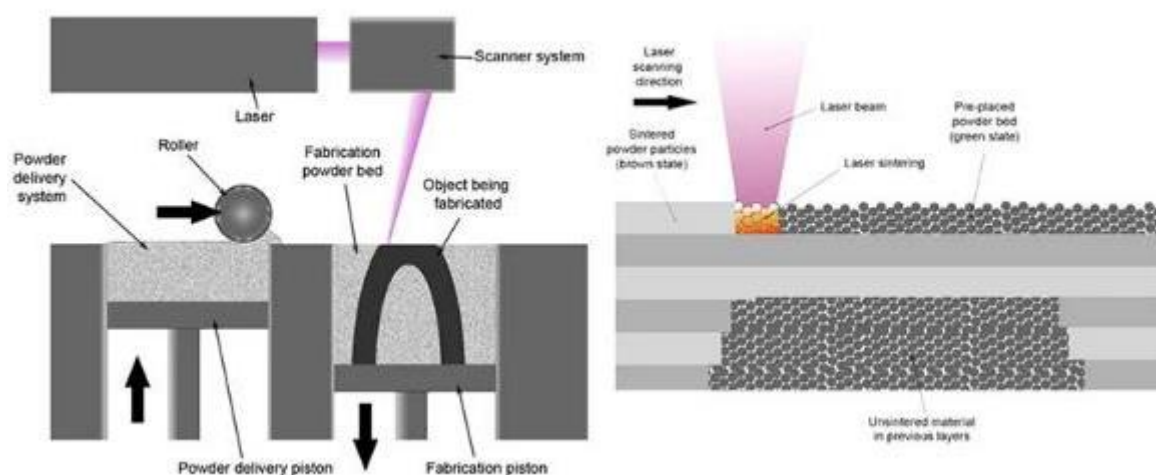


Рисунок 1.8 – Схематичне зображення роботи 3D-принтера за технологією SLM виробництва [51]

Помітно, що 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 використовується існуючий стандарт ISO/ASTM 52900:2015.

Метод адитивних технологій, зокрема L-PBF, надає безліч можливостей для виробництва компонентів, які використовуються в різних галузях, включаючи аерокосмічну індустрію. Важливою особливістю цього методу є постійне розширення асортименту порошкових матеріалів, що робить його все більш привабливим для застосування у виготовленні високотехнологічних елементів, зокрема для рідинних ракетних двигунів. Враховуючи зростаючий інтерес до адитивного виробництва, зокрема в контексті РРД, доцільно розглянути основні переваги та недоліки технології L-PBF.

Переваги цієї технології численні. Однією з основних є можливість виготовлення складних внутрішніх конструкцій, таких як охолоджувальні тракти чи порожні силові оболонки, що є важливими для компонування елементів рідинних ракетних двигунів. Технологія також дозволяє об'єднати кілька складальних одиниць в одну деталь [52], що підвищує точність і зменшує

витрати на складальні процеси. Висока роздільна здатність друку, з можливістю досягнення товщини шару від 20 до 100 мкм, дає змогу створювати деталі з максимальною точністю, що є необхідним для високонавантажених елементів двигунів.

Значною перевагою технології L-PBF є можливість будувати самопідтримуючі поверхні до 45° , що дозволяє створювати конструкції без необхідності додаткової підтримки, зменшуючи тим самим витрати матеріалу й спрощуючи виробництво. Звісно, можна будувати самопідтримуючі поверхні і з більшим кутом нахилу, проте якість цих поверхонь, особливо шорсткість, може сильно впливати на аеродинамічні чи гідравлічні характеристики виробу. На рисунку 1.9 зображена якість самопідтримуючої поверхні в залежності від кута нахилу.

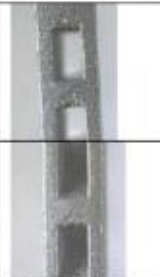





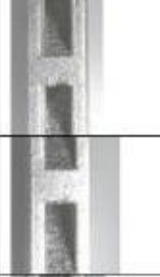











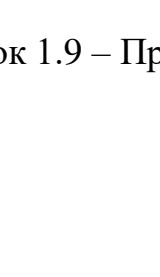
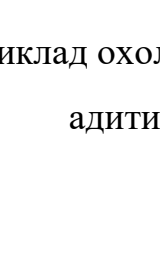
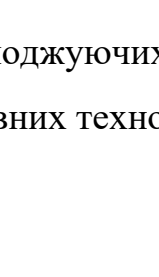
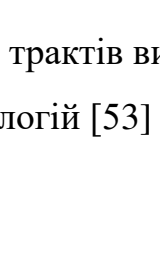
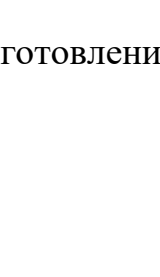
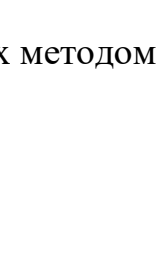






Нахил відносно осі Z	Тип конструкції каналів					
	вихідний	вдосконалений	вихідний	вдосконалений	вихідний	вдосконалений
90°						
75°						
60°						
50°						
45°						
40°						

Рисунок 1.9 – Приклад охолоджуючих трактів виготовлених методом адитивних технологій [53]

В роботі [53] описується процес виготовлення тракту охолодження камери згоряння рідинного ракетного двигуна за допомогою 3D-друку. Широкий вибір матеріалів для L-PBF, включаючи спеціальні сталі та сплави, дає можливість розробляти інноваційні рішення для складних компонентів, що працюють в екстремальних умовах. Також варто відзначити, що багато матеріалів, використовуваних у цьому процесі, не потребують додаткової термічної обробки для зняття внутрішніх напружень, що значно прискорює виробництво.

Додатковою перевагою є можливість оптимізації маси елементів конструкцій РРД в наслідок використання методів топологічної оптимізації. Це дозволяє створювати легші і більш ефективні компоненти без втрати їх механічної міцності. Багато прикладів застосування й використання топологічної оптимізації описано в роботах [54-58]. Застосування L-PBF також значно скорочує час виробництва, зменшує трудовитрати і дозволяє відмовитися від дорогих оснасток, необхідних для традиційних методів виробництва. Завдяки цьому, технологія дозволяє знижувати витрати та час на виробництво елементів конструкцій рідинних ракетних двигунів і підвищує ефективність у цілому. На рисунку 1.10 приводиться приклад порівняння часу та коштів затрачених на виробництво камери згоряння РРД в порівнянні з традиційними методами виробництва. Спостерігається значне скорочення витрат і часу на виробництво.



Рисунок 1.10 – Порівняння використання адитивного виробництва з традиційними підходами [23]

На рисунку 1.11 зображується один і той самий структурний елемент рідинного ракетного двигуна, проте виготовлений технологіями L-PBF та DED.

Приведена різниця у часі виробництва, а також помітно, що після DED технології, немає підтримуючих елементів, що спрощує подальшу обробку.



Рисунок 1.11 – Порівняння використання технології L-PBF та DED виробництва [23]

Однак, незважаючи на численні переваги, застосування L-PBF має і свої недоліки. Одним з головних обмежень є відсутність ефективної системи контролю якості для виготовленої продукції. Технологічні дефекти можуть виникати через великий вплив різноманітних чинників, таких як параметри налаштування 3D принтера, що може призвести до появи внутрішніх дефектів в матеріалах. До цих факторів також можна віднести якість обладнання та порошку, навіть вологість в приміщенні, де відбувається друк, може впливати на якість готового виробу. Це особливо критично для елементів, які працюють під високими навантаженнями, таких як деталі рідинного ракетного двигуна. Дослідження наведені в роботі [59] підкреслюють, що при використанні L-PBF технології для виготовлення компонентів рідинних ракетних двигунів. Також до цих факторів можна віднести якість обладнання та порошку, навіть вологість в приміщенні, де відбувається друк, може впливати на мікроструктуру матеріалу і в кінцевому підсумку — на його механічні характеристики, такі як твердість і стійкість до високих температур.

Ще одним суттєвим недоліком є порівняно висока вартість серійного виробництва за допомогою 3D принтерів. Вони мають обмежену здатність до виготовлення великих виробів, що може значно збільшити витрати на виробництво великих партій. Крім того, для виготовлення великих серій деталей

необхідно збільшувати кількість установок, що може бути економічно неефективним. Багато космічних компаній і організацій активно експериментують з впровадженням L-PBF на етапах, що включають виготовлення прототипів та дрібносерійне виробництво компонентів. Це дозволяє прискорити процеси тестування та перевірки нових конструктивних рішень без значних витрат на створення спеціальних оснасток і інструментів.

Також недоліком є більш груба якість поверхонь виробів, що отримуються за допомогою адитивного виробництва (звісно тільки тоді, коли шорсткість поверхні є важливою для функціоналу деталі). Це є наслідком специфіки технології, і такі поверхні потребують додаткової обробки для досягнення необхідних характеристик. В обмеженому переліку матеріалів для L-PBF також можна побачити певні проблеми. З одного боку, кількість доступних матеріалів постійно зростає, але при порівнянні з традиційними методами виробництва, порошкові аналоги можуть бути значно дорожчими. У деяких випадках, коли не існує прямих аналогів традиційних матеріалів, необхідно шукати альтернативи, що може ускладнити процес або призвести до відмови від використання технології в деяких випадках.

Після введення адитивних технологій у виробництво елементів рідинних ракетних двигунів, велике значення мають дослідження, які підтверджують ефективність і потенціал технології L-PBF. Наприклад, в роботі [60] показано, що застосування технології L-PBF дозволяє досягти вищої точності і механічних властивостей у порівнянні з традиційними методами виготовлення, особливо в аспекті температурних і механічних навантажень на матеріали.

Загалом, можна вважати, що напрямок адитивних технологій відкриває цілий ряд нових можливостей для розробника. Використання 3D-друку не обмежене сферою чи напрямком, а є універсальним. Воно може використовуватись як у складних технологічних системах рідинних ракетних двигунів, так і в простіших, для прикладу стендових системах.

1.4 Висновки до Розділу 1

Питомий імпульс є одним із найважливіших параметрів, що визначає ефективність ракетного двигуна. Він характеризує кількість тяги, яку двигун може створити на одиницю витраченого пального, і вимірюється в секундах. У вакуумних умовах питомий імпульс значно вищий, ніж в атмосфері, оскільки відсутній зовнішній тиск, який заважає повному розширенню газів у соплі. Саме тому випробування рідинних ракетних двигунів у вакуумних камерах необхідні для точного визначення їхньої ефективності у відкритому космосі

Випробування рідинних ракетних двигунів у вакуумі проводять для того, щоб максимально точно відтворити умови їхньої роботи в космічному просторі. В атмосфері Землі зовнішній тиск впливає на розширення газів у соплі, що змінює характеристики тяги та ефективність двигуна. У вакуумі ці фактори відсутні, тому випробування в спеціальних вакуумних камерах дозволяють отримати достовірні дані про роботу двигуна у відкритому космосі, де немає атмосферного опору та змінних умов тиску. Розширення випробувальних потужностей дозволяє здійснювати більш точні й інформативні тести, що є запорукою успішного розвитку як державних, так і приватних компаній у галузі.

Важливим аспектом в цьому процесі є широке впровадження адитивних технологій у виробництво компонентів для ракетної техніки. Технологія адитивного виробництва дає можливість виготовляти деталі, які раніше були важко досяжні або неможливі для створення традиційними методами, зокрема завдяки можливості виготовлення складних внутрішніх структур або геометрії, що оптимізують як функціональність, так і вагу елементів.

Тому проведення випробувань та використання адитивних технологій часто пов'язані між собою, не лише об'єктом випробувань, наприклад рідинним ракетним двигуном, а і виготовленням стендових елементів 3D - друком.

РОЗДІЛ 2. РОЗРОБКА МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ ВОГНЕВИХ ВИПРОБУВАНЬ ВИСОТНОГО РІДИННОГО РАКЕТНОГО ДВИГУНА

У другому розділі дисертаційної роботи розглянуто розробку математичної моделі експерименту, а саме, моделювання термо-газодинамічних процесів роботи газо-ежекторної установки та ракетного двигуна, що виникають в протічному, робочому об'ємі газодинамічної частини стенду під час проведення випробувань, з імітацією вакуумних умов.

У підрозділі 2.1 наведені основні характеристики ракетного двигуна, що випробовується.

У підрозділі 2.2 описано процес реалізації розрахункової 3D-моделі газодинамічної частини випробувального стенду в програмному середовищі ANSYS.

У підрозділі 2.3 описано математичну модель термо-газодинамічних процесів роботи газо-ежекторної установки та рідинного ракетного двигуна.

У підрозділі 2.4 приводяться результати розрахунків змодельованих процесів.

У підрозділі 2.5 приведено порівняльний аналіз отриманих експериментальних даних з даними, що були отримані під час моделювання.

2.1 Опис основних характеристик двигуна, що випробовується

В рамках робіт проведених в даній дисертаційній роботі, було досліджено та випробувано висотний рідинний ракетний двигуна малої тяги на вогневому випробувальному стенді в умовах, що імітують вакуум. Двигун, що випробовувався мав наступні характеристики [61]:

- тяга – 200 Н;
- компоненти палива – Азотний тетроксид (АТ) + Несиметричний диметилгідразин (НДМГ);
- співвідношення компонентів 1.85.

Загальний вигляд дослідної конструкції висотного рідинного ракетного двигуна, що випробовується на вогняному стенді показаний на рисунку 2.1.



Рисунок 2.1 – Загальний вигляд ракетного двигуна

Двигун призначений для створення маневрових рухів космічного модуля чи апарату. Більше прикладів встановлення на випробувальному стенді показано в Розділі 3 даної роботи.

Загальна конструкція елементів та випробувального стенду, а також пневмогідравлічна схема, показана в Розділах 3 та Розділах 4 даної роботи.

2.2 Реалізація розрахункової 3D-моделі в програмному середовищі

Computational Fluid Dynamics (CFD) моделювання на основі вирішення рівнянь Нав'є-Стокса є сучасним методом попередньої оцінки працездатності тих чи інших технічних пристроїв на етапі проектування. Також, чисельне моделювання допомагає визначити важливі особливості течії газів і рідин та визначити характерні режими роботи пристроїв, що розробляються, з метою підготовки проведення експериментальних випробувань. Рівняння Нав'є-Стокса описують течію в'язких рідин та газів, але не мають аналітичного рішення у загальному вигляді. Найбільш розвиненим та поширеним засобом для розв'язання рівнянь Нав'є-Стокса в практичних задачах механіки рідини та газу є метод контрольних об'ємів (Finite Volume Method у англomовній літературі). Даний метод використовується такими відомими комерційними CFD пакетами, як ANSYS CFX, ANSYS Fluent Siemens Star-CCM+ та іншими, а також відкритим пакетом OpenFoam. Подібні пакети дозволяють вирішувати широке коло задач динаміки рідини та стисливих газів з урахуванням складної геометрії, що досліджується.

Чисельне моделювання роботи двигуна з вакуумним стендом відбувалося у два етапи.

На першому етапі виконано моделювання роботи стенду з роботою газо-ежекторної установки (ГЕУ) без запуску двигуна, що випробовується. З метою стабілізації роботи установки, подавався азот, з витратою 204 г/с і температурою 293 К.

На другому етапі виконано моделювання роботи випробувального стенду з двигуном, що працює на номінальному режимі. На цьому етапі азот не подавався.

Загальна 3D-модель стенду для випробування двигунів малої тяги в умовах, що імітують вакуум, показана на рисунку 2.2 (без врахування ГЕУ та газодинамічної труби 2 (ГДТ2), встановлення двигуна малої тяги у вакуум-камері, показано на рисунку 2.3.

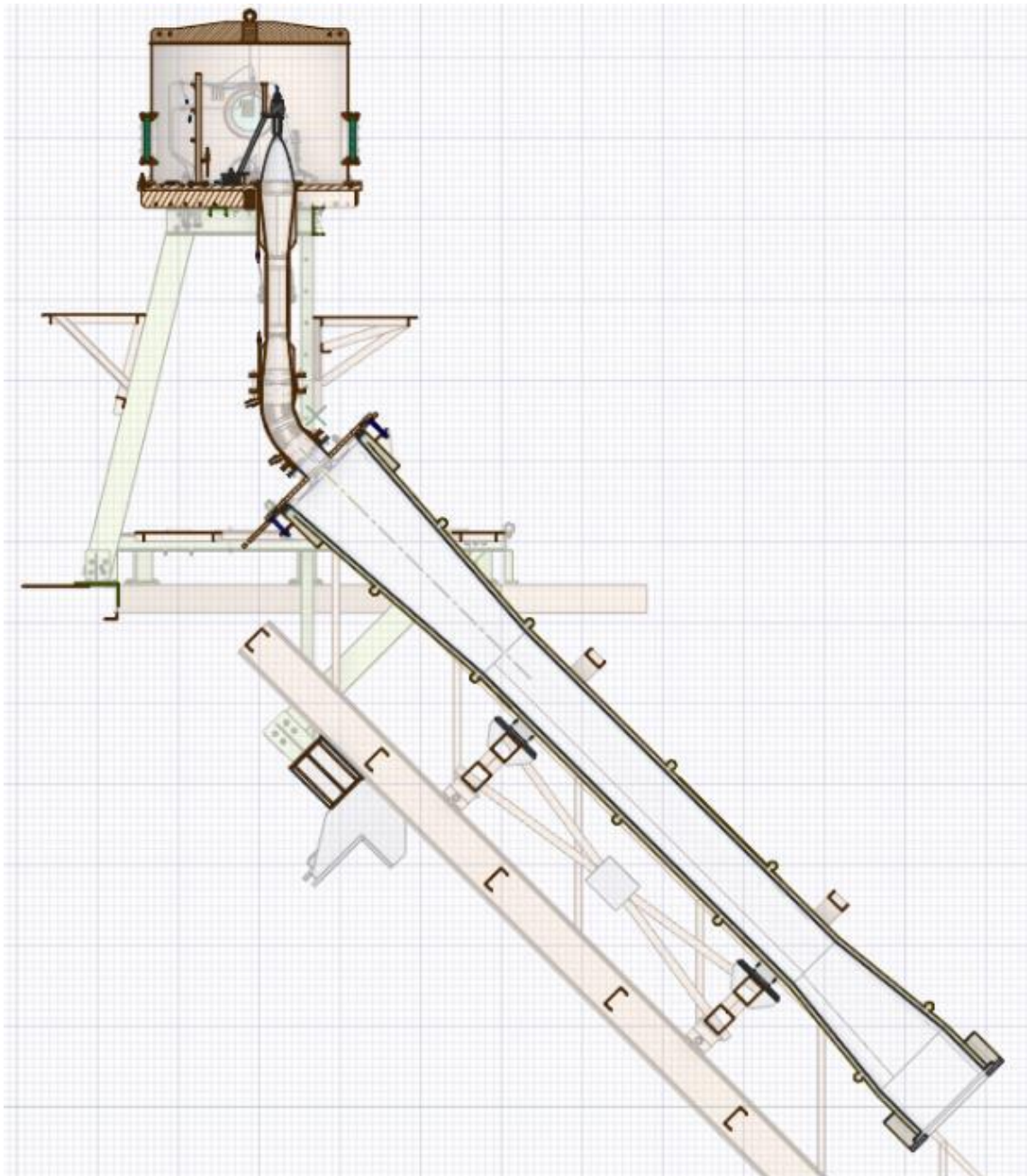


Рисунок 2.2 – Загальний вигляд серединного перерізу вакуумного стенду (ГЕУ та ГДТ2 не показана)

Для прискорення моделювання течії газів в проточній частині стенду, робочий об'єм моделей був спрощений – прибрані патрубки та решта трубопроводів, не розрахункові об'єми, спрощена подача азоту (замість колектора, азот подавався через фланець стенду), а сама геометрія розділена навпіл площиною симетрії. Розрахунок проводився для однієї половини з граничним умовою симетрії на межі зрізу.

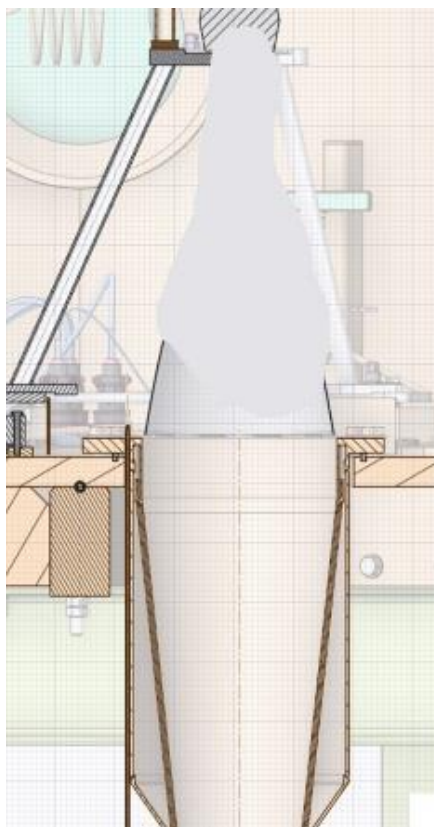


Рисунок 2.3 – Наближений вид серединного перерізу двигуна, що випробовується, який встановлений у вакуум-камері

На рисунках 2.4 – 2.8 представлена розрахункова проточна частина стенду з поздовжнім осьовим зрізом. В проточній частині за допомогою Fluent Meshing була побудована розрахункова сітка типу poly-hexacore (поліедричні сітки з гексаедричним ядром).

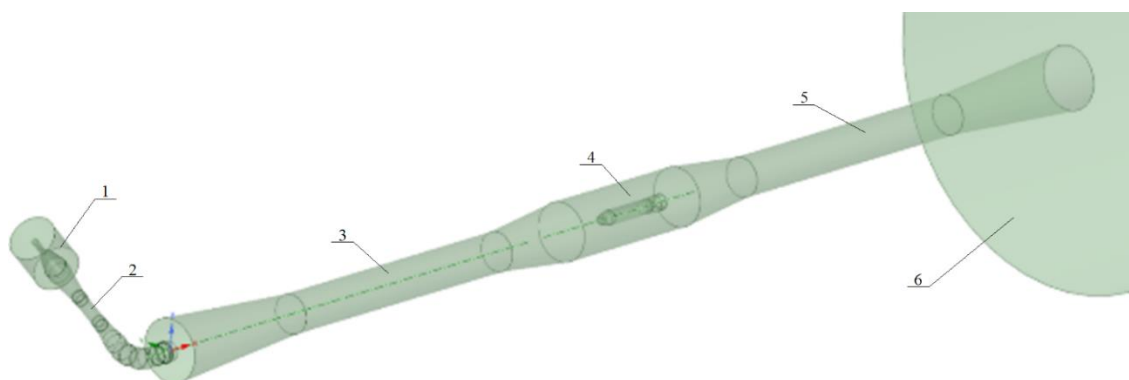


Рисунок 2.4 – Загальний вигляд розрахункової проточної частини вакуумного стенду

1 – вакуум-камера, 2 – ГДТ20, 3 – ГДТ1, 4 – ГЕУ, 5 – ГДТ2, 6 – атмосферне середовище

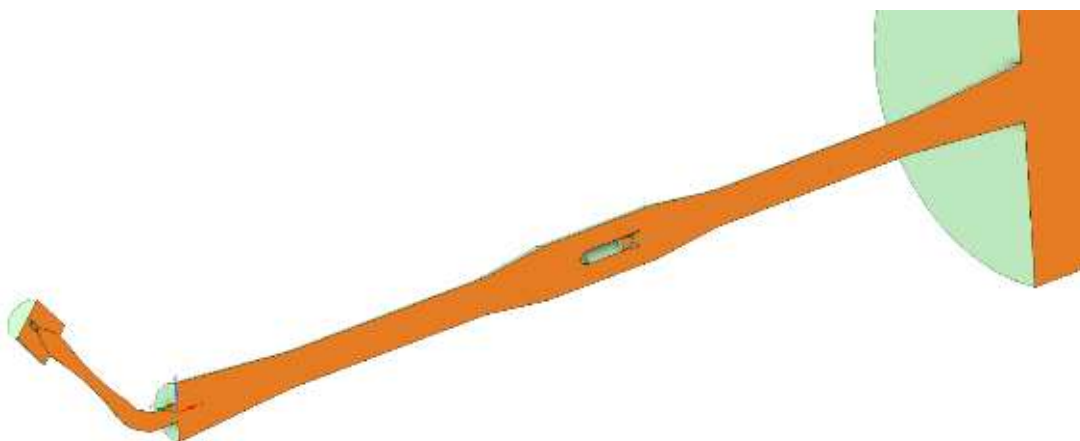


Рисунок 2.5 – Загальний вид розрахункової проточної частини вакуумного стенду з поздовжнім осьовим перерізом

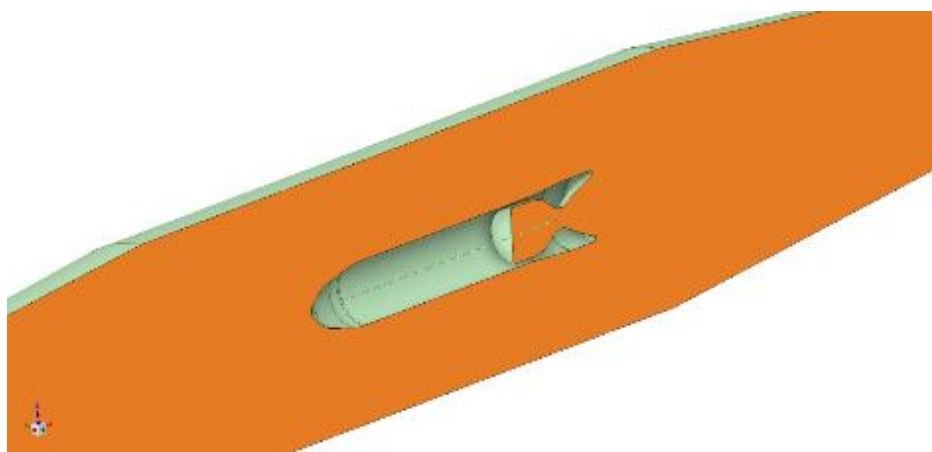


Рисунок 2.6 – Наближений вид розрахункової проточної частини вакуумного стенду з поздовжнім осьовим перерізом поблизу камери ГЕУ

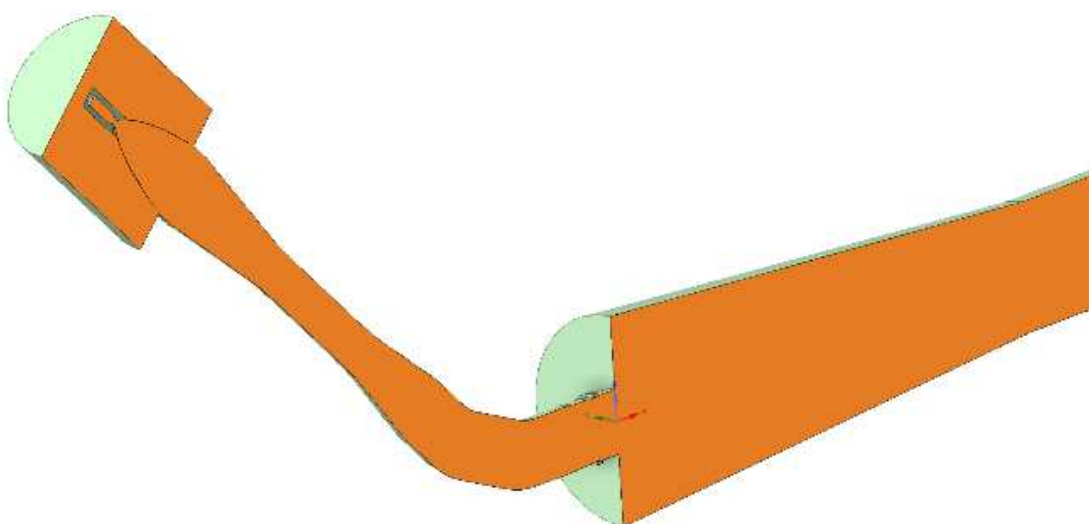


Рисунок 2.7 – Наближений вид розрахункової проточної частини вогневого стенду з поздовжнім осьовим розрізом поблизу вакуум-камери



Рисунок 2.8 – Поверхня ГДТ1, що використовується для подачі азоту

Також, для спрощення розрахунку не враховувалися процеси змішування та горіння компонентів палива в камерах згоряння ГЕУ та двигуна, що випробовується. Камери згоряння були спрощені, а на входах подавалася суміш продуктів згоряння ракетного двигуна, що випробовується.

До складу суміші газів входили такі гази: N_2 , NO , CO , CO_2 , H_2O , OH , H_2 , H , O_2 , O . Розрахунок масових концентрацій складу продуктів згоряння в камерах двигуна ГЕУ та двигуна, що випробовується, проводився у програмі – NASA CEA (Chemical Equilibrium with Applications). Дана програма розраховує хімічний рівноважний склад і термодинамічні властивості складних сумішей з будь-якого набору реагентів. Щільність суміші газів розраховувалася за допомогою рівняння стану ідеального газу, де показник адіабати k залежав від питомої теплоємності при постійному тиску C_p , яка задавалася залежністю від температури.

Граничні умови. На виході з камери згоряння ежектора ГЕУ задавався тиск гальмування 74 бар, температура гальмування 1300 К та склад продуктів згоряння (розрахунок масових концентрацій складу продуктів згоряння для номінального режиму роботи ежектора проводився у програмі NASA CEA). У камері згоряння двигуна, що випробовується, задавався номінальний тиск гальмування, номінальна температура гальмування та склад продуктів згоряння,

розрахований у програмі NASA CEA. На всіх поверхнях стінок задавалися умови прилипання.

Як теплова гранична умова на всіх поверхнях стенду задавалася постійна температура, що дорівнює 500K. Для випробуваного двигуна температура частини сопла, що не охолоджується компонентами палива, розраховувалася виходячи з умови теплового радіаційного випромінювання на зовнішній стінці сопла.

За вихідним зрізом ГДТ стенду була виділена область навколишнього середовища, а на вихідній границі цієї області задавався атмосферний тиск та температура.

Для чисельного моделювання використано CFD пакет ANSYS Fluent з налаштуваннями роботи на основі осереднених за Рейнольдсом рівнянь Нав'є-Стокса з використанням моделі турбулентності $k-\omega$ SST.

2.3 Моделювання термо-газодинамічних процесів роботи рідинного двигуна та газо-ежекторної установки

Для CFD моделювання ANSYS Fluent використовує нестационарні тривимірні рівняння Нав'є-Стокса [62].

Система вихідних рівнянь складається із рівняння нерозривності, рівняння збереження кількості руху, рівняння збереження енергії, рівнянь моделі турбулентності, рівняння перенесення концентрації газів, що використовує модель “Species transport” (“Модель переносу компонентів суміші” або “Модель переносу хімічних речовин”).

2.3.1 Основні рівняння вихідної системи рівнянь

Рівняння збереження маси, або рівняння нерозривності, можна записати наступним чином:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m, \quad (2.1)$$

де S_m — це маса, додана до безперервної фази з дисперсної другої фази (наприклад, через випаровування крапель рідини) і будь-яких визначених користувачем джерел. Рівняння (2.1) є загальною формою рівняння збереження маси і справедливе як для нестисливих, так і для стислих течій..

Збереження кількості руху (імпульсу) в інерціальній (без прискорення) системі відліку описується наступним виразом [62]

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\bar{\bar{\tau}}) + \rho \vec{g} + \vec{F}, \quad (2.2)$$

де p – статичний тиск; $\bar{\bar{\tau}}$ – тензор напружень; $\rho \vec{g}$ і \vec{F} – відповідно сила тяжіння та зовнішні сили тіла (наприклад, які виникають у результаті взаємодії з дисперсною фазою). \vec{F} також містить інші залежні від моделі джерельні члени, такі як пористе середовище та визначені користувачем джерела.

Тензор напружень $\bar{\bar{\tau}}$ визначається як

$$\bar{\bar{\tau}} = \mu \left[(\nabla \vec{v} + \nabla \vec{v}^T) - \frac{2}{3} \nabla \cdot \vec{v} I \right], \quad (2.3)$$

де μ – молекулярна в'язкість; I – одиничний тензор, а другий член у правій частині – ефект розширення об'єму.

Стисливі потоки газу зазвичай характеризуються повним тиском p_0 і повною температурою потоку T_0 (іншими словами – тиск та температура гальмування). Для ідеального газу ці величини можна пов'язати зі статичним тиском і температурою наступним чином

$$\frac{p_0}{p} = \exp \left(\frac{\int_T^{T_0} \frac{C_p}{T} dT}{R} \right). \quad (2.4)$$

Програмне забезпечення розв'язує рівняння енергії в наступній формі

$$\frac{\partial}{\partial t} \left(\rho \left(e + \frac{v^2}{2} \right) \right) + \nabla \cdot \left(\rho \vec{v} \left(h + \frac{v^2}{2} \right) \right) = \quad (2.5)$$

$$= \nabla \cdot \left(k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + \tau_{eff} \cdot \vec{v} \right) + S_h,$$

де k_{eff} – ефективна теплопровідність ($k + k_t$, де k_t – турбулентна теплопровідність, визначена відповідно до моделі турбулентності, що використовується); \vec{J}_j – дифузійний потік хімічних речовин.

Перші три доданки в правій частині рівняння 2.5 представляють передачу енергії внаслідок теплопровідності, дифузії хімічних речовин і в'язкої дисипації відповідно. S_h включає об'ємні джерела тепла, які визначаються користувачем заздалегідь і швидкість утворення тепла в результаті хімічних реакцій. Однак це джерело реакції не застосовується до рівняння повної ентальпії.

У рівнянні (2.5) ентальпія визначається для ідеальних газів як:

$$h = \sum_j Y_j h_j, \quad (2.6)$$

де Y_j – масова частка хімічних речовин j , а відчутна теплота хімічних речовин h_j – це частина ентальпії, яка включає лише зміни ентальпії через питому теплоємність.

$$h_j = \int_{T_{ref}}^T C_{p,j} dT. \quad (2.7)$$

Значення T_{ref} , яке використовується для обчислення відчутної ентальпії, залежить від розв'язувача та моделей, що використовуються. Для програми, яка розв'язує дані рівняння на основі тиску T_{ref} становить 298.15 К. Для програми-розв'язувача на основі щільності, значення T_{ref} становить 0 К, за винятком моделювання переносу із реакціями, у цьому випадку це значення введеться користувачем для кожної речовини.

Внутрішня енергія визначається рівномірно для стислих і нестисливих матеріалів як

$$e = h - \frac{p_{op} + p}{\rho}, \quad (2.8)$$

де p – манометричним тиском; p_{op} є опорним тиском.

Для моделювання суміші продуктів згоряння використовувалася модель “Модель переносу компонентів суміші” (Species transport model) без урахування хімічних реакцій між компонентами. Для розв’язання рівняння збереження хімічних речовин (компонентів суміші), ANSYS Fluent розраховує локальну масову частку кожного компоненту Y_i , через рішення рівняння конвекції-дифузії для i -го компоненту суміші. Це рівняння збереження має наступний загальний вигляд [63]

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho Y_i) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} Y_i) = -\nabla \cdot \vec{J}_i + R_i + S_i, \quad (2.9)$$

де R_i чиста швидкість утворення i -х компонентів суміші у результаті хімічної реакції, а S_i це швидкість створення компонентів шляхом додавання з дисперсної фази плюс будь-які визначені користувачем джерела. Рівняння такої форми буде розв’язано для $N-1$ видів, де N – загальна кількість хімічних речовин у рідкій фазі, присутні в системі. Оскільки масова частка компонентів суміші повинна у сумі давати одиницю, масова частка N -го компонента визначається як одиниця мінус сума розрахованих масових часток $N-1$ компонентів. Щоб мінімізувати числову похибку, N -й компонент слід вибирати як речовину із загальною найбільшою масовою часткою, наприклад N_2 , коли окиснювачем є кисень повітря.

2.3.2 Моделювання турбулентності

Для моделювання турбулентності пакет ANSYS Fluent має широкий перелік моделей таких як LES, DES, або групи RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes equations – осереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є-Стокса) моделей турбулентності, таких як Spalart-Allmaras, k - ε , k - ω .

У задачах обчислювальної гідрогазодинаміки, схожих на завдання, що розглядається в роботі, найбільш вигідними з точки зору збігу з експериментальними даними та швидкості розрахунку є двопараметричні моделі турбулентності групи k - ω , однією з найрозвиненіших та точних є модель k - ω SST, що є розвитком базової моделі k - ω (BSL k - ω Model). Практичний досвід

використання цієї моделі турбулентності показав високу збіжність результатів моделювання з результатами експериментів, тому в даній роботі використовувалася саме модель турбулентності $k-\omega$ SST.

RANS моделі турбулентності ґрунтуються на заміні миттєвих швидкостей та напружень осередненими за часом, а флуктуаційні залишки виділяються в окремі нестационарні члени рівнянь, які називаються напруженнями Рейнольдса. Ці додаткові члени описують вплив турбулентних флуктуацій на середні потоки і потребують моделювання, оскільки вони не можуть бути обчислені безпосередньо з осереднених рівнянь. Для цього використовуються різні моделі турбулентності, такі як моделі $k-\epsilon$, $k-\omega$, Spalart-Allmaras та інші, які допомагають закрити систему рівнянь та обчислити турбулентну в'язкість. Таким чином, RANS моделі дозволяють обчислювати середні характеристики турбулентних потоків, зберігаючи при цьому розумний баланс між точністю та обчислювальними затратами.

2.3.3 Рівняння переносу для базової моделі $k-\omega$ (BSL $k-\omega$ Model)

Основні рівняння переносу для базової моделі турбулентності $k - \omega$ мають наступний вигляд

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k + S_k + G_b \quad (2.10)$$

та

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega + D_\omega + S_\omega + G_{\omega b}. \end{aligned} \quad (2.11)$$

У цих рівняннях термін G_k представляє утворення кінетичної енергії турбулентності та визначається таким же чином, як у стандартній моделі $k-\omega$. G_ω представляє утворення ω , яке розраховується, як описано в наступному розділі. Γ_k та Γ_ω представляють ефективну дифузивність k та ω відповідно. Y_k та Y_ω представляють дисипацію k та ω через турбулентність. D_ω представляє

перехресний дифузійний член, який розраховується, як описано в наступному розділі. S_k та S_ω є джерельними членами, визначеними користувачем. G_b та $G_{\omega b}$ враховують терміни плавучості.

Моделювання ефективної дифузивності. Ефективні дифузивності для моделі BSL k - ω задаються наступним чином

$$\Gamma_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k}, \quad (2.12)$$

$$\Gamma_\omega = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega}, \quad (2.13)$$

де σ_k та σ_ω є турбулентними числами Прандтля для k та ω відповідно. Турбулентна в'язкість, D_ω^+ , обчислюється наступним чином

$$\sigma_k = \frac{1}{F_1/\sigma_{k,1} + (1 - F_1)/\sigma_{k2}}, \quad (2.14)$$

$$\sigma_\omega = \frac{1}{F_1/\sigma_{\omega,1} + (1 - F_1)/\sigma_{\omega2}}. \quad (2.15)$$

Функція змішування F_1 задається наступним чином

$$F_1 = \tanh(\Phi_1^4), \quad (2.16)$$

$$\Phi_1 = \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{0.09\omega y}, \frac{500\mu}{\rho y^2 \omega} \right), \frac{4\rho k}{\sigma_{\omega2} D_\omega^+ y^2} \right], \quad (2.17)$$

$$D_\omega^+ = \max \left[2\rho \frac{1}{\sigma_{\omega2}} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right], \quad (2.18)$$

де y — це відстань до найближчої поверхні; а D_ω^+ — це додатна частина перехресного дифузійного члена.

G_k представляє утворення кінетичної енергії турбулентності

$$G_k = -\overline{\rho u'_i u'_j} \frac{\partial u_j}{\partial x_i}. \quad (2.19)$$

G_ω представляє утворення ω і задається наступним чином

$$G_\omega = \frac{\alpha \alpha^*}{v_t} G_k, \quad (2.20)$$

$$\alpha_\infty = F_1 \alpha_{\infty,1} + (1 - F_1) \alpha_{\infty,2}, \quad (2.21)$$

де

$$\alpha_{\infty,1} = \frac{\beta_{l,1}}{\beta_{\infty}^*} - \frac{\kappa^2}{\sigma_{\omega,1}\sqrt{\beta_{\infty}^*}}, \quad (2.22)$$

$$\alpha_{\infty,2} = \frac{\beta_{l,2}}{\beta_{\infty}^*} - \frac{\kappa^2}{\sigma_{\omega,2}\sqrt{\beta_{\infty}^*}}, \quad (2.23)$$

де κ дорівнює 0.41.

Y_k представляє дисипацію кінетичної енергії турбулентності

$$Y_k = \rho\beta^*k\omega. \quad (2.24)$$

Y_{ω} представляє дисипацію ω і задається наступним чином

$$Y_{\omega} = \rho\beta\omega^2, \quad (2.25)$$

$$\beta_i = F_1\beta_{i,1} + (1 - F_1)\beta_{i,2}, \quad (2.26)$$

де F_1 розраховується з рівняння 2.16.

Модель BSL k - ω базується як на стандартній моделі k - ω , так і на стандартній моделі k - ε . Щоб поєднати ці дві моделі, стандартна модель k - ω була перетворена на рівняння, основані на k та ω , що призводить до введення перехресного дифузійного члена (D_{ω} , у рівнянні 2.11). D_{ω} визначається наступним чином:

$$D_{\omega} = 2(1 - F_1)\rho \frac{1}{\omega\sigma_{\omega,2}} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}. \quad (2.24)$$

2.3.4 Модель k - ω SST

Модель SST включає всі вдосконалення моделі BSL і, крім того, враховує перенесення турбулентних напружень зсуву у визначенні турбулентної в'язкості. Ці особливості роблять модель SST [64] більш точною та надійною для ширшого класу течій (наприклад, течій з несприятливими градієнтами тиску, аеродинамічних профілів, трансзвукових ударних хвиль), ніж стандартні та BSL моделі.

Модель BSL поєднує переваги моделей Уїлкокса та k - ε , але все ще не може коректно передбачити початок і обсяг відриву потоку від гладких поверхонь. Головна причина полягає в тому, що обидві моделі не враховують перенесення

турбулентних напружень зсуву. Це призводить до перебільшення значення турбулентної в'язкості. Коректну поведінку переносу можна отримати за допомогою обмежувача у формулюванні турбулентної в'язкості

$$\mu_t = \frac{\rho k}{\omega} \frac{1}{\max \left[\frac{1}{\alpha^*}, \frac{SF_2}{\alpha_1 \omega} \right]}, \quad (2.25)$$

де S — це величина швидкості деформації, а α^* визначається наступним чином

$$\alpha^* = \alpha_\infty^* \left(\frac{\alpha_0^* + Re_t/R_k}{1 + Re_t/R_k} \right), \quad (2.26)$$

де

$$Re_t = \frac{\rho k}{\mu \omega}, \quad (2.27)$$

$$\alpha_0^* = \frac{\beta_i}{3}. \quad (2.28)$$

F_2 задається наступним чином

$$F_2 = \tanh(\Phi_2^2), \quad (2.29)$$

$$\Phi_2 = \max \left[2 \frac{\sqrt{k}}{0.09 \omega y}, \frac{500 \mu}{\rho y^2 \omega} \right], \quad (2.30)$$

де y — це відстань до найближчої поверхні.

Стандартні постійні моделі $k-\omega$ SST

$$\sigma_{k,1} = 1.176, \quad \sigma_{\omega,1} = 2.0, \quad \sigma_{k,2} = 1.0, \quad \sigma_{\omega,2} = 1.168$$

$$\alpha_1 = 0.31, \quad \beta_{i,1} = 0.075, \quad \beta_{i,2} = 0.0828, \quad \zeta^* = 1.5$$

$$\alpha_\infty^* = 1, \quad \alpha_\infty = 0.52, \quad \alpha_0 = \frac{1}{9}, \quad \beta_\infty^* = 0.09, \quad \beta_i = 0.072$$

$$R_\beta = 8, \quad R_k = 6, \quad R_\omega = 2.95, \quad M_{t0} = 0.25$$

2.3.5 Чисельна методика розв'язання рівнянь

При розв'язанні системи вихідних рівнянь ANSYS Fluent використовує метод контрольних об'ємів [65, 66]. У розрахунках використовувалися чисельні

методи, що мають другий порядок апроксимації за просторовим змінними. Методи чисельного розрахунку, які використовувались під час моделювання, показані на рисунку 2.9.



Рисунок 2.9 – Методи чисельного розрахунку

2.4 Результати розрахунків математичного моделювання

Після проведення налаштування та перетворення 3Д-моделі випробувального стенду в розрахункову робочого газодинамічного процесу, проведено моделювання процесів. На рисунках 2.10 – 2.12 представлені результати першого етапу моделювання роботи ГЕУ без випробуваного двигуна. Окреме моделювання роботи двигуна, що випробовується та газодинамічної труби показано в роботах [67-68].

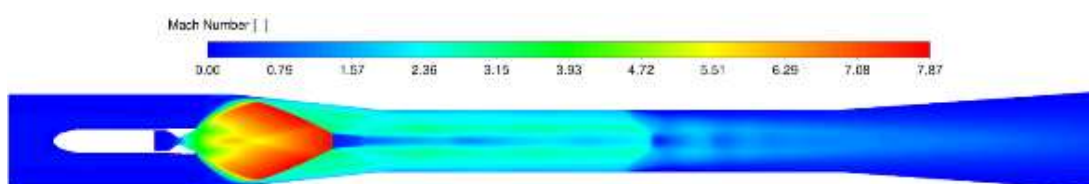


Рисунок 2.10 – Розподіл чисел Маха у проточній частині стенду поблизу ГЕУ



Рисунок 2.11 – Розподіл статичного тиску у проточній частині стенду (логарифмічна шкала) поблизу ГЕУ

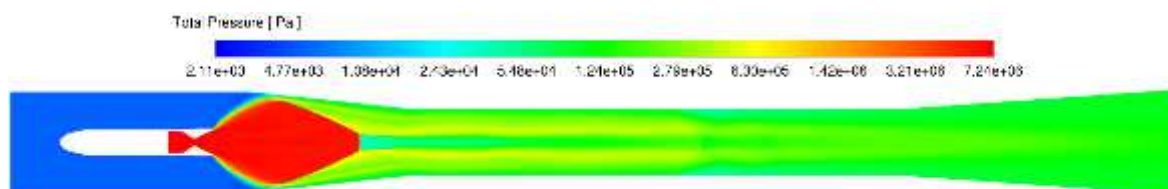


Рисунок 2.12 – Розподіл повного тиску у проточній частині стенду (логарифмічна шкала) поблизу ГЕУ

При цьому тиск розрідження перед ежектором становив 6292.8 Па (47.2 мм.рт.ст.). Результати математичного моделювання показують, що газо-ежекторна установка працює стабільно та рівномірно. Відбувається досягнення необхідного розрідження робочого середовища.

На другому етапі моделювалася робота стенду з працюючим двигуном і без подачі азоту. За результатами розрахунків двигун, що випробовується, з ГДТ20 працювали штатно (стрибок ущільнення вийшов із сопла двигуна, а течія повністю безвідривна). Середній тиск у вакуум-камері становив 297 Па (2.2 мм. рт. ст.), а тиск у ГДТ1 вакуумного стенду (перед ГЕУ) становив 6100 Па (45.8 мм. рт. ст.). Відзначається несиметричність потоку продуктів, що виходить з газо-ежекторної установки та відображаються як стрибки ущільнення в ГДТ2.

Результати розрахунку представлені на рисунках 2.13 – 2.21.

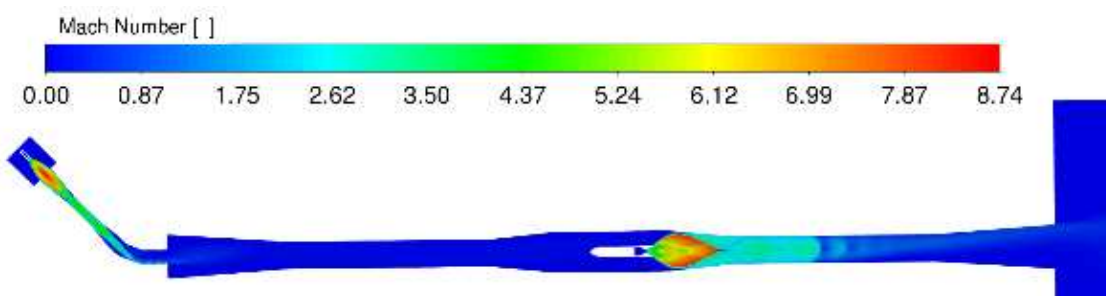


Рисунок 2.13 – Загальний вид розподілу чисел Маха

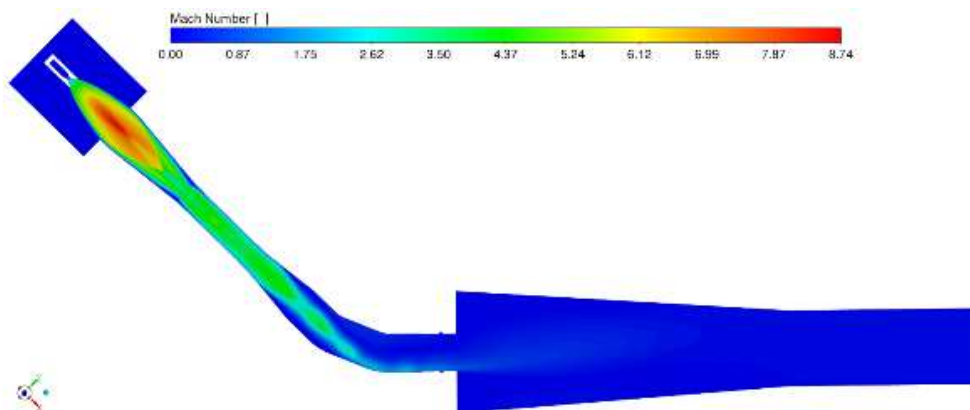


Рисунок 2.14 – Вид розподілу чисел Маха поблизу ГДТ20

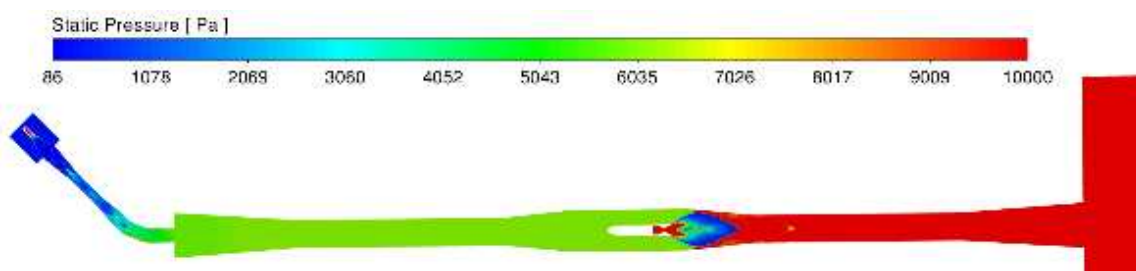


Рисунок 2.15 – Розподіл статичного тиску (лінійна шкала, обмежена тисками від 86 Па до 10000 Па)

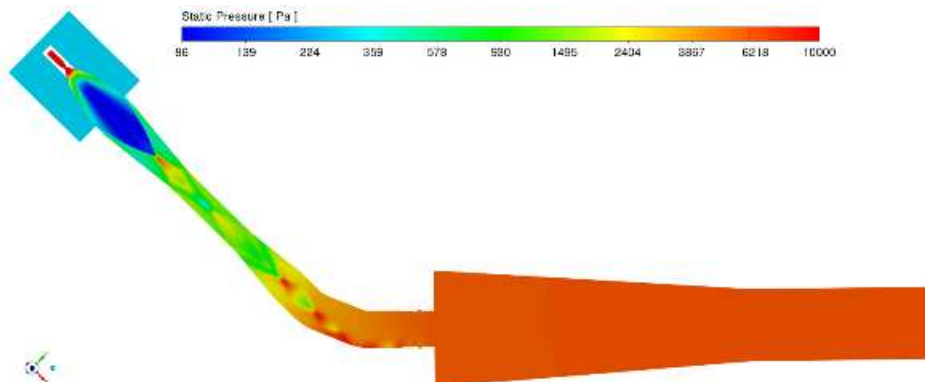


Рисунок 2.16 – Розподілу статичного тиску поблизу ГДТ20 (логарифмічна шкала, обмежена тисками від 86 Па до 10000 Па)



Рисунок 2.17 – Розподілу повного тиску (логарифмічна шкала)

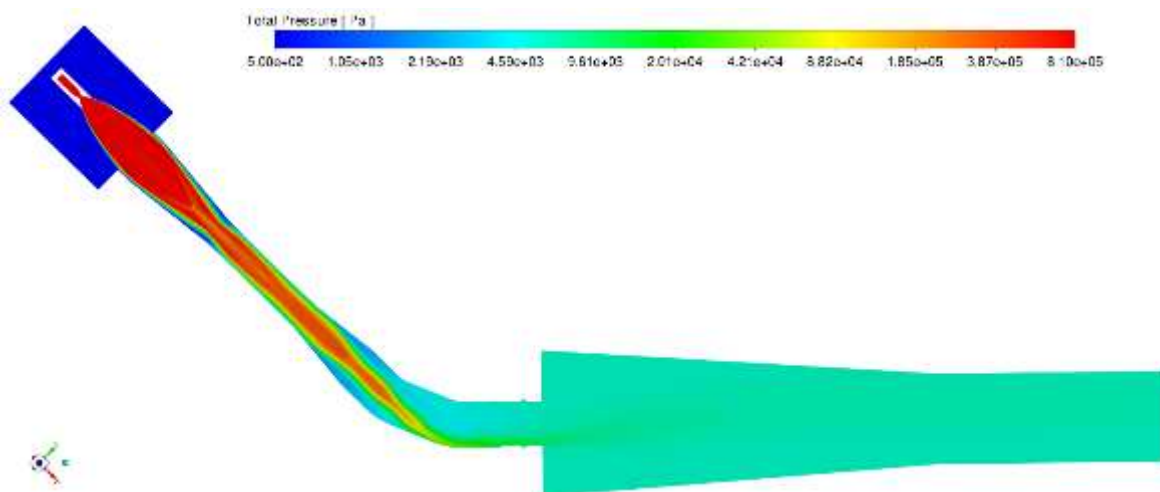


Рисунок 2.18 – Розподілу повного тиску поблизу ГДТ20 (логарифмічна шкала)

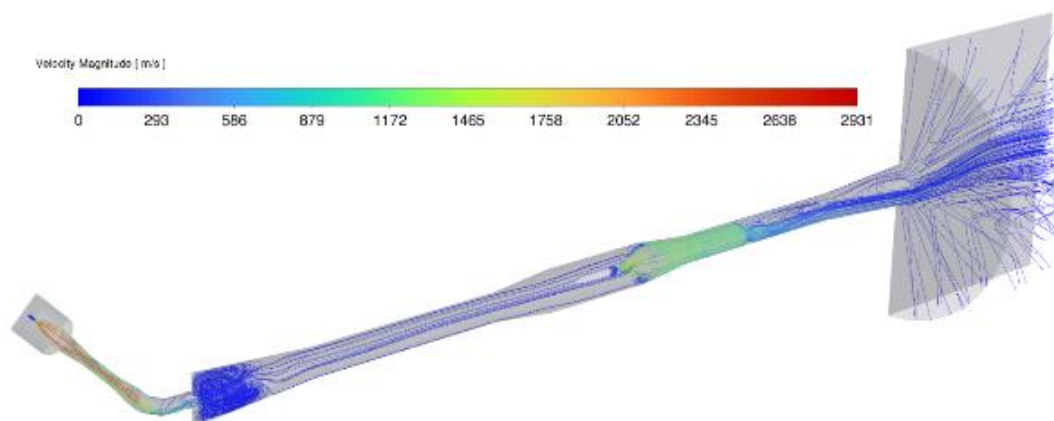


Рисунок 2.19 – Загальний вигляд просторових ліній течій у проточній частині стенду

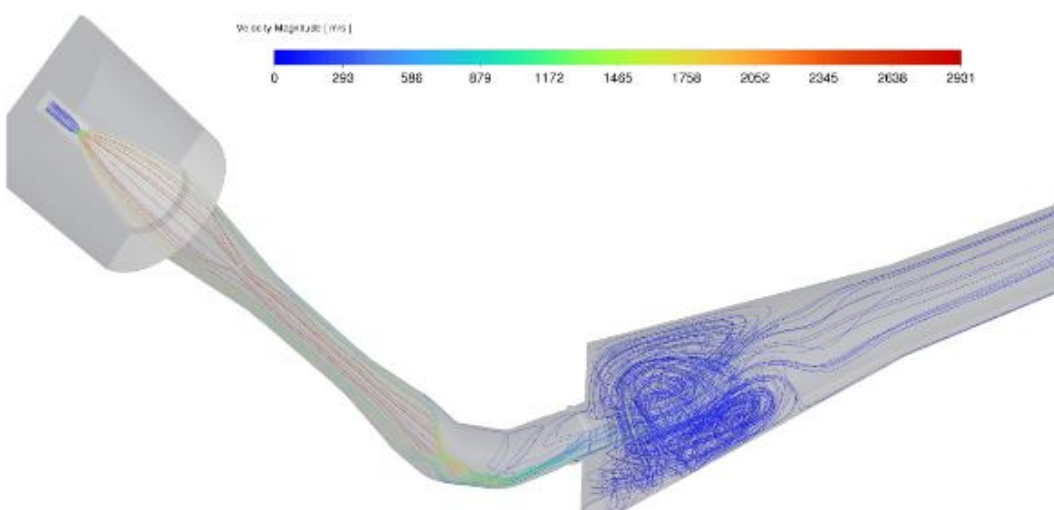


Рисунок 2.20 – Розподіл просторових ліній течій поблизу ГДТ20 та двигуна, що випробовується

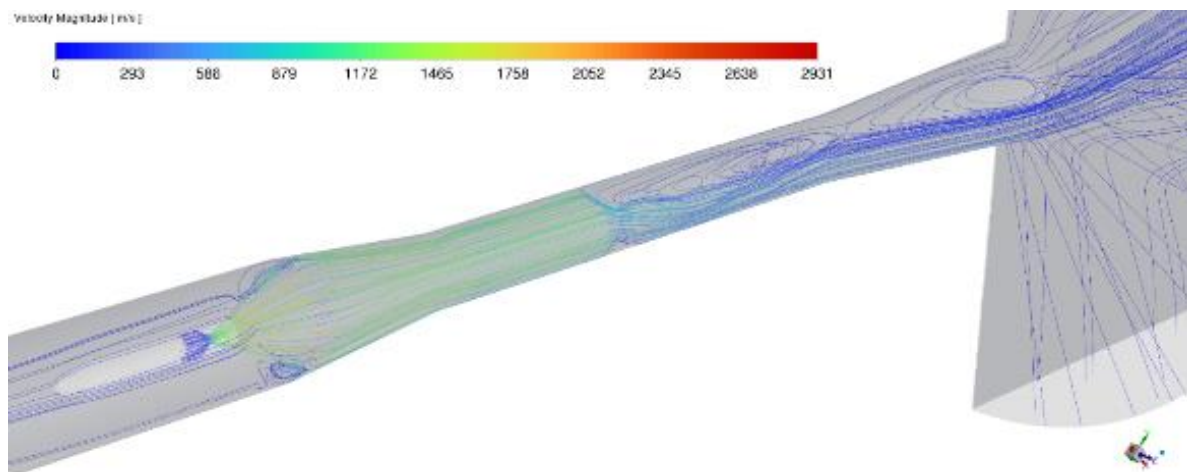


Рисунок 2.21 – Наближений вид розподілу просторових ліній струму поблизу газо-ежекторної установки

2.5 Проведення експериментальних випробувань рідинного ракетного двигуна

З метою проведення кваліфікаційних випробувань рідинного ракетного двигуна, а також підтвердження правильності вибору методики моделювання, виконані вогневі випробування на спеціалізованому випробувальному стенді. В рамках експерименту здійснювався контроль основних параметрів роботи двигуна, зокрема тиску в камері згоряння, подачі компонентів палива, температурних режимів та стабільності роботи системи. Дані, отримані за допомогою високоточних датчиків тиску, було зафіксовано та представлені у вигляді графічних залежностей. На рисунку 2.22 та 2.23 наведений загальний графік розподілу тиску в робочому об'ємі випробувального стенду по результатам датчиків тиску, що фіксують розрідження в газодинамічній частині (DOS1n і DOS2n) та на зрізі соплового насадка (DS1n, DS2, DS3).

Отримані дані використані для уточнення моделі, а також оптимізації конструктивних параметрів двигуна з метою підвищення його надійності та ефективності.

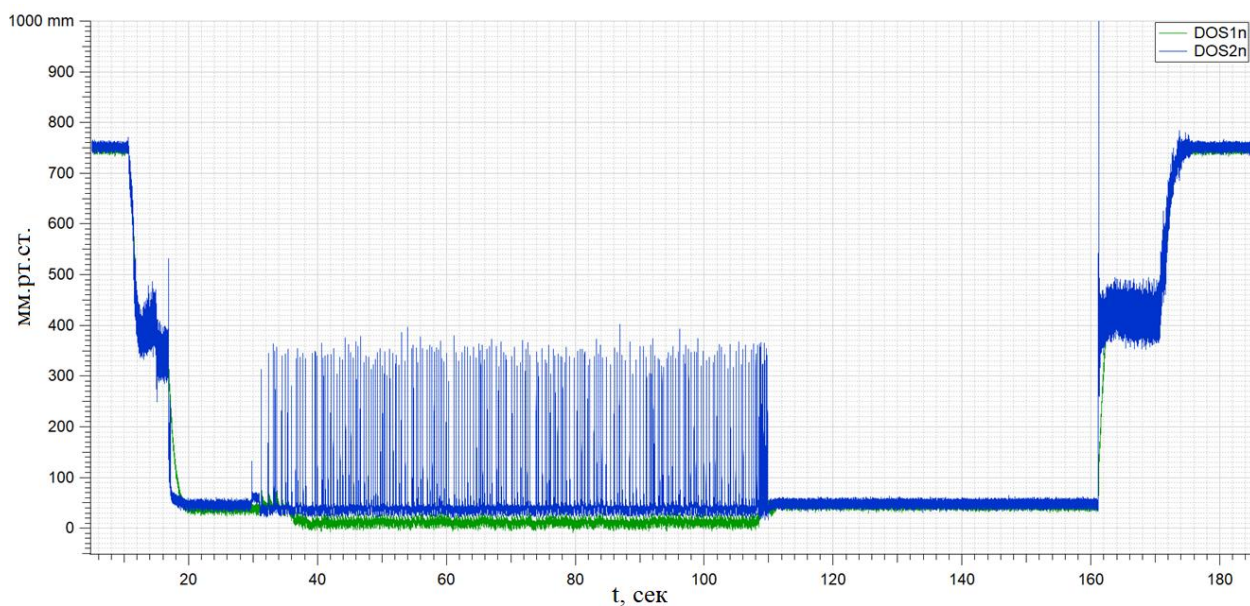


Рисунок 2.22 - Графік розподілу тиску під час проведення випробувань
DOS1n, DOS2n – тиск середовища у вакуум камері

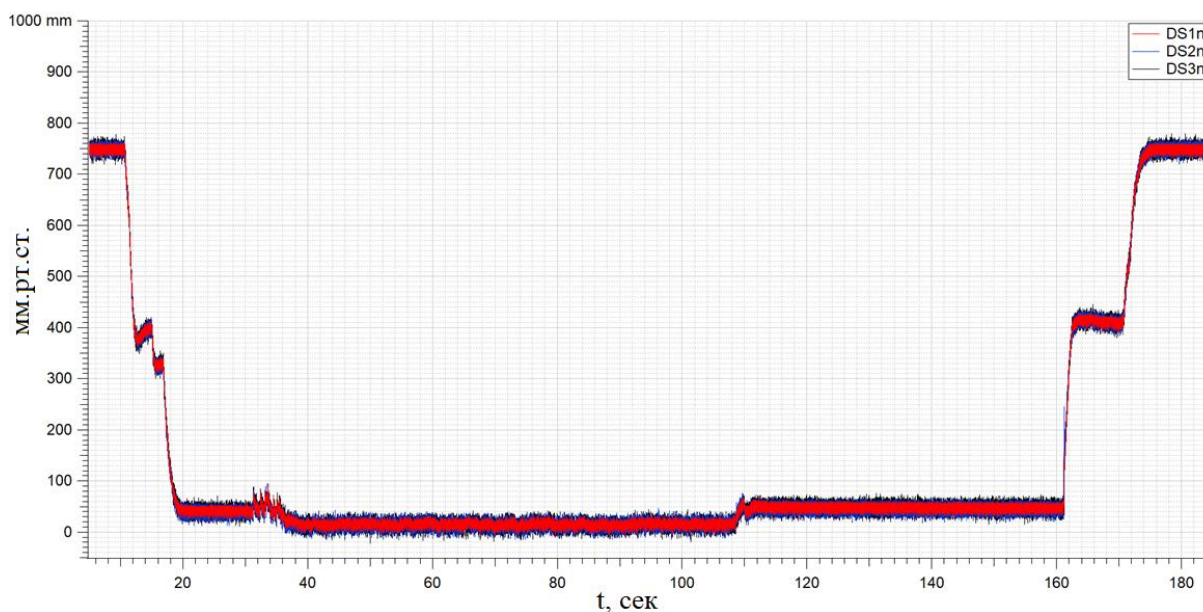


Рисунок 2.23 - Графік розподілу тиску під час проведення випробувань
DS1n, DS2n, DS3n – тиск на зрізі сопла двигуна.

На рисунку 2.22 видно певні розбіжності між графіками, згідно з датчиками DOS1n та DOS2n, та майже без відмінностей на рисунку 2.23. Це пояснюється тим, що датчики DOS1n та DOS2n розташовані в різних місцях газодинамічного тракту, що обумовлює різну реакцію на локальні зміни тиску. Водночас датчики DS1n, DS2n, DS3n розташовані на одному рівні та в одній

площині, рівновіддалено один від одного, що забезпечує більш однорідні вимірювання.

Математичне моделювання проводилося у два етапи, що зумовило аналогічний поділ вогневих випробувань. На першому етапі датчиками було зафіксовано попереднє зменшення атмосферного тиску до приблизно 5332.9 Па (40 мм. рт. ст.), що апроксимовано на основі графіку тиску (рис. 2.24). Це зменшення створювалося за рахунок роботи газо-ежекторної установки, яка забезпечувала початковий рівень розрідження в системі. Досягнутий рівень розрідження виявився близьким до розрахункового значення 45.8 мм. рт. ст., що підтверджує відповідність експериментальних даних теоретичним розрахункам, наведеним у попередньому підрозділі.

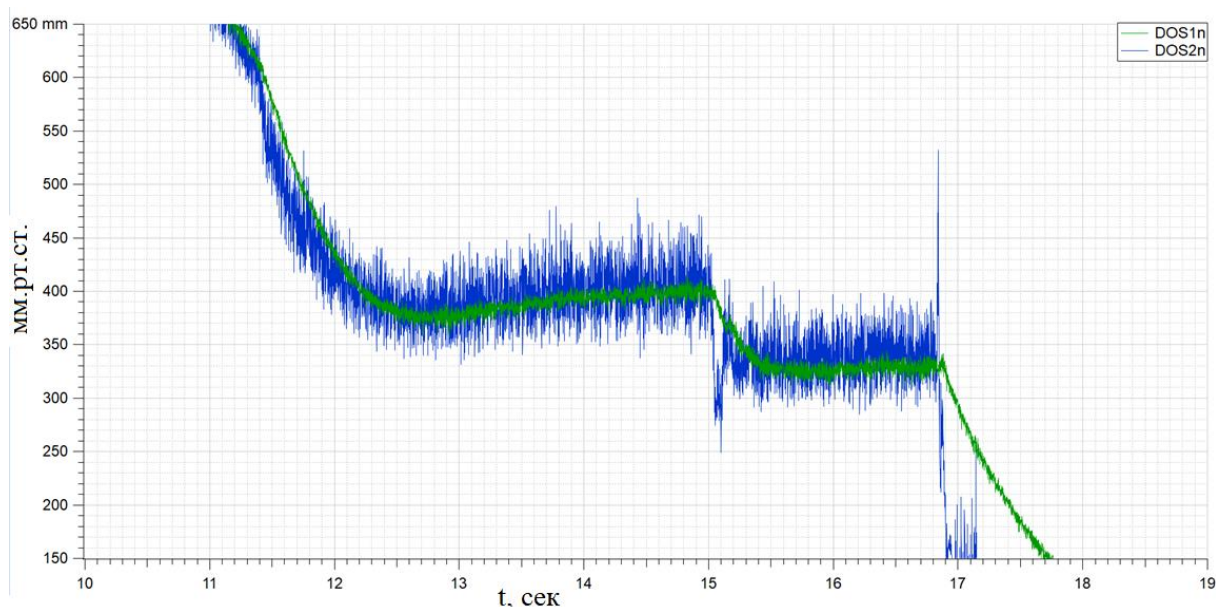


Рисунок 2.24 – Графік розподілу тиску створеного газо-ежекторною установкою

На другому етапі вакуумування відбувалося при спільній роботі рідинного ракетного двигуна і газодинамічної труби, де створення самоежекції дозволило досягти середнього тиску в розрідженому середовищі вакуум-камери, який становив приблизно 466 Па (3.5 мм. рт. ст.) (апроксимовано за графіком тиску) (рис. 2.24). Водночас, відповідно до моделювання, середній тиск у вакуум-камері мав становити 297 Па (2.2 мм. рт. ст.).

2.6 Висновки до Розділу 2

Використано чисельне моделювання за допомогою Computational Fluid Dynamics (CFD), що базується на рівняннях Нав'є-Стокса використано для проведення моделювання термо-газодинамічних процесів в середині робочого об'єму випробувального стенду. Метод контрольних об'ємів передбачає розбиття розрахункової області на окремі об'єми, в межах яких здійснюється чисельний розв'язок рівнянь. Такий підхід забезпечує високу точність і стабільність результатів, що робить його особливо ефективним у складних задачах, пов'язаних із моделюванням турбулентних течій, теплообміну, а також багатофазних і хімічно активних потоків.

Використане моделювання в програмному середовищі ANSYS дозволяє імітувати основні робочі термо-газодинамічні процеси рідинного ракетного двигуна малої тяги, а також газо-ежекторної установки. У Розділі 2 наведені основні математичні залежності та характеристики. Отримані результати математичного моделювання порівняні з експериментальними. Згідно моделювання основне розрідження протічного робочого середовища повинно було бути в районі 297 Па (2.2 мм. рт. ст.), проте реальний отриманий замір вийшов – 466 Па (3.5 мм. рт. ст.). Отримана різниця пояснюється багатьма факторами - температурою навколишнього середовища, температурою компонентів палива, неточності виготовлення та складання основних компонентів стенду, нестабільностями горіння самого палива, тощо. Отриманий результат розрідження випробувального стенду повністю задовольняє вимоги технічного завдання на проведення кваліфікаційних випробувань висотного двигуна.

РОЗДІЛ 3. РОЗРОБКА ЕКСПЕРЕМЕНТАЛЬНОГО ВАКУУМНОГО СТЕНДУ ДЛЯ ВИПРОБУВАНЬ РІДИННИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ

У третьому розділі дисертаційної роботи поетапно розглянуто процес експериментальної розробки та виготовлення вакуумного стенду для проведення випробувань рідинних ракетних двигунів малої тяги в умовах, що імітують космічний вакуум.

У підрозділі 3.1 детально описана пневмогідравлічна схема вакуумного стенду. Описані основні системи, що входять до газодинамічної частини стенду. Описані основні технічні вимоги, що ставились на етапі проектування.

У підрозділі 3.2 описана циклограма роботи випробувального стенду разом із послідовністю реалізованих команд.

У підрозділі 3.3 описані основні системи випробувального стенду з імітацією умов вакууму.

У підрозділі 3.4 описані системи подачі компонентів палива та методи їх практичної реалізації.

3.1 Пневмогідравлічна схема вакуумного стенду

Вакуумний стенд є складним інженерним комплексом, призначеним для проведення експериментальних досліджень та випробувань рідинних ракетних двигунів з урахуванням висотних умов роботи. Основною метою створення такого стенду є забезпечення відпрацювання двигуна та отримання реальних, експериментальних даних його роботи, в умовах, що відображають реальні умови роботи двигунів у розрядженій атмосфері.

Розроблено робоче місце для експериментального відпрацювання рідинного ракетного двигуна малої тяги, що працює на самозаймистих компонентах палива, в умовах, що імітують вакуум. Робоче місце розроблялось з урахуванням наявних просторових і технічних обмежень. В свою чергу це створило певний недолік у вигляді похилого робочого місця для газо-ежекторної

установки. З метою, спрощення монтажних та міжпускових робіт, робоче місце вирівняно у горизонтальну площину.

До складу вакуумного стенду входить газодинамічна частина, системи подачі компонентів палива (АТ, НДМГ, етанолу або гасу), системи подачі газів (повітря, азот, гелій) та води, стендова система вимірювання та система управління.

До газодинамічної частини входять:

- газодинамічні труби (ГДТ1 та ГДТ2);
- газо-ежекторна установка;
- менша газодинамічна труба (ГДТ20);
- вакуум-камера;
- деталі та складальні одиниці, що забезпечують складання та з'єднання елементів вакуумного стенду.

У систему подачі компонентів палива входять:

- мережа стендових магістралей, що забезпечують подачу компонентів палива та газів до об'єкта випробувань;
- шаробалони окисника та пального для живлення запального пристрою ГЕУ;
- балонна батарея для повітря;
- балони для окисника та пального;
- бак для етанолу/гасу.

У стендову систему вимірювання та управління входять:

- засоби вимірювань з кабельною мережею;
- шафа автоматики системи вимірювання та реєстрації;
- програмне забезпечення;
- робоче місце оператора в пультовій;
- система відеоспостереження за випробуваннями.

Принципова пневмогідравлічна схема вакуумного стенду (див. Додаток Б) відображає взаємодію основних компонентів, що забезпечують створення та підтримання вакууму, а також подачу компонентів палива й охолоджуючих

речовин. Основним елементом є вакуумна камера, яка дозволяє імітувати розряджену атмосферу. Газо-ежекторна установка в парі з газодинамічною трубою двигуна, що випробовується (ГДТ20), забезпечує досягнення необхідного рівня вакууму, стабільність якого підтримується протягом усього випробування.

На етапі проектування та планування робіт, до випробувального стенду висувались наступні основні вимоги:

- тиск на зрізі сопла в момент запуску двигуна і під час роботи на режимі не більше 0.08 кгс/см^2 (59 мм. рт. ст.);
 - вільне стикування стендових паливних і вимірювальних магістралей з елементами двигуна;
 - відсутність газових «подушок» в стендових магістралях, що підводять компоненти палива;
 - спостереження за перебігом випробувань за допомогою телевізійного пристрою (через оглядові вікна) з можливістю відеозапису процесу випробувань в режимі «онлайн»;
 - компенсацію зусиль, що виникають від переміщень двигуна під час роботи;
 - герметичність з'єднань двигуна та стендових магістралей;
 - продування стендових паливних магістралей та тих, що входять в склад двигуна (окисника - повітрям; пального - азотом) при тривалих паузах і після вимкнення;
 - вакуумування стендових магістралей до абсолютного тиску не більше 0.6 кгс/см^2 (441 мм. рт. ст.) на ділянці між стендовими клапанами та електрклапанами двигуна;
 - стабільну подачу компонентів палива на входи в двигун;
 - подачу на клеми ЕК напруги $(28 \pm 4\text{В})$ постійного струму.
- Потужність, що споживається одним ЕК двигуна, не більше 40 Вт;

- подачу команд на управління ЕК двигуна відповідно до циклограмами, наведеними на рисунках 3.1 і 3.2, і реєстрацію спрацювання електромагнітів ЕК з проходження струму (напруги) через їх обмотки;
- абсолютні тиски компонентів палива на входах у двигун у момент подачі команди на запуск відповідно до циклограм, наведених на рисунках 3.1 та 3.2;
- різницю величин тисків окисника і пального на входах у двигун у момент подачі команди на запуск і при роботі на режимі не більше ± 0.2 кгс/см²;
- можливість керування витратою компонентів палива через двигун стендовими дроселями відповідно до циклограми, наведеної на рисунку 3.2;
- сумарний час роботи двигуна при контрольно-технічних випробуваннях (КТВ) – не менше 93 с;
- два включення двигуна, без їхнього послідовного демонтажу зі стенда;
- відведення та допалювання продуктів згоряння із сопла камери двигуна;
- вимикання двигуна в ручному та автоматичному режимах при аварійних ситуаціях, у тому числі за допомогою стендових клапанів у живильних магістралях окисника та пального;
- злив компонентів палива зі стендових живильних магістралей після закінчення випробувань і у разі аварійного вимкнення двигуна (АВД);
- вимірювання тяги двигуна тяговимірювальним пристроєм;
- вимірювання, реєстрацію, дешифрування та аналіз вимірюваних параметрів двигуна і стенду.

Унікальність конструкції стенду полягає у модульному підході до проектування. Це дозволяє легко адаптувати його до різних типів випробувань, швидко замінювати компоненти або модернізувати систему відповідно до змін у вимогах випробувань.

3.2 Циклограма роботи вакуумного стенду

В ході проведення робіт та розробки випробувального стенду, розроблена циклограма проведення випробувань при проведенні кваліфікаційно технічних випробувань. Циклограма наведена на рисунку 3.1, а циклограма роботи двигуна - рисунок 3.2.

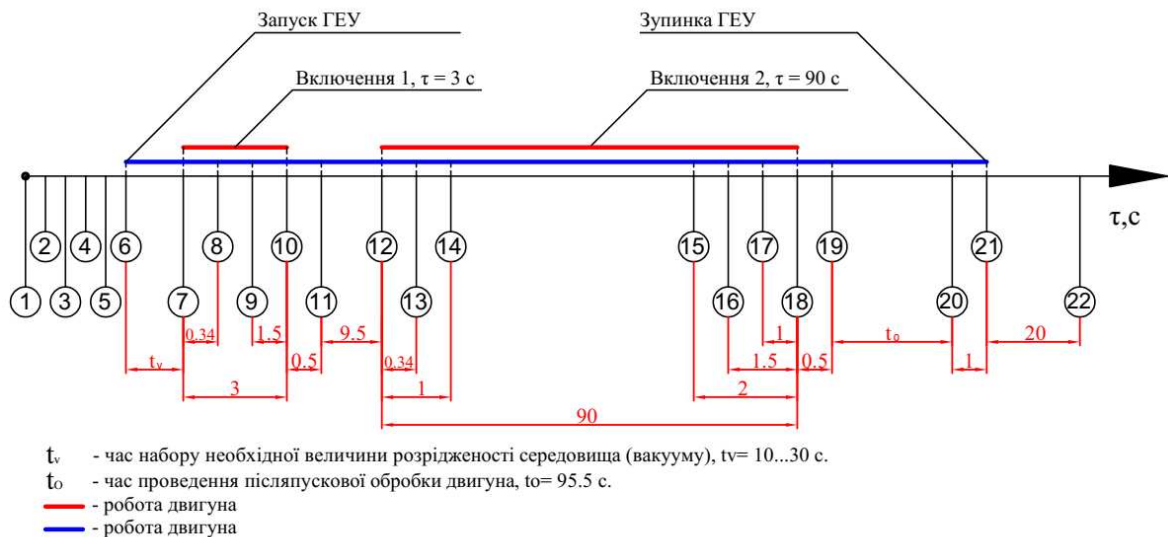


Рисунок 3.1 – Циклограма проведення випробувань з переліком команд



Рисунок 3.2 – Циклограма запуску двигуна

Під час проведення випробувань застосовується наступний перелік команд:

1) – контроль спрацювання клапанів, попередньо забезпечити наддув баків та ресиверів окисника та пального, баку етанолу. Контроль спрацювання клапанів подачі води (подавши в магістраль воду), клапанів подачі повітря (подавши в магістралі повітря), клапана подачі азоту (подавши в магістраль

азот). Роботи проводити до заповнення магістралей компонентами палива не більше ніж за 24 години, але не менш як за 3 години;

2) – перевірка на герметичність стендових магістралей на ділянці від підбакових клапанів окисника та пального до з'єднань стендових магістралей з кришкою газодинамічної труби методом спаду тиску, з витримкою, не менше 10 хвилин. Спад тиску не допускається;

3) – вакуумування стендових магістралей подачі окисника та пального у двигун;

4) – заповнення стендових магістралей компонентами палива, проливка стендових магістралей, перевірка працездатності датчиків витрати. Проливання стендової магістралі окисника виконуватиме через клапан АТ, стендової магістралі пального – через клапан НДМГ. Проливання проводити до видалення повітряних «бульбашок». Роботи виконувати відповідно до технології випробувального підрозділу;

5) – наддув стендових балонів та ресиверів окисника та пального. Тиск наддуву в балонах і ресиверах повинен забезпечувати тиск компонентів палива на входах у двигун;

6) - запуск газо-ежекторної установки;

7) – перше включення двигуна. Подачу компонентів палива в двигун здійснювати від ресиверів окисника та пального;

8) – припинення подачі азоту на натікання (одночасно з подачею другої команди на запуск двигуна (подача напруги на електроклапан «П»)), закрити клапан подачі азоту в робочий об'єм стенду;

9) – подача азоту на натікання (за 1.5 секунд до подачі команди на зупинку двигуна), відкрити клапан подачі азоту в робочий об'єм стенду;

10) – зупинка двигуна. Зупинку двигуна здійснювати при живленні від ресиверів;

11) – відкриття підбакових клапанів окисника та пального;

12) – друге включення двигуна. Подачу компонентів палива в двигун здійснювати від балонів та ресиверів окисника та пального з подальшим переходом на живлення від балонів;

13) – припинення подачі азоту на натікання (одночасно з подачею другої команди на запуск двигуна (подача напруги на електроклапан «П»)), закрити клапан подачі азоту в робочий об'єм стенду;

14) – закриття підресиверних клапанів окисника та пального;

15) – відкриття підресиверних клапанів окисника та пального;

16) – подача азоту на натікання (за 1.5 секунд до подачі команди на зупинку двигуна), відкрити клапан подачі азоту в робочий об'єм стенду;

17) – закриття підбакових клапанів окисника та пального;

18) - зупинка двигуна. Зупинку двигуна здійснювати при живленні від ресиверів;

19) – післяпускова обробка двигуна;

20) - закінчення післяпускової обробки двигуна;

21) - зупинка газо-ежекторної установки;

22) - закінчення контрольно технічних випробувань.

3.3 Системи вакуумного стенду

3.3.1 Газо-ежекторна установка

Газо-ежекторна установка входить до складу газодинамічної частини вакуумного стенду і є газовим ежектором, призначеним для створення необхідного попереднього розрідження навколишнього середовища в робочому об'ємі стенду на зрізі камери двигуна при вогневих випробуваннях.

Моделювання роботи газо-ежекторної установки було представлено в Розділі 2, а детальна конструкція показана в Розділі 4 даної роботи.

3.3.2 Газодинамічна частина стенду

Газодинамічна частина це основний робочий об'єм випробувального стенду крізь який протікають продукти згоряння газо-ежекторної установки та двигуна, що випробовується. В результаті проведених робіт, спроектовано, виготовлено, змонтовано та випробувано випробувальний стенд зображений на рисунку 3.3. Загальний вид газодинамічної частини вакуумного стенду наведено на рисунках 3.4 – 3.5, а конструкції на рисунку 3.6.



Рисунок 3.3 – Загальний вигляд випробувального стенду

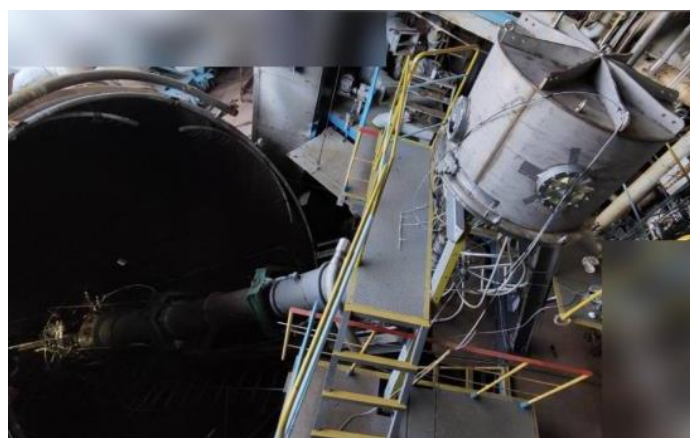


Рисунок 3.4 – Загальний вигляд випробувального стенду та газодинамічної частини

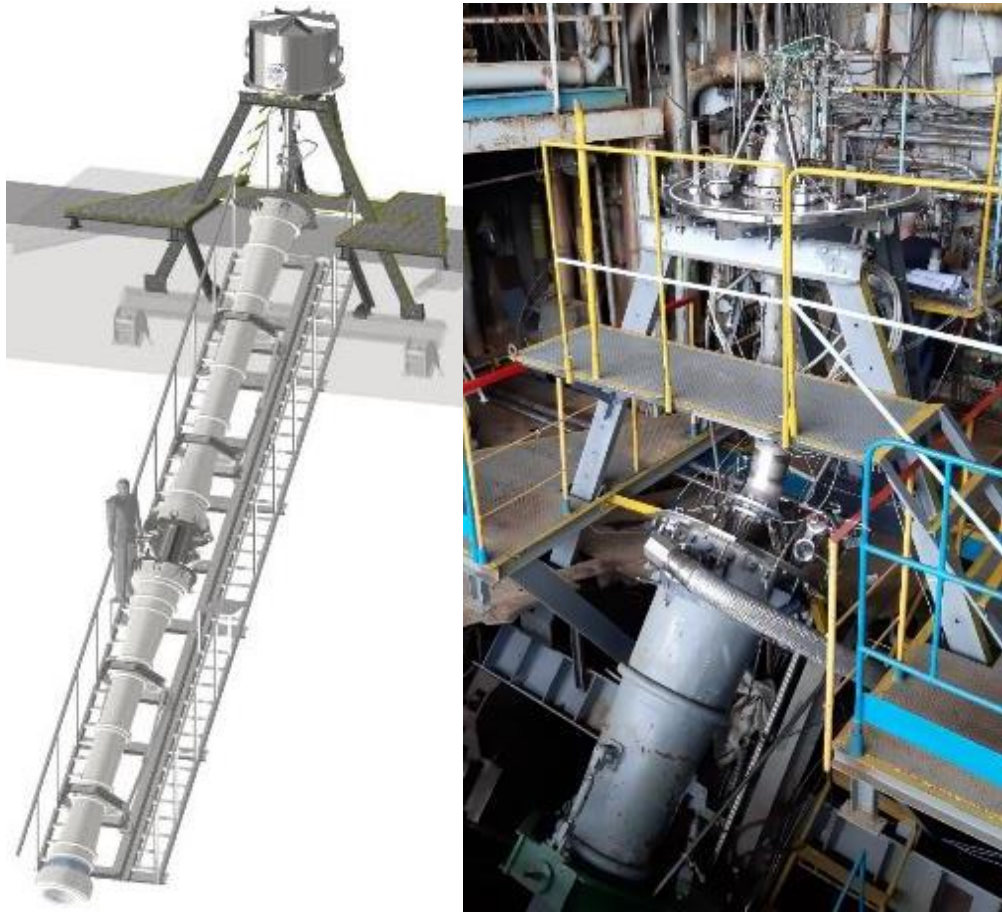


Рисунок 3.5 – Загальний вид газодинамічної частини вакуумного стенду

Газодинамічна частина випробувального стенду для рідинних ракетних двигунів є центральним елементом, який забезпечує відведення продуктів згоряння, формування необхідних умов потоку та імітацію висотного середовища. Її функціонування базується на принципах управління потоком газів за допомогою газодинамічних труб, газо-ежекторної установки та вакуумної камери.

Газодинамічні труби виконують роль каналів для відведення продуктів згоряння та з'єднання елементів системи між собою. Їхня геометрія проєктується таким чином, щоб забезпечити мінімальні втрати тиску та температури, а також запобігти виникненню зворотних течій, які можуть впливати на стабільність роботи двигуна.

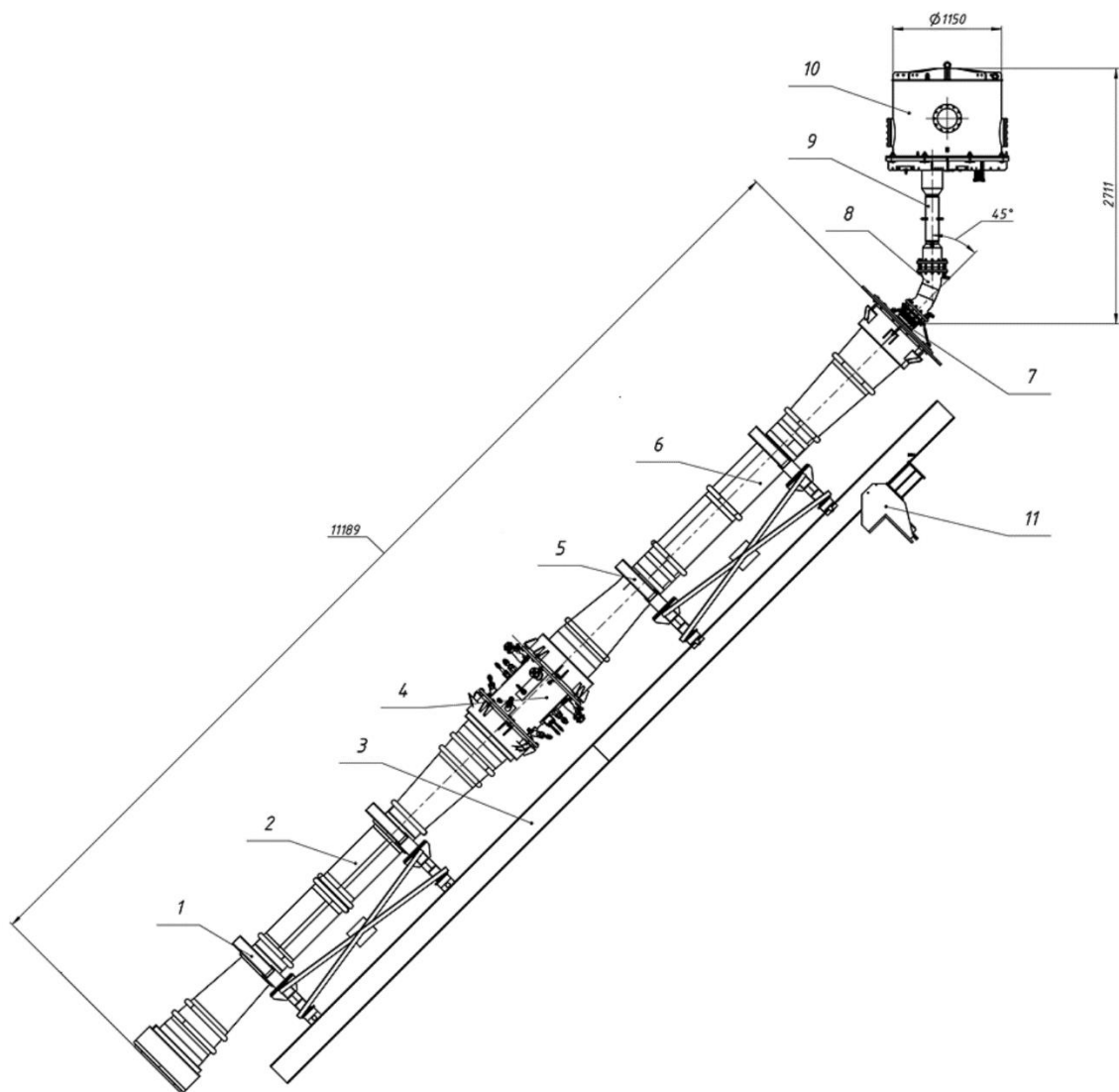


Рисунок 3.6 – Конструкція газодинамічної частини вакуумного стенду

1 – Ложемент ГДТ1; 2 – ГДТ1; 3 – Основа вакуумного стенду; 4 – ГЕУ; 5 – Ложемент ГДТ2; 6 – ГДТ2; 7 – Фланець; 8 – Поворотне коліно; 9 – ГДТ20; 10 – Вакуум-камера; 11 – Стендова (опорна) балка.

Газодинамічна частина вакуумного стенда конструктивно є виробом, що складається з двох однакових газодинамічних труб (ГДТ1 та ГДТ2), між якими встановлена газо-ежекторна установка. Газодинамічна труба з газо-ежекторною установкою з'єднуються за допомогою фланцевих з'єднань, при цьому кожна ГДТ кріпиться до основи вакуумного стенда ложементами 1 і 5. Загальний вид ГДТ1 та ГДТ2 на рисунку 3.7.



Рисунок 3.7 – Загальний вид ГДТ1 та ГДТ2

На вхід ГДТ2 встановлено фланець із гнучким сильфонним елементом, призначений для жорсткого зв'язку ГДТ2 із ГДТ20, а також компенсації відхилень, що виникають при збиранні конструкції та виробництві. Загальний вигляд фланця показано на рисунку 3.8. Конструкція сильфона передбачає встановлення внутрішнього теплового екрана для запобігання перегріву та прогару гофр.



Рисунок 3.8 – Загальний вигляд фланця

З метою забезпечення безвідривного закінчення газового потоку із соплового насадка камери двигуна, а також створення розрідженого середовища, що імітує висотні умови, використовується газодинамічна труба ГДТ20. ГДТ20 встановлюється між поворотним коліном та вакуум-камерою. Конструктивно вироби складаються з конфузора та дифузора з фланцями, виготовленими методом адитивних технологій з порошку сталі 316L, між якими розміщені

гладкостінні труби. З метою охолодження ГДТ20 у його конструкції передбачений охолоджуючий контур. Охолодження проводиться водою, що подається від випробувального стенду. Також у конструкції газодинамічної труби передбачені трубопроводи для вимірювання тиску на зрізі соплового насадка камери двигуна, що випробовується, за допомогою датчиків, які не призначені для роботи в умовах вакууму. Основні розміри ГДТ20, а також загальний вигляд виробу показано на рисунках 3.9 та 3.10 відповідно.

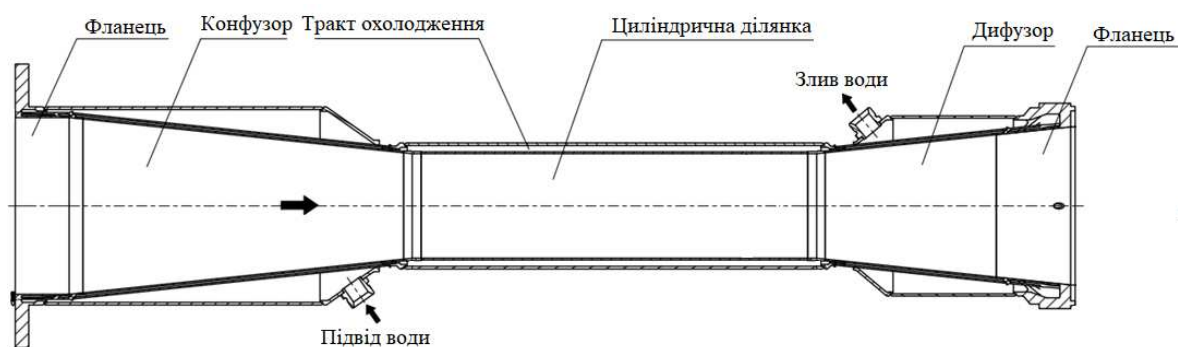


Рисунок 3.9 – Конструкція ГДТ20



Рисунок 3.10 – Загальний вигляд ГДТ20

У процесі проєктування газодинамічної труби ГДТ20 було виконано комплексний розрахунок на міцність і стійкість конструкції, що дозволило оцінити її працездатність в експлуатаційних умовах. Додатково проведено теплотехнічний аналіз теплопередачі в елементах газодинамічної труби під час випробування двигуна ML20. Розрахунок теплових потоків базувався на результатах CFD-моделювання, з подальшою корекцією параметрів відповідно до отриманих температурних значень стінок конструкції.

Під час розрахунку на міцність конструкції ГДТ20 використовувалися такі вхідні параметри: розглядалася 1/26 частина конструкції (сектор 13.8°), що

дозволило знизити обчислювальні витрати без втрати точності розрахунків. Як конструкційний матеріал була обрана корозійностійка аустенітна сталь 12Х18Н10Т, яка характеризується границею міцності 540 МПа та границею текучості 200 МПа. Конструкція піддавалася навантаженню внутрішнім тиском 0.5 МПа у тракті охолодження, що дозволило оцінити рівень напружень та можливі деформації при номінальних умовах експлуатації. Температура конструкції, прийнята для розрахунку, становила 20 °С. Схема навантаження представлена на рисунку 3.11.



Рисунок 3.11 – Схема навантаження моделі ГДТ20

Результати проведеного аналізу наведені на рисунку 3.12. Отримані дані можуть бути використані для подальшої оптимізації конструкції ГДТ20, підвищення її експлуатаційної надійності та адаптації до змінних теплових і механічних навантажень. При розрахунках на міцність розглянуто повну модель газодинамічної труби. Конструкція навантажена тиском у тракті охолодження. Мета розрахунку – визначити, за якого тиску в тракті охолодження конструкція втратить статичну стійкість. Результати розрахунку наведено на рисунку 3.13.

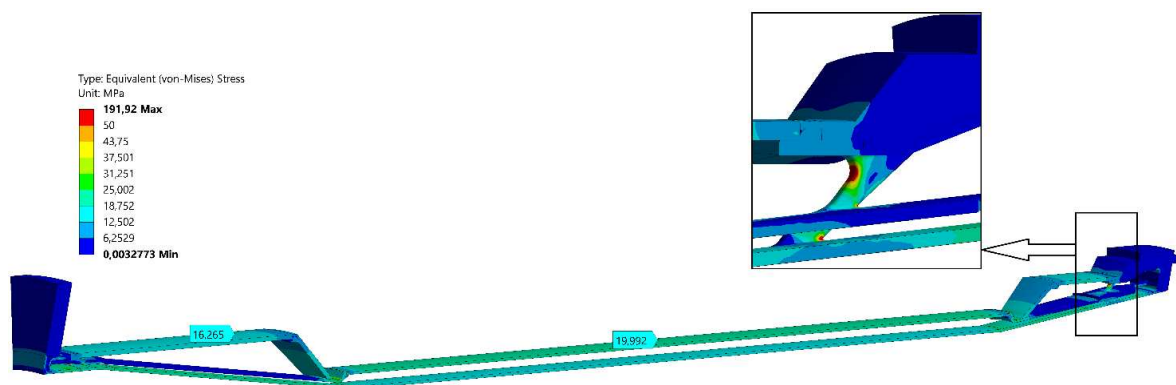


Рисунок 3.12 - Розподіл напружень у конструкції ГДТ20

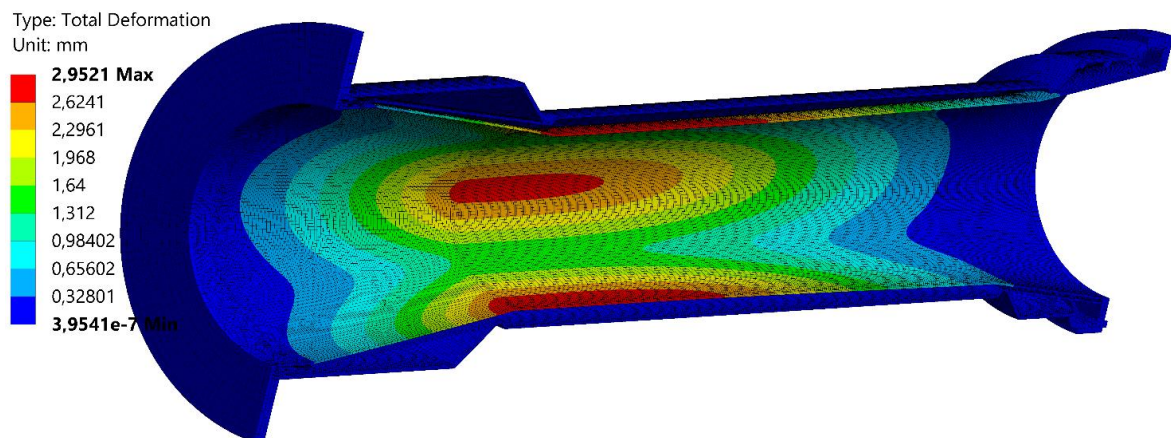


Рисунок 3.13 – Втрата статичної стійкості ГДТ20

Результати розрахунку показали, що напруження в конструкції не перевищують величини 50 МПа, що відповідає коефіцієнтам запасу за границею міцності та границею плинності - 10.8 та 4 відповідно. Результати розрахунку на статичну стійкість показали, що ГДТ20 втрачає стійкість при тиску в тракті охолодження 1.1 МПа (11 бар).

При розрахунку теплопередачі газодинамічної труби для випробування двигуна, малої тяги, були використані теплові потоки, які були отриманими в результаті CFD моделювання двигуна. Ці дані, в подальшому, використовувались для теплового обрахунку ГДТ20 та решти елементів газодинамічного тракту стенду. Також, для теплового обрахунку, були використані вхідні дані наведені в таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 - Вхідні дані для теплового розрахунку

Найменування параметра	Величина
Температура води на вході в тракт охолодження, К (°C)	293 (20)
Тиск на вході в тракт охолодження, бар	2
Гранично допустима температура матеріалу стінки, К (°C)	1013 (740)

Процес теплообміну в газодинамічній трубі складається з декількох етапів, які забезпечують відведення тепла від продуктів згоряння до охолоджувальної рідини. Перший етап полягає у конвективному теплообміні між гарячими газами

та внутрішньою поверхнею стінки труби. Далі тепло передається через товщу стінки труби до її зовнішньої поверхні, яка контактує з охолоджувальною рідиною. Завершальним етапом є конвективна теплопередача від зовнішньої поверхні стінки до охолоджувальної рідини, яка поглинає тепло і забезпечує охолодження конструкції.

Розрахунок тепловідведення проводився за допомогою поділу труби на ділянки з визначеним кроком, що дозволяє враховувати локальні особливості геометрії та теплообміну. Крок розбиття обирався відповідно до необхідного рівня точності: для циліндричної частини труби застосовувалося більший крок, оскільки теплообмін тут більш рівномірний, а для конфузора та дифузора, де характер течії змінюється, використовували дрібніше розбиття для точнішого аналізу.

Коефіцієнт теплопередачі від стінки до охолоджувальної рідини визначався за допомогою критеріального рівняння Міхєєва [69], яке враховує основні параметри теплообміну, такі як швидкість течії, температурні градієнти та фізичні властивості охолоджувальної рідини. Для забезпечення достовірності розрахунків використовувалися табличні значення критеріїв Нуссельта, Рейнольдса та Прандтля, що дозволило коректно описати процес теплопередачі в різних умовах експлуатації.

Додатково було враховано вплив матеріалу стінки труби, її товщини та теплопровідності, оскільки ці параметри суттєво впливають на ефективність тепловідведення. Для підвищення надійності конструкції та оптимізації теплообміну розглядалися альтернативні матеріали, що мають вищі коефіцієнти теплопровідності, такі як мідь та алюмінієві сплави, які забезпечують зниження термічного опору й покращення загальної ефективності системи.

Крім того, враховувався вплив гідродинамічного режиму течії охолоджувальної рідини. Було проаналізовано режими ламінарного, перехідного та турбулентного потоків, оскільки кожен з них по-різному впливає на величину тепловіддачі. Зокрема, у турбулентному режимі відбувається інтенсифікація

теплообміну за рахунок збільшення коефіцієнта тепловіддачі, що пов'язано з інтенсивним перемішуванням рідини у пристінковому шарі.

Для більш точної оцінки процесів теплопередачі застосовувалися чисельні методи моделювання, зокрема методи скінченних елементів та скінченних різниць, що дозволило отримати більш детальний розподіл температурних полів у стінці труби та охолоджувальному середовищі. Враховуючи результати моделювання, було визначено критичні зони перегріву, що дозволяє розробити заходи для їх усунення, наприклад, шляхом зміни конфігурації теплообмінної поверхні або застосування додаткових турбулізаторів потоку.

$$\frac{\alpha_p d_e}{\lambda_p} = 0,021 \cdot Re^{0,8} Pr^{0,43} \cdot \beta, \quad (4.1)$$

де α_p – коефіцієнт тепловіддачі від стінки до рідини;

d_e – еквівалентний гідравлічний діаметр;

λ_p – коефіцієнт теплопровідності теплоносія;

Re – число Рейнольдса;

Pr – число Прандтля;

β – відношення чисел Прандтля теплоносія, взятих за середньомасової температури рідини і за температури стінки.

Величина теплового потоку від газу до стінки камери визначалася як сума променистого теплового потоку і конвективного. Для визначення променистого теплового потоку використовувалися коефіцієнти випромінювання стінки та газу, а також температурні градієнти між стінкою і продуктами згоряння. Розрахунок конвективного теплового потоку проводився за залежності, яка враховує параметри газового потоку, такі як: температура, швидкість і фізичні властивості робочого середовища:

$$\frac{\alpha_r d_k}{\lambda_r} = 0,0162 Re^{0,82} \left(\frac{T_{00}}{T_{r,ст}} \right)^{0,35}, \quad (4.2)$$

де α_r – коефіцієнт тепловіддачі від газу до стінки камери;

d_k – діаметр камери;

λ_r – коефіцієнт теплопровідності газу;

Re – число Пекле;

T_{00} – температура загальмованого потоку;

$T_{г.ст}$ – температура газової стінки.

В результаті розрахунку визначено мінімальну необхідну витрату води на охолодження. Результати розрахунку представлені на рисунках 3.14 - 3.16 та у таблиці 3.2.

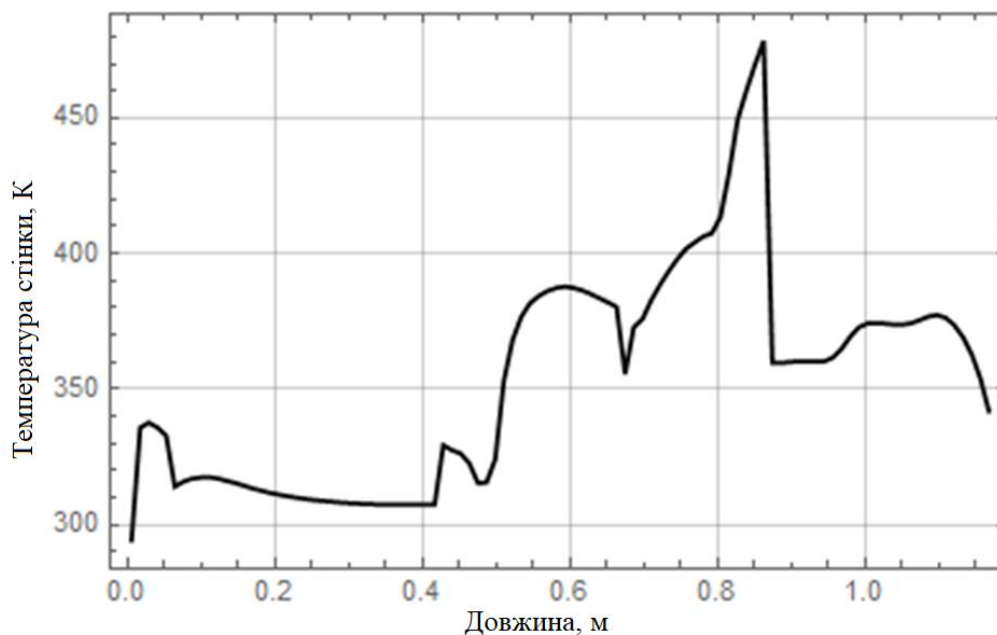


Рисунок 3.14 - Температура вогневої стінки

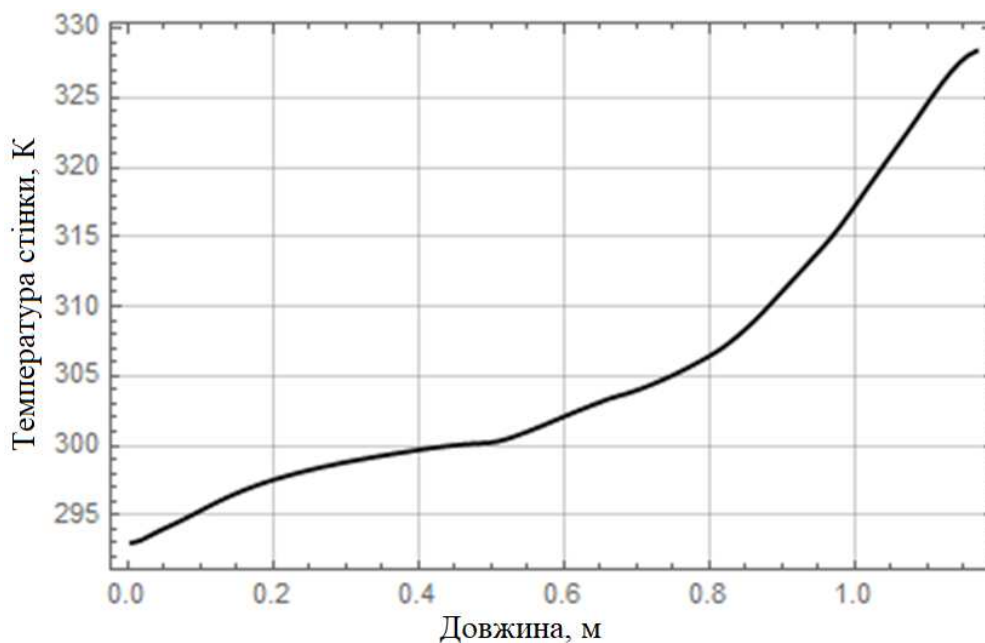


Рисунок 3.15 - Температура води у трасі охолодження

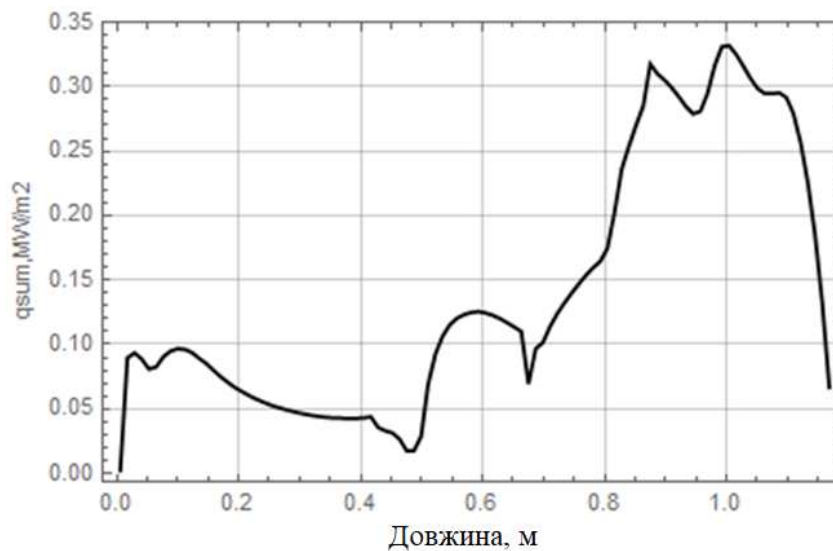


Рисунок 3.16 - Питомий тепловий потік

Таблиця 3.2 - Результати розрахунку охолодження

Найменування параметра	Величина
Максимальна температура вогневої стінки, К (°C)	480 (207)
Максимальна температура рідинної стінки, К (°C)	460 (187)
Витрата води в тракт охолодження, кг/с	0.5
Температура води на виході із тракту, К (°C)	328 (55)
Втрати тиску на тертя у тракті охолодження, бар	0.3

За результатами проведених розрахунків встановлено, що температура вогневої стінки не перевищує допустимих значень, що гарантує її працездатність у заданих умовах експлуатації. Аналіз температурного поля показав, що, хоча температура внутрішньої поверхні стінки з боку охолоджувальної рідини перевищує температуру кипіння води, густина теплового потоку залишається значно нижчою за критичне значення. Це свідчить про те, що в охолоджувальному тракті не відбудеться фазового переходу до плівкового кипіння, яке могло б суттєво знизити ефективність тепловіддачі та спричинити локальне перегрівання конструкції.

З метою забезпечення з'єднання газодинамічної частини з газодинамічною трубою під кутом 45° була розроблена спеціальна конструкція — поворотне

коліно. Основною функцією цього елемента є плавне перенаправлення газового потоку, мінімізація аеродинамічних втрат і забезпечення стабільної роботи системи за високотемпературних умов.

Конструктивно поворотне коліно складається з двох фланців, виготовлених методом адитивного виробництва із використанням порошку сталі 316L, що забезпечує високу корозійну стійкість і термічну стабільність. Між фланцями розташовані тонкостінні трубопровідні елементи, які виконують роль каналу для транспортування потоку. Застосування адитивних технологій дозволило реалізувати складну геометрію деталі з високою точністю, мінімізувати кількість зварних з'єднань, що позитивно вплинуло на міцність і експлуатаційну надійність конструкції.

Основні параметри поворотного коліна, деталі його конструкції, а також загальний вигляд виробу представлені на рисунках 3.17 та 3.18. Отримані результати можуть бути використані для подальшої оптимізації форми потоку та підвищення ефективності роботи газодинамічної системи.

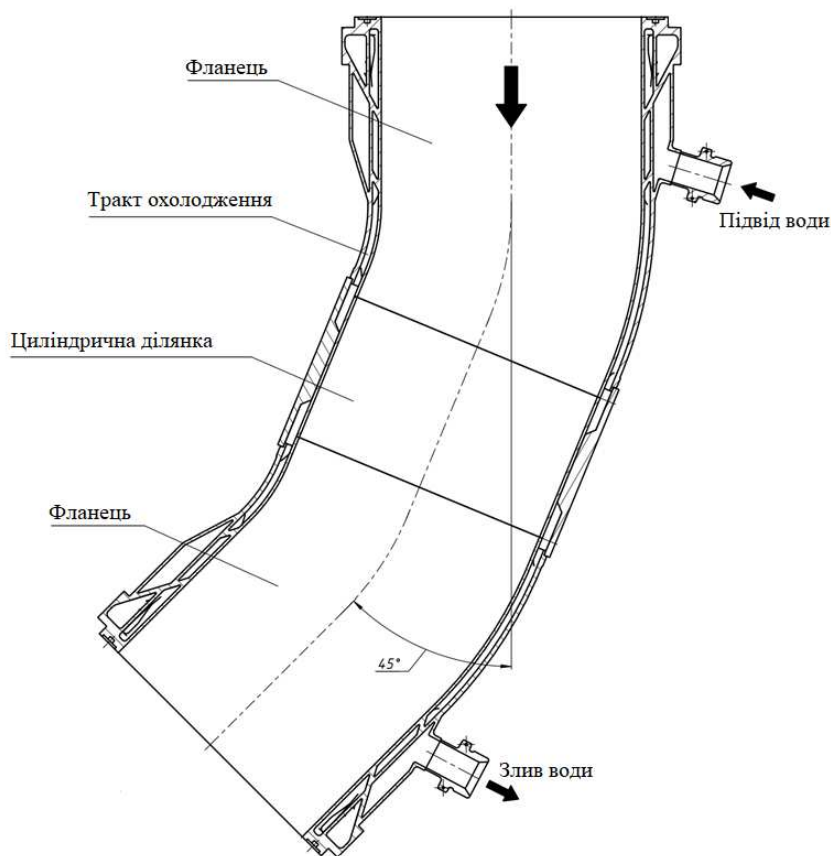


Рисунок 3.17 – Конструкція поворотного коліна

Для підтримання оптимального теплового режиму поворотного коліна було реалізовано ефективну систему охолодження, яка забезпечує стабільну роботу конструкції за умов значного теплового навантаження. Охолоджувальний контур, інтегрований безпосередньо в конструкцію виробу, використовує подачу охолоджувальної рідини від випробувального стенду, що дозволяє ефективно відводити тепло та підтримувати температуру елементів у допустимих межах.

Циркуляція охолоджувальної рідини здійснюється через спеціально спроектовані канали, розташовані у внутрішній структурі коліна, що сприяє рівномірному розподілу температурного градієнта та мінімізує ризик локального перегрівання. Вибір водяного охолодження обумовлений його високою теплоємністю та ефективністю у відведенні тепла при відносно низькому гідравлічному опорі системи.

Для забезпечення надійності роботи охолоджувального контуру була проведена його оптимізація з урахуванням розрахункових гідродинамічних характеристик. Зокрема, визначено оптимальні параметри витрати рідини, швидкості потоку та теплопередачі, що дозволяє запобігти виникненню зон застою та потенційного переходу до плівкового кипіння.



Рисунок 3.18 – Загальний вигляд поворотного коліна

Методика розрахунку теплових процесів у поворотному коліні була аналогічною до методики, застосованої для аналізу газодинамічної труби ГДТ20. Окрему увагу приділено геометричній оптимізації, яка дозволила досягти ефективного охолодження та рівномірного розподілу навантажень у місцях з'єднання.

3.3.1 Вакуум-камера

Вакуум-камера призначена для забезпечення висотних умов роботи двигуна малої тяги під час проведення випробувань. Загальний вигляд вакуум-камери представлено рисунку 3.19.



Рисунок 3.19 – Загальний вигляд вакуум-камери

Конструктивно вакуум-камера є складальною одиницею [70], що складається з двох основних елементів - нижньої плити та ковпака. Всередині вакуум-камери встановлюються елементи кріплення, трубопроводи подачі компонентів палива та газів, тяговимірювальний пристрій, рама для кріплення

двигуна та сам двигун ML20. Всі елементи вакуум-камери виготовлені з нержавіючої сталі 12Х18Н10Т. Оболонка ковпака вакуум-камери виготовлена з листа, товщиною 5 мм., вальцьованої та звареної в циліндр, діаметром 1150 мм. та висотою 800 мм. У циліндрі передбачені чотири оглядові вікна, які призначені для освітлення та відеоспостереження за двигуном при проведенні кваліфікаційних випробувань.

До нижньої частини циліндра приварений стикувальний фланець, з метою забезпечення фіксації його до столу вакуум-камери, а також забезпечення герметизації. Фіксація здійснюється за допомогою відкидних рим-болтів. З метою забезпечення стійкості конструкції кришки від впливу перепаду тиску, у конструкції присутні ребра жорсткості. Загальний вигляд ковпака показано на рисунку 3.20.



Рисунок 3.20 – Загальний вигляд ковпака вакуум-камери

Другий елемент вакуум-камери – стіл, виготовлений із плити з нержавіючої сталі товщиною 30 мм. та діаметром 1300 мм. У конструкції передбачені чотири гермофланці та один отвір для ГДТ20. Гермофланці забезпечують підведення компонентів палива двигуна у вакуум- камеру, а також забезпечення підведення решти технічних елементів – кабелів, датчиків замірів тиску, тощо. Загальний вигляд робочого столу, показаний на рисунку 3.21.



Рисунок 3.21 – Стіл вакуум-камери

Приклад установки двигуна малої тяги, що випробовується, та решти суміжних елементів показаний на рисунку 3.22.



Рисунок 3.22 – Загальний вигляд робочого місця для випробування двигуна малої тяги

Устаткування робочого місця, дозволяє зручно оперувати та монтувати різні структурні елементи, магістралі підводу та датчики заміру параметрів. Передбачені гермо-фланці є універсальними, що дає змогу швидко вносити корективи у проведення випробувань.

3.3.2 Тяговимірювальний пристрій

Тяговимірювальний пристрій – це спеціалізоване обладнання, призначене для вимірювання сили тяги, що розвивається рідинними ракетними двигунами під час проведення випробувань. Є важливим елементом випробувального комплексу, оскільки забезпечує можливість отримання даних про тягові характеристики двигуна, що необхідні для оцінки його ефективності та працездатності. Пристрій функціонує шляхом перетворення механічного навантаження, створеного тягою двигуна, на електричний сигнал, який надалі аналізується та фіксується в системі збору даних. В подальшому, отримані дані тяги, дозволяють отримати одну з основних характеристик рідинного ракетного двигуна, що описує ефективність виробу в цілому – питомий імпульс.

Загальний вигляд тяговимірювального пристрою наведено на рисунку 3.23, конструкція – рисунок 3.24.



Рисунок 3.23 – Загальний вигляд тяговимірювального пристрою

Конструктивно тяговимірювальний пристрій складається з нижньої плити, на якій встановлені три датчики сили, та верхньої плити, з'єднаної через шпильки з чутливим елементом датчиків. Для захисту датчиків сил від впливу гарячих газів камери двигуна на нижній плиті встановлені захисні екрани. Для отримання телеметричної інформації від силовимірювальних датчиків на кожен датчик встановлено кабель із з'єднувачем.

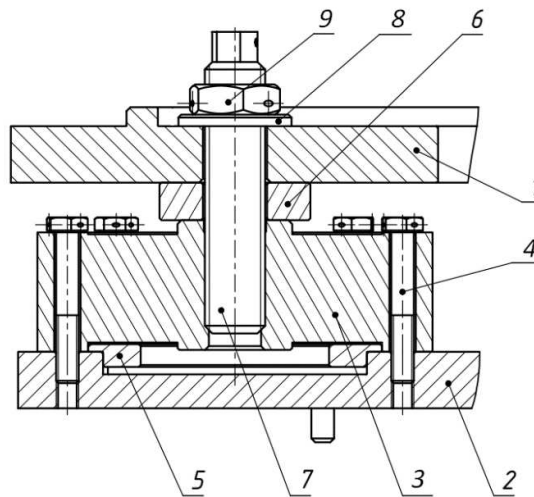


Рисунок 3.24 – Конструкція тяговимірювального пристрою

1 – плита верхня; 2 – нижня плита; 3 – силівимірювальний датчик; 4 – болт; 5 – кільце; 6 – шайба; 7 – шпилька; 8 – шайба; 9 – гайка

Нижня та верхня плити тяговимірювального пристрою виготовлені класичною механічною обробкою із нержавіючої сталі 12Х18Н10Т. Конструкція плит забезпечує можливість кріплення тяговимірювального пристрою до кришки вакуумного стенду з одного боку (болтами, що центрується за допомогою центрального бурта), а з іншого – до перехідної рами, необхідної для з'єднання з двигуном.

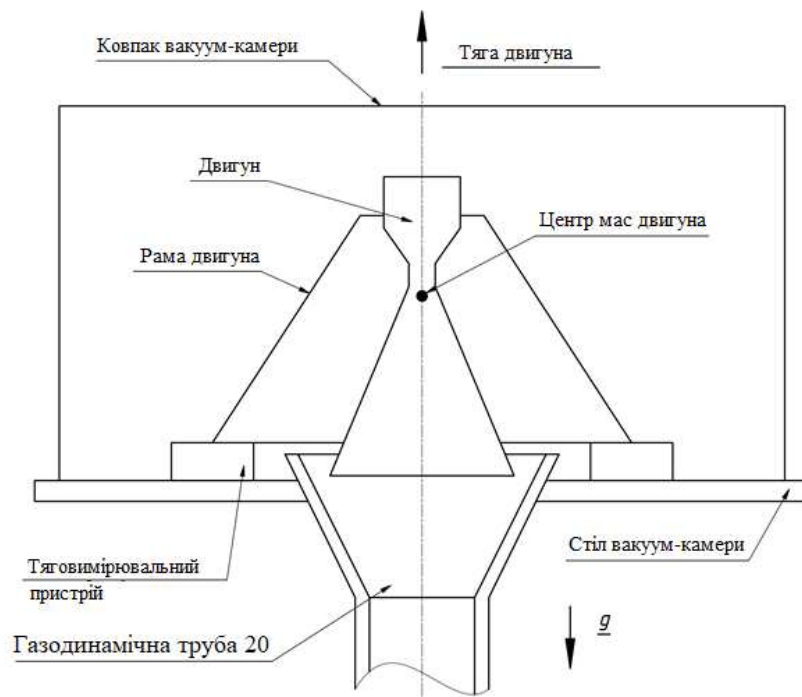


Рисунок 3.25 – Схема навантаження

Схема навантаження тяговимірювального пристрою наведена на рисунку 3.25. У конструкції використовуються три тензометричні силовимірювальні датчики U10M (1.25 kN), які забезпечують точне вимірювання зусиль, що виникають під час роботи двигуна [71].

З метою мінімізації нерівномірності розподілу сили тяги та підвищення точності вимірювань, датчики розташовані на однаковій відстані відносно один одного. Така конфігурація дозволяє не лише рівномірно сприймати зусилля, але й запобігати виникненню локальних перевантажень у конструкції вимірювального стенду.

Крім того, використання трьох датчиків замість одного забезпечує збільшення загальної межі вимірювання тяги, що є критично важливим для випробувань двигунів із широким діапазоном тягових характеристик. Це також дозволяє підвищити стійкість системи до можливих похибок окремих датчиків та покращити коректність обробки отриманих даних.

3.4 Система подачі компонентів палива в рідинний ракетний двигун

Для забезпечення подачі компонентів палива (КП) в двигун при проведенні вогневих випробувань у вакуумному стенді використовуються балони окисника й пального. Об'єм балонів – 130 л., робочий тиск – 156.9 бар (160 кгс/см²). Для кожного компоненту палива використовується по два балони.

З метою пришвидшення роботи відкриття штатних клапанів окисника та пально, були додатково встановлені ресивери у лінії подачі компонентів палива від стендових балонів. Без встановлення ресиверів відкриття електроклапанів триває у 8 разів довше. Характеристики ресивера наведена у таблиці 3.3.

Таблиця 3.3 - Характеристики ресивера

Найменування параметра	Величина
Об'єм порожнини для зберігання КП, л	9.6

Продовження Таблиці 3.3

Найменування параметра	Величина
Робоче тіло порожнини КП	АТ або НДМГ
Робоче тіло порожнини теплоносія	вода, азот,
Газ наддуву	етиленгліколь
Робочий тиск у порожнині КП, бар (кгс/см ²)	98 (100)
Робочий тиск у порожнині теплоносія, бар (кгс/см ²)	36.3 (37)
Внутрішній діаметр порожнини КП, мм	98
Умовний діаметр прохідного перерізу штуцерів, мм:	
– для подання КП:	20
– для подачі газу наддуву:	20
– для подачі/відведення теплоносія:	20
– для подачі гелію (насичення КП)	6

Ресивери окисника та пального призначені для зменшення коливань тиску компонентів палива, що виникають у стендовій системі під час запуску двигуна, зокрема для компенсації тимчасового провалу тиску в момент пуску. Їх використання дозволяє забезпечити стабільну подачу компонентів у камеру згоряння та мінімізувати гідродинамічні збурення, які можуть негативно впливати на роботу двигуна.

Ресивери розташовані на вакуумному стенді у безпосередній близькості до двигуна, що мінімізує втрати тиску у магістралях і підвищує ефективність компенсації пульсацій. Вони підключені до стендової лінії подачі компонентів палива паралельно, що дозволяє рівномірно розподіляти потік та забезпечувати надійність роботи системи при змінних режимах подачі.

Конструктивно ресивер являє собою герметичну ємність, що складається з двох порожнин. Одна з них призначена для акумулювання компонентів палива, тоді як інша забезпечує циркуляцію теплоносія, необхідного для

термостатування. Така конструкція дозволяє підтримувати стабільний температурний режим компонентів, що є важливим фактором для забезпечення їх фізико-хімічних властивостей і покращення характеристик згоряння.

Оптимізація конструкції ресиверів включала розрахунковий аналіз їх об'єму, матеріалів та параметрів циркуляції теплоносія, що дозволило забезпечити їхню ефективну роботу при різних режимах навантаження. Конструктивні особливості ресивера, його основні розміри та схема роботи наведені на рисунку 3.26.

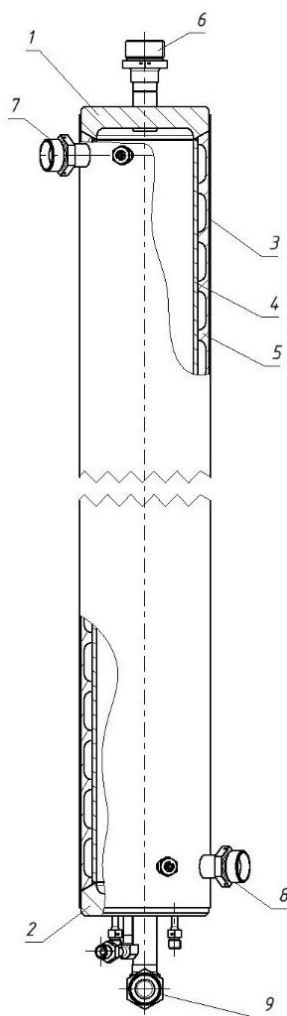


Рисунок 3.26 – Конструкція ресивера

1 – днище верхнє; 2 – днище нижнє; 3 – кожух (зовнішній); 4 – труба; 5 – ребро; 6 – штуцер подачі газу наддуву; 7, 8 – штуцер зливу та підведення теплоносія; 9 – штуцер зливу та підведення компонентів палива

Згідно з рисунком 3.26 ресивер складається з днища верхнього 1 і нижнього днища 2, труби 4 для зберігання компонентів палива, кожуха 3, що

утворює порожнину для теплоносія і складається з двох напівциліндрів, виготовлених за допомогою згинання листової заготовки. Між трубою та кожухом ресивера встановлені ребра, що формують рівномірний зазор. Насичення компонентів палива проводиться барботуванням через трубку, встановлену на нижньому днищі, в якій виконано ряд отворів для подачі гелію. На кожусі 3 передбачені штуцери для подачі та відведення теплоносія, а також контролю температури.

Ресивери оснащені засобами контролю тиску та рівня заправки компонентів палива. Для контролю рівня заправки ресивера використовується два методи:

- дистанційний, вимірювання перепаду тиску диференціальними датчиками тиску BFT 210 між газовою й рідинною порожнинами (визначення висоти стовпа рідини);
- візуальний, за мірними склом.

3.5 Система вимірювання та реєстрації параметрів

Система вимірювань і реєстрації, що застосовується у випробувальному стенді, складається з наступних функціональних блоків:

- засобів вимірювань (датчики);
- шафи автоматики;
- програмного забезпечення.

Засоби вимірювань необхідні для збору та реєстрації параметрів, що реєструються при проведенні вогневих випробувань двигуна або перевірки роботоспроможності випробувального стенду. Також до складу засобів вимірювань входять кабельні лінії від датчиків до шафи управління, які служать для живлення датчиків та передачі даних.

Шафа автоматики виконана на основі контролера National Instruments серії CompactRIO з дочірніми модулями вводу-виводу для підключення датчиків та виконавчих механізмів. Шафа автоматики виконує реєстрацію параметрів,

керування виконавчими механізмами (керування електроприводами дроселів окисника та пального) та зв'язок з кімнатою керування через провідний інтерфейс Ethernet.

Модулі введення-виводу, встановлені в шафі автоматики, забезпечують вимірювання та реєстрацію параметрів відповідно до переліку датчиків в таблиці 3.4. Перелік і кількість параметрів може масштабуватися під необхідність, що виникає, при додатковій установці відповідних модулів.

Таблиця 3.4 – Перелік параметрів, що реєструються системою замірів

Тип датчика	Кількість каналів	Частота опитування (Гц)
Струмові датчики 4-20 мА.	28	1000
Струм і напруга ЕК	4	1000
Тензодатчики Full Bridge. Вт212 та НВМ U10М	15	1000
Термопары тип К	9	100
П'єзоакселерометри із повторювачем напруги. Датчики типу АВС, АНС та ЛХ611	6	40000
Рахункові канали 24В. Датчики типу ТПР/ТДР	32	Опитування кожного каналу кожні 14 мкс.

Система вимірювань та реєстрації забезпечує спільну роботу із засобами вимірювань (датчиками) тензометричного, потенціометричного, п'єзоелектричного типів, струмових перетворювачів тиску, термометрів опору та термопар.

Система вимірювання та реєстрації дозволяє створювати віртуальні канали вимірювання, наприклад, проводиться реєстрація телеметричної інформації кожного силовимірювального датчика тяговимірювального пристрою, а потім у

віртуальному каналі виконується підсумовування всіх трьох сигналів для отримання величини тяги двигуна.

Система вимірювання та реєстрації дозволяє проводити «обнулення» каналу реєстрації, що полегшує подальшу обробку результатів випробувань. Це використовується, наприклад, для «обнулення» сигналу «віртуального» каналу тяговимірювального пристрою для того, щоб не враховувати масу двигуна і початковий вплив стендових магістралей, що підводять компоненти палива (показання параметра тяги двигуна перед випробуваннями встановлюється на рівні нуля), що дозволяє проводити реєстрацію чинного значення тяги двигуна при вогневих випробуваннях.

Збір даних із випробувального стенду та об'єкта випробувань проводиться однією системою вимірювання та реєстрації з прив'язкою до системи реального часу (RTS). Загальний вигляд шафи автоматики з модулями вводу-виводу та з'єднувачами для кабельної мережі датчиків наведено на рисунку 3.27.



Рисунок 3.27 – Загальний вигляд стендової шафи автоматики

Система вимірювання та реєстрації містить в своєму складі підсистему регулювання та підтримки витрат. Підсистема забезпечує керування двома

стендовими дроселями (окисника та пального), які регулюють витрати компонентів палива, що подаються в двигун.

Дроселі керуються гібридними кроковими електродвигунами, які у свою чергу керуються програмно-логічним контролером Siemens. Логіка роботи програмно-логічного контролера побудована за принципом відстеження поточних положень дроселів та помилок електродвигуна (пропуски кроків), формування (на підставі отриманих даних) керуючих сигналів та видачі їх на електродвигуни. Формування керуючих сигналів на електродвигуни (підтримки заданої витрати) організовано зворотним зв'язком за витратами компонентів палива – інформація про положення вала електродвигуна (кут повороту дроселя) та витрати КП (зі стендових датчиків витрат, встановлених у лініях подачі КП в двигун), надходить у програмно-логічний контролер, який порівнює задану витрату КП та фактичне значення витрати та видає команду на відкриття або закриття дроселя. Зв'язок із підсистемою регулювання та підтримки витрат виконується за протоколом Ethernet.

Програмне забезпечення виконане в середовищі розробки LabView і складається з двох субмодулів – FPGA і NI LinuxRT. Субмодуль FPGA працює на частоті 40 МГц і виконує процеси, у яких критична швидкість виконання. Субмодуль NI LinuxRT забезпечує:

- реєстрацію вимірюваних параметрів;
- зв'язок з субмодулем FPGA;
- зв'язок пультовий з шафою автоматики;
- синхронізацію робіт усіх систем.

Управління технологічними операціями, підготовчими роботами стенду та проведенням вогневих випробувань проводяться з пультової, що містить робоче місце оператора. Робоче місце оператора забезпечує можливість:

- контролювати процес підготовки до вогневих випробувань та виконання технологічних операцій;
- контролювати процес перевірки стендових систем;
- стежити за перебігом вогневих випробувань;

- вносити калібрувальні характеристики засобів вимірювань (датчиків);
- налаштовувати циклограму вогневих випробувань;
- проводити збір даних під час проведення вогневих випробувань або технологічних операцій;
- проводити експрес аналіз результатів, отриманих при вогневих випробувань;
- проводити підготовку баз даних для передачі з метою подальшого аналізу.

Робоче місце оператора у пультовій складається з двох моніторів та ноутбука зі спеціальним програмним забезпеченням. На моніторі «А» відображається графічна інформація, поточні показання засобів вимірювання, стан функціональних частин системи автоматики, циклограма та статус її виконання. Монітор підключається до ноутбука через кабель HDMI. Монітор «В» використовується для відображення інформації з камери відеоспостереження, встановленої у вогневому боксі таким чином, щоб стежити за об'єктом випробувань під час вогневих випробувань.

Ноутбук з'єднаний із контролером National Instruments CompactRIO, встановленим у шафі автоматики, за протоколом Ethernet.

Для спостереження за перебігом випробувань двигуна використовується система відеоспостереження. Відеокамери встановлені у вогневому боксі та передають зображення на монітор «В», встановлений у пультовому стенді. Система відеоспостереження має в своєму складі цифровий реєстратор відеоданих, що забезпечує можливість аналізу відеоматеріалів у процесі та після проведення вогневих випробувань двигуна.

3.6 Висновки до Розділу 3

У результаті проведених розрахунково-експериментальних робіт розроблено робоче місце у вигляді стенда, для випробування двигунів малої тяги в умовах, що імітують вакуум.

Створено та реалізовано пневмогідравлічну схему випробувального стенда. Описані основні технічні вимоги, які ставляться для виконання завдання.

Розроблена та практично реалізована циклограма роботи випробувального стенда, а також, двигуна, що випробовується. Додатково, наведений перелік основних команд керування випробувальним стендом, відповідно до циклограми.

Описані та експериментально випробувані основні системи вакуумного стенду, серед яких – газо-ежекторна установка, газодинамічна частина (газодинамічні труби), вакуум-камера, тяговимірювальний пристрій. Штатна робота під час випробувань підтвердила правильність застосованих технічних рішень і забезпечила створення умов, максимально наближених до реальних умов роботи двигунів у космічному просторі.

Описані та експериментально випробувані системи подачі компонентів палива в рідинний ракетний двигун, що випробовується.

Розроблена та практично реалізована система реєстрації параметрів під час випробування.

РОЗДІЛ 4. РОЗРОБКА ЕКСПЕРЕМЕНТАЛЬНОЇ ГАЗО-ЕЖЕКТОРНОЇ УСТАНОВКИ ДЛЯ СТВОРЕННЯ УМОВ, ЩО ІМІТУЮТЬ ВАКУУМ

У четвертому розділі дисертаційної роботи поетапно розглянуто процес експериментальної розробки та виготовлення газо-ежекторної установки для розрідження робочого об'єму газодинамічної частини випробувального стенду.

У підрозділі 4.1 описані основні концептуальні та інженерні підходи, які були використані під час проєктування газо-ежекторної установки.

У підрозділі 4.2 наводяться основні характеристики газо-ежекторної установки. Наведені циклограми роботи даної установки.

У підрозділі 4.3 описується процес проєктування та виготовлення газо-ежекторної установки. Наведено приклади впровадження адитивних технологій в конструкцію виробу. Описуються основні конструктивні елементи газо-ежекторної установки.

4.1 Основні концепції, що були закладені під час проєктування газо-ежекторної установки.

Газо-ежекторна установка – це частина вакуумного стенду, необхідного для імітації висотних умов під час проведення вогневих випробувань виробу. ГЕУ є газовим ежектором, що встановлюється між двома газодинамічними трубами та призначена для створення необхідного тиску навколишнього середовища (розрідження) у вакуум-камері. Приклад встановлення газо-ежекторної установки у вакуумному стенді наведений в Розділі 3 даної роботи. Газо-ежекторна установка є одним із конструктивних методів створення середовища, що імітує вакуум. Решту існуючих методів, що використовуються для імітації вакууму при вогняних випробуваннях наведено в Розділі 1 даної роботи. Надійна робота газо-ежекторної установки є запорукою успішного підтвердження характеристик висотних ракетних двигунів, чого неможливо

досягти при випробуваннях в умовах атмосферного тиску. Створення конструкції газо-ежекторної установки є відповідальним процесом, а конструктивні рішення, що закладаються, повинні бути спрямовані на забезпечення надійної та стійкої роботи установки, що рівнозначно успішному функціонуванню вакуумного стенду.

При розробці газо-ежекторної установки вирішуються наступні задачі:

- забезпечення зручності монтажу конструкції та її експлуатації (конструкція повинна мати можливість простого доступу до основних елементів складання);
- забезпечення високої надійності та запасу міцності;
- мінімально можливі габарити через обмеження доступної довжини робочого простору;
- забезпечення мінімального часу виготовлення й складання.

Однією з важливих завдань розробки газо-ежекторної установки було максимально можливе скорочення виробничого циклу. Застосування методу адитивного виробництва дозволило значно знизити кількість вхідних деталей, технологічних операцій та, відповідно, час виготовлення різних конструктивних елементів газо-ежекторної установки.

Застосування методу адитивного виробництва прогнозовано обумовлює конструктивні зміни, оскільки граничні умови для забезпечення успішного друку іноді розходяться з попередньо закладеними методиками проєктування тих чи інших елементів. Ці конструктивні зміни, а також обмеження технології, дозволяють отримувати вироби з характеристиками, що відрізняються від тих деталей, що виготовлені традиційними методами виробництва. Проте ці характеристики не впливають на результативність та загальну роботу, а іноді і покращують їх.

Кожне підприємство, що займається експериментальною розробкою тих чи інших елементів є унікальним і обмеженим в своїх можливостях. Зважаючи на значні часові та трудові витрати при розробці, виробництві, обслуговуванні

вогняних стендів, а також стендових систем, у конструкцію газо-ежекторної установки закладено наступні основні концепції:

4.1.1 Технологічна простота конструкції

До заходів, що ведуть до технологічного спрощення, слід віднести:

- мінімальну кількість складальних одиниць;
- застосування номенклатури типових (рішень, що застосовувались раніше і зарекомендували себе як надійні) матеріалів й методів їх обробки;
- впровадження відпрацьованих елементів, запроваджених на підприємстві виробнику.

4.1.2 Підвищення надійності конструкції та робочого процесу

Відмова від традиційних методів виготовлення, дозволяє знизити кількість матеріальної частини, що застосовується, та кількість виробничих операцій, при цьому вплинути як і на надійність конструкції як окремих елементів, так і на газо-ежекторної установки в цілому.

Можливість підвищення надійності газо-ежекторної установки у тому числі досягається зменшенням кількості деталей складання, а також введенням елементів конструкції, що дозволяють проводити додаткові заходи щодо охолодження теплонавантажених місць. Конструкція газо-ежекторної установки має забезпечувати працездатність у заданому діапазоні робочих параметрів і надійність запуску системи. Запуск та робота установки, що створює середовище, яка імітує вакуум, повинна забезпечуватись у температурному діапазоні від 0 С до плюс 50 °С. Даний діапазон обумовлений температурою замерзання води, що використовується як охолоджуюча рідина.

Забезпечення надійної роботи конструкції в умовах підвищених температур (робота в потоці продуктів згоряння двигуна верхнього ступеня) типово досягається шляхом застосування жароміцних і жаростійких матеріалів, організацією зовнішнього охолодження, формування пристінного шару за

допомогою периферійних форсунок з тангенціальною закруткою та організацією стійкого робочого процесу. Проектування газо-ежекторної установки із застосуванням простих змішувальних елементів та докладний аналіз протікання робочого процесу дозволяє організувати рівномірне підведення газоподібного окисника в порожнину камери згоряння для досягнення кращого перемішування компонента та великої повноти згоряння.

4.2 Основні характеристики газо-ежекторної установки

Підбір основних характеристик було проведено з логіки доступності тих чи інших матеріалів. В таблиці 4.1 наведені компоненти палива, що забезпечують роботу газо-ежекторної установки.

Таблиця 4.1 - Компоненти палива газо-ежекторної установки

Паливна пара	Де використовується	Режим
Повітря + Спирт	Камера ГЕУ	Основний режим роботи
АТ + НДМГ	Запалювальний пристрій ГЕУ	Запуск
Решта компонентів		
Компонент	Де використовується	Режим
Вода	Камера ГЕУ (охолодження)	Запуск + Основний режим + Зупинка
Повітря	Камера ГЕУ	Запуск, Зупинка, Продування запалювального пристрою на основному режимі

У таблиці 4.2 наведено основні параметри, що характеризують роботу газо-ежекторної установки.

Таблиця 4.2 - Основні характеристики газо-ежекторної установки

Номінальні параметри ГЕУ	Значення
Вхідний тиск	
Налаштування тиску повітря на редукторі, кгс/см ² *	100.8
Тиск повітря на вході до ГЕУ, кгс/см ²	90.8
Тиск спирту на вході до ГЕУ, кгс/см ²	85.4
Тиск АТ на вході в камеру запалювального пристрою ГЕУ, кгс/см ²	81.8
Тиск НДМГ на вході в камеру запалювального пристрою ГЕУ, кгс/см ²	75.3
Основний режим	
Тиск у камері ГЕУ, кгс/см ²	70
Температура у камері ГЕУ, °C	1044
Витрата повітря у камері ГЕУ, кг/с	7.425
Витрата спирту у камері ГЕУ, кг/с	0.782
Витрата води на охолодження камери ГЕУ, кг/с	5
Співвідношення компонентів у камері ГЕУ	9.5
Витрата АТ у камері запалювального пристрою ГЕУ, кг/с	0.0471
Витрата НДМГ у камері запалювального пристрою ГЕУ, кг/с	0.0285
Співвідношення компонентів у камері запалювального пристрою ГЕУ	1.65

Примітка. *Налаштування тиску повітря на редукторі проводиться з урахуванням коригування перепаду на редукторі за допомогою формули:

$$\Delta P = \frac{0.0442422 \times \dot{m}_B^2 \times T_B}{P_B} \quad (4.1)$$

де \dot{m}_B – масова витрата повітря (кг/с);

T_B – температура повітря до редуктора (К);

P_B – тиск повітря до редуктора (кг/с).

Циклограма запуску та зупинки роботи газо-ежекторної установки показана на рисунку 4.1 та 4.2 відповідно.

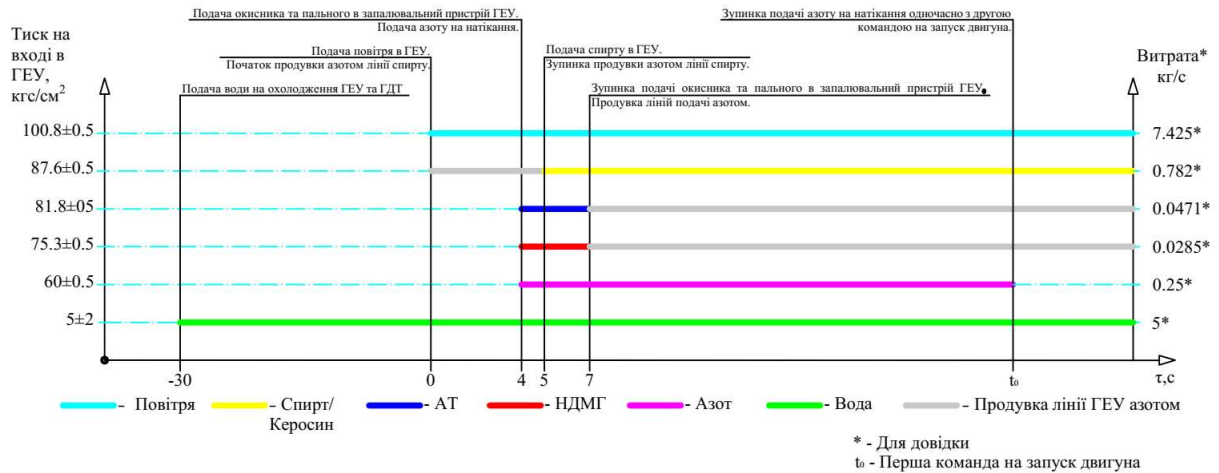


Рисунок 4.1 – Циклограма запуску газо-ежекторної установки

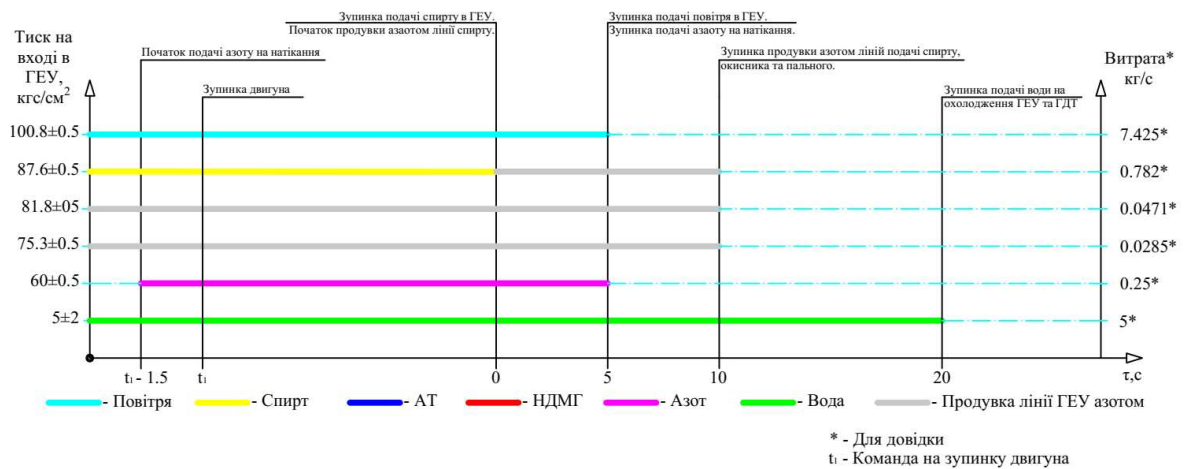


Рисунок 4.2 – Циклограма зупинки газо-ежекторної установки

Циклограма запуску та зупинки газо-ежекторної установки відображає послідовність дій і часові інтервали, необхідні для стабільної роботи системи.

4.3 Проектування газо-ежекторної установки та її конструктивних елементів

Проектування газо-ежекторної установки та її конструктивних елементів проводилося з урахуванням основних концепцій, які включають адитивний спосіб виготовлення, технологічну простоту та забезпечення необхідних робочих параметрів. Ці концепції були обрані для оптимізації процесу виробництва, підвищення ефективності експлуатації та зниження витрат на виготовлення елементів системи.

Загальний вигляд газо-ежекторної установки, а також схеми реалізації підводу робочих компонентів продемонстровані на рисунках 4.3, 4.4 та 4.5 відповідно. На цих рисунках представлено не лише конструктивні особливості установки, але й взаємозв'язки між її компонентами, що дозволяє краще зрозуміти принципи роботи системи. Адаптація адитивних технологій виготовлення забезпечила високу точність виготовлення деталей та можливість реалізації складних геометричних форм, що позитивно вплинули на аеродинамічні характеристики установки.

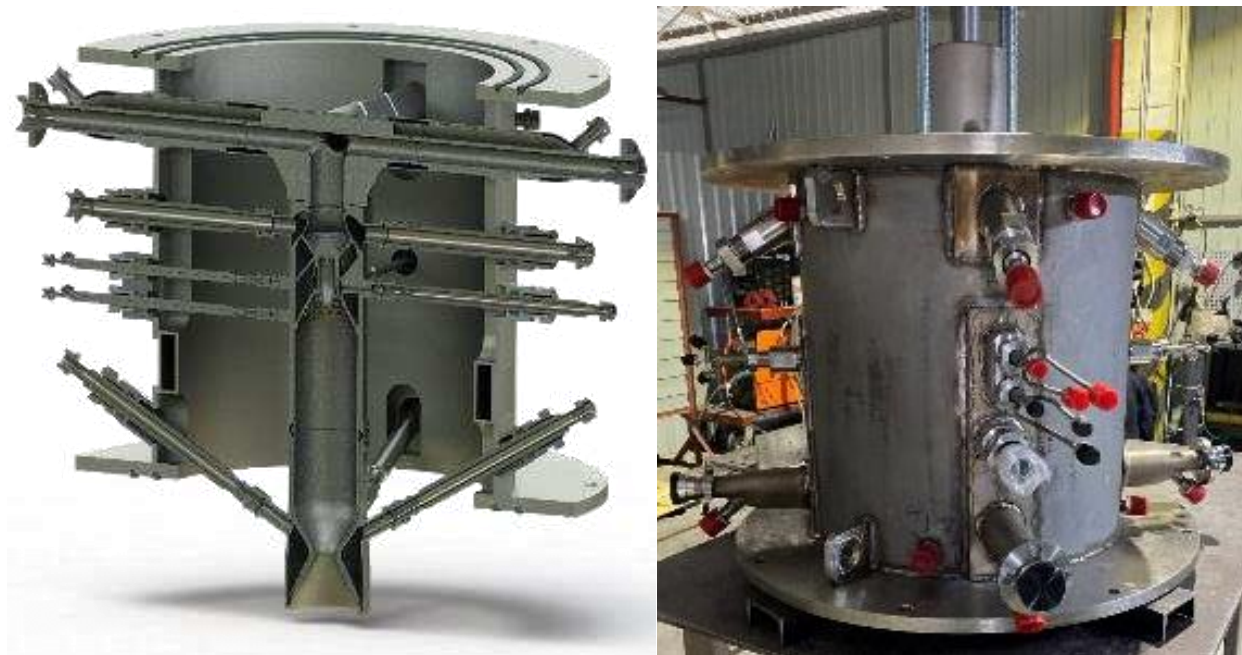


Рисунок 4.3 – Загальний вигляд газо-ежекторної установки

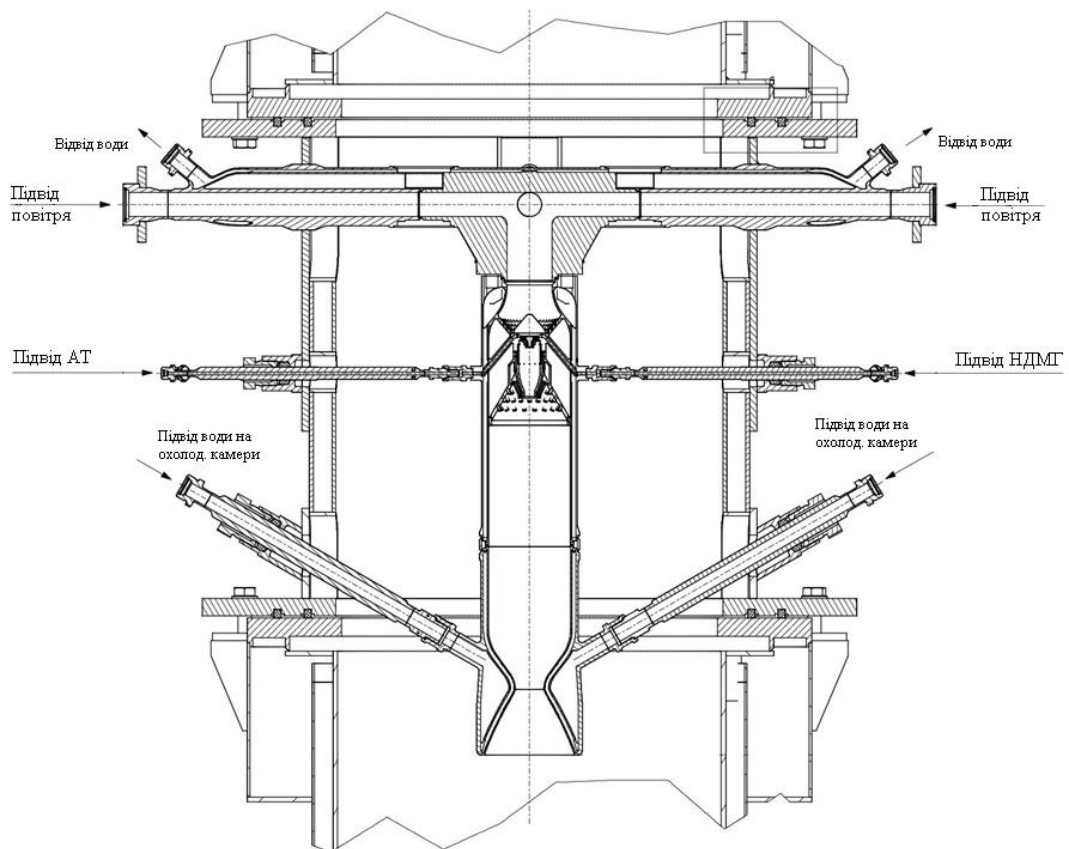


Рисунок 4.4 - Схема підведення робочих компонентів в газо-ежекторну установку

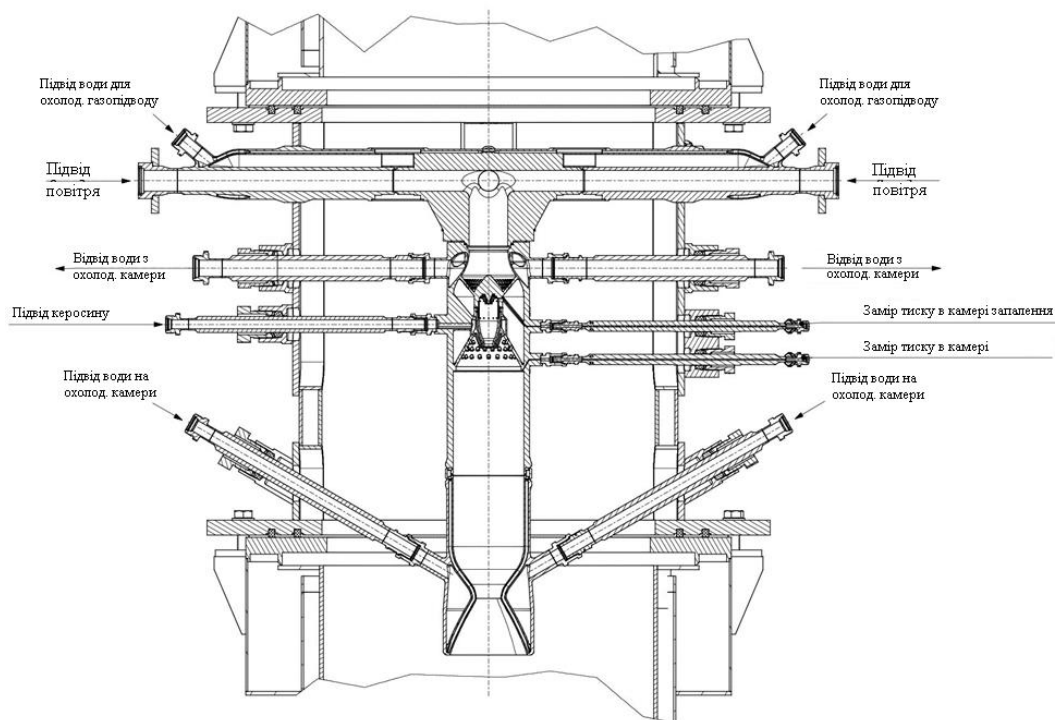


Рисунок 4.5 - Схема підведення робочих компонентів в газо-ежекторну установку

Загальна конструкція випробувального стенду, а також інтеграція газо-ежекторної установки показана в Розділі 3 даної роботи.

Корпус газо-ежекторної установки - це зварна конструкція, виготовлена класичним методом зі сталі 12X18H10T, газо-ежекторна установка складається з двох обичайок, двох силових фланців для кріплення ГЕУ до ГДТ1 та ГДТ2 і штуцерів для герметизації трубопроводів подачі робочих компонентів у камеру газо-ежекторної установки.

Конструкція корпусу газо-ежекторної установки проектується, виходячи з наступних основних вимог, що можуть змінюватись залежно від поставленого технічного завдання:

- простота виготовлення;
- забезпечення високої надійності та запасу міцності;
- зручність монтажу.

Для захисту від впливу високотемпературних продуктів згоряння в конструкції корпусу передбачено контур зовнішнього охолодження. Рівномірність розподілу води у охолоджувальному контурі забезпечується спеціальними пристроями, що рівномірно розподіляють рідину. Подача та відведення води здійснюється через вісім штуцерів, встановлених на корпусі.

Під час встановлення камери газо-ежекторної установки в корпус актуальною задачею є підвід компонентів в камеру. Для цього на корпусі передбачено спеціальні вирізи, що дозволяють розташовувати трубопроводи для подальшого їх підключення до стендових систем. З метою герметизації на зазначені вирізи встановлюються накладки зі штуцерами, що принципово дозволяє виконувати заміну трубопроводів ГЕУ у разі потреби. Дані конструктивні рішення є типовими в різних галузях і гарно себе зарекомендували.

Камера газо-ежекторної установки призначена для створення високонапірного газового потоку, який, розганяючись у надзвуковому соплі, ежектуює низьконапірний газ, тим самим реалізуючи ефект самоежекції. Важливо добиватися найбільш оптимального співвідношення показників ефективності

разом зі збереженням відносної простоти конструкції. З описаних міркувань, в конструкції камери газо-ежекторної закладено прості, але перевірені рішення з різних відкритих джерел, а саме, забезпечення високої повноти згоряння і надійної роботи за умов агресивного зовнішнього впливу високотемпературних продуктів згоряння.

Основними компонентами палива камери газо-ежекторної установки обрана пара повітря-газ або повітря-спирт. Їх застосування хоч і зумовлене простотою та доступністю, проте має низку особливостей. Наприклад, зазначена паливна пара диктує необхідність застосування запального пристрою, що з конструктивної точки зору призводить до додаткового ускладнення конструкції камери газо-ежекторної установки. Так, для запуску камери застосовано перевірене рішення у вигляді запального пристрою, що по суті є рідинним двигуном малої тяги, який працює на самозаймистих компонентах палива. Компоненти АТ і НДМГ запального пристрою при контакті один з одним самозаймаються і мають достатню енергетику для запуску камери газо-ежекторної установки. Загальний вигляд камери згоряння ГЕУ показаний на рисунку 4.6.

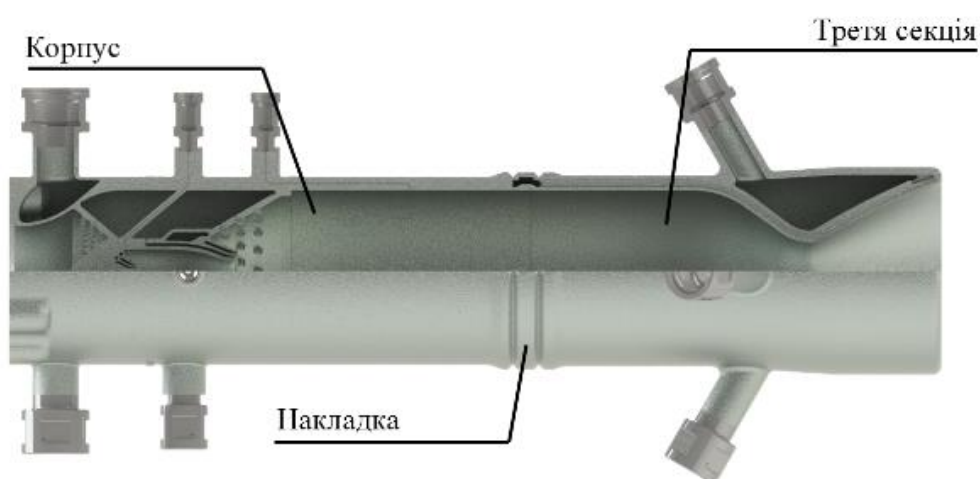


Рисунок 4.6 – Загальний вигляд камери згоряння ГЕУ

Отримана конструкція камери газо-ежекторної установки має відносну простоту, надійність, а також високі питомі характеристики, що, враховуючи обмеженість її призначення, робить її уніфікованою для сучасної аерокосмічної

галузі. Дана установка може створювати попереднє розрідження середовища (до приблизно 5333 Па (40 мм. рт. ст.) згідно з проведеними випробуваннями, що описані в Розділі 2 даної роботи). За умови роботи рідинного двигуна в парі з газо-ежекторною установкою, таким чином, створення самоежекції, можна отримати певний діапазон рідинних ракетних двигунів, поділених по потужності, які можна випробовувати на стенді.

Камера згоряння виконується з урахуванням всіх концепцій: виконана методом адитивних технологій, складається з мінімальної кількості деталей і містить відпрацьовані раніше конструктивні рішення.

З метою підвищення надійності конструкція камери згоряння проектується з максимально простою. Конструктивно камера згоряння складається з Корпусу, Третьої секції, Накладки, підвідних та вимірювальних штуцерів. Складні елементи, такі як пояси завіс не застосовувалися, а виконання вимог щодо температурного стану стінок камери згоряння забезпечувалося як формуванням пристінкового шару від форсунок змішувальної головки, так і формуванням проточного тракту охолодження.

Охолодження стінки камери газо-ежекторної установки було реалізовано найпростішим чином через канал з ребра постійної висоти по контуру камери, що знову ж таки є типовим та перевіреним часом рішенням. Підведення компоненту в тракт охолодження організований через чотири патрубки, які рівномірно розташовані по колектору Третьої секції. Висока масова витрата охолоджуючої рідини та вимоги щодо малого перепаду тиску в тракті зумовлювали велику площу проточного каналу. Як результат, був розроблений тракт з геометричними параметрами, наведеними в таблиці 4.3. Схема геометричних розмірів тракту наведена на рисунку 4.7.

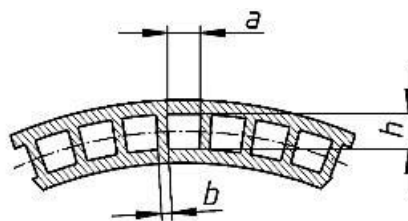


Рисунок 4.7 – Схема розмірів тракту охолодження

Таблиця 4.3 – Геометричні характеристики тракту охолодження

Параметр	Циліндрична частина	Мінімальний перетин	Перетин підводу рідини
Кількість каналів, n , прим.	60		
Ширина каналу, a , мм	4.5	1.5	5
Товщина ребра, b , мм	1.5	1	1.5
Висота каналу, h , мм	5		

Методика використання охолоджуючих трактів є поширеною практикою в ракетно-космічній галузі. З розвитком адитивних технологій, їх виробництво значно полегшилось, проте додалися технологічні обмеження у вигляді форм самих каналів та шорсткості поверхонь. Наприклад в патентах та роботах [72-77] представлені різні ідеї та конструктивні рішення для охолодження камер згоряння рідинних ракетних двигунів. Методика обрахунку та реалізації аналогічна, що і в камері згоряння газо-ежекторної установки.

Проектування змішувальних елементів камери газо-ежекторної установки. Для виконання вимог при проектуванні змішувальних елементів та наявних обмежень за робочими параметрами, метода виготовлення та специфіки стендового обладнання було реалізовано такі рішення:

- застосування методу адитивних технологій;
- комбінування струменевих та відцентрових форсунок газоподібного окисника;
- формування пристінкового шару шляхом розташування периферійного поясу форсунок з додатковою закруткою окисника;
- відцентрова форсунка пального.

Загальний вигляд змішувальної головки камери газо-ежекторної установки показаний на рисунку 4.8.

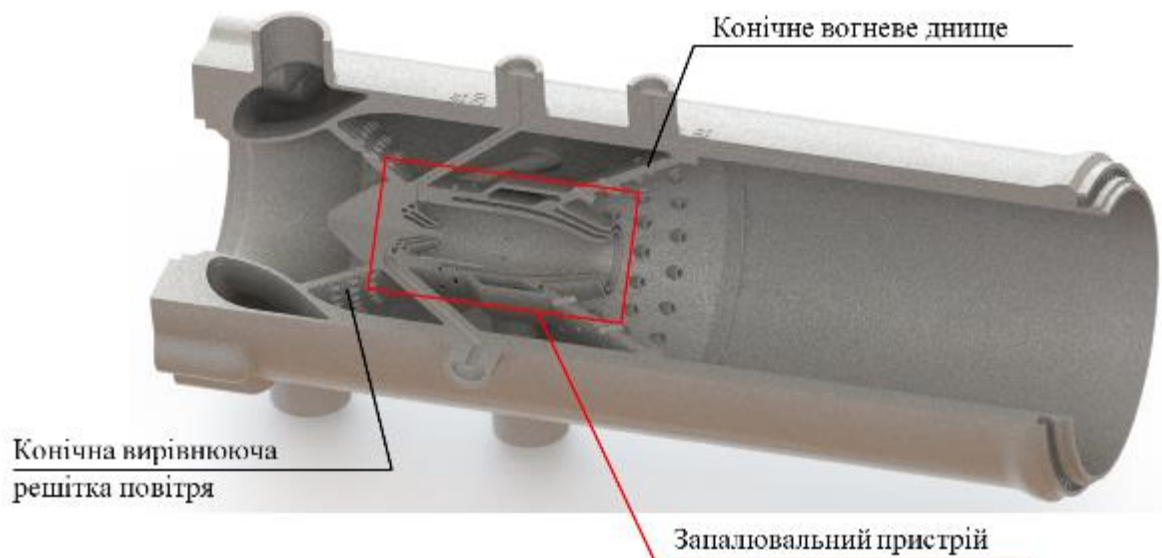


Рисунок 4.8 - Загальний вигляд головки змішувача камери ГЕУ

Запалювальний пристрій і підтримка процесу горіння є ключовими елементами у забезпеченні ефективної роботи камери газо-ежекторної установки, розробленої на компонентах палива типу повітря-гас або повітря-спирт. Використання цих матеріалів обумовлене їх доступністю, не токсичністю та простотою зберігання і транспортування. Водночас це накладає певні вимоги на розробку системи запалення, яка має бути простою у конструкції, надійною в роботі та здатною забезпечувати стабільне горіння в широкому діапазоні режимів роботи установки.

Конструктивно система запалювання реалізована шляхом встановлення рідинного двигуна малої тяги концентрично до камери згоряння газо-ежекторної установки. Це рішення дозволяє створити локальну зону високої температури та сприяє ініціації горіння основної паливно-повітряної суміші. Як показано на рисунку 4.9, запалювальний пристрій розташовується між конічною вирівнювальною решіткою для подачі повітря та конічним вогневим днищем змішувальної головки. Ця зона підсилена трубопроводами, через які подаються компоненти палива та окисника, що забезпечує стабільність роботи пристрою. Усі елементи камери згоряння на запалювального пристрою, спроектовані відповідно до технологічних обмежень 3D-друку.

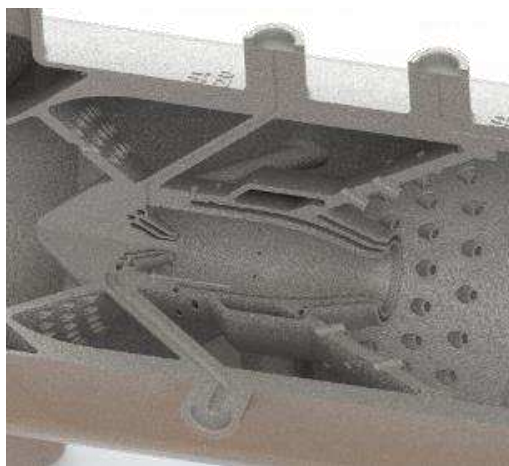


Рисунок 4.9 - Загальний вигляд запалювального пристрою газо-ежекторної установки

Особливістю конструкції є використання аеродинамічної вирівнювальної решітки, яка сприяє рівномірному розподілу повітряного потоку, мінімізує турбулентність і забезпечує оптимальні умови для запалення суміші. Крім того, конічна форма змішувальної головки забезпечує ефективне змішування палива і повітря, що дозволяє швидко досягати стійкого горіння.

Для підтримки горіння, система оснащена додатковими каналами подачі палива, що гарантує стабільну роботу установки навіть за змінних умов зовнішнього середовища. Це особливо важливо для забезпечення надійності запуску і тривалої експлуатації установки, наприклад, у системах багаторазового використання або автономних енергетичних комплексах.

Запалювальний пристрій розрахований на роботу в умовах високих температур і тисків, що характерні для камер згоряння. Його матеріали та конструкція вибрані таким чином, щоб витримувати термічні і механічні навантаження, зберігаючи при цьому високу ефективність. Додатково система запалення може бути інтегрована з автоматичними системами керування для моніторингу процесу горіння й внесення коригувань у режим роботи, що ще більше підвищує її надійність та функціональність.

Основні характеристики запалювального пристрою наведено у таблиці 4.4.

Таблиця 4.4 – Основні характеристики запалювального пристрою на основному режимі

Параметр	Значення
Окисник	АТ
Пальне	НДМГ
Витрата АТ у камері підпалу ГЕУ, кг/с	0.0471
Витрата НДМГ у камері підпалу ГЕУ, кг/с	0.0285

Запуск системи запалення проводиться у момент, коли в камеру газо-ежекторної установки відбувається подача повітря без подачі етанолу. У момент запуску запалювального пристрою параметри роботи системи запалення та параметри всередині камери газо-ежекторної установки відрізняються від робочих, які були представлені в таблиці 4.4. Основні характеристики запалювального пристрою на момент запуску газо-ежекторної установки представлені в таблиці 4.5.

Таблиця 4.5 - Основні характеристики запалювального пристрою на момент запуску ГЕУ (до подачі етанолу)

Параметр	Значення
Тиск у камері ГЕУ до подачі етанолу, кгс/см ²	39.2
Витрата АТ у камері підпалу, кг/с	0.0894
Витрата НДМГ у камері підпалу, кг/с	0.0745
Витрата повітря у камері ГЕУ, кг/с	8.1
Співвідношення компонентів у камері запалювання	1.2

Сумішоутворення в камері запалювання забезпечується двокомпонентною відцентрово-тангенціальною форсункою. Теорія обрахунку основних

характеристик форсунки даного типу, описана в роботі [78]. Дані форсунки забезпечують надійну роботу, достатню рівномірність розподілу компонентів за площею перерізу камери згоряння та якісне перемішування компонентів у процесі роботи запальовального пристрою і, як наслідок, характеризуються високим коефіцієнтом повноти згоряння. Форсунка пального спроектована з профільованим центральним тілом для покращення характеристик розпилу компонента.

Оскільки газо-ежекторна установка працює серед продуктів згоряння висотного двигуна єдиним можливим параметром з метою оцінки якості протікання робочого процесу всередині запального пристрою є тиск всередині камери запального пристрою. Вимірювання тиску в камері запального пристрою організовується через замірний канал діаметром 1 мм з-під конуса розпилу форсунки і виведений трубопроводом, що реалізується методом 3D-друку без технологічних підтримок

Підведення компонентів на форсунки запальовального пристрою виконується каналами 4 мм розташованими в одній площині, радіально протилежно. Підведення компонентів на форсунки запального пристрою показано на рисунку 4.10.

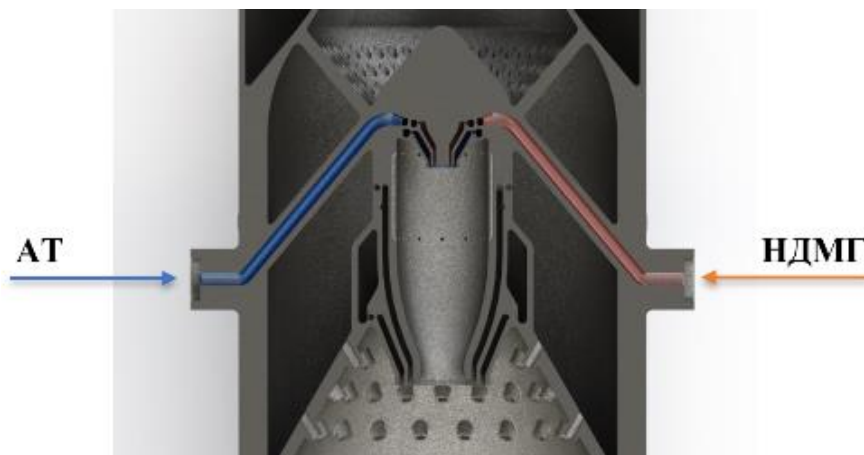


Рисунок 4.10 - Підведення компонентів палива в запальний пристрій

Підведення компонентів палива на форсунки здійснюється через колектор напівкільцевої форми, призначений для вирівнювання поля швидкості компонентів перед тангенціальними отворами форсунки.

Форсунки окисника забезпечують подачу газоподібного окисника в камеру згоряння за комбінованою схемою, яка включає струменеві форсунки, відцентрову центральну форсунку повітря та ряд форсунок пристінного шару. Такий підхід дозволяє досягти оптимального розподілу окисника та забезпечити ефективне згоряння.

Струменеві форсунки розташовані трьома концентричними колами по вогневому днищу, що сприяє більш рівномірному розподілу потоку окисника. Вони мають відхилення осі на 30 градусів від осі камери згоряння та направлені в ядро потоку. Це дозволяє покращити перемішування компонентів, а також усунути зону горіння, що виникає біля вогневого днища. Таким чином, забезпечується більш стабільний та ефективний процес згоряння.

Геометрія та основні характеристики струменевих форсунок, включаючи їх діаметри, витрату та тиск, наведені у таблиці 4.6. Ці параметри є важливими для досягнення оптимальних умов згоряння та підвищення ефективності роботи установки в цілому. Аналіз характеристик форсунок дозволяє визначити їх відповідність проектним вимогам та забезпечити надійність експлуатації в умовах високих температур і тисків.

Таблиця 4.6 – Геометричні розміри струминних форсунок окисника

Параметр	1 ряд	2 ряд	3 ряд
Кількість форсунок, шт	12	18	18
Діаметр форсунки, d , мм	3		
Довжина форсунки, $l_{\text{вх}}$, мм	8.2		
Масова витрата через одну форсунку, \dot{m} , кг/с*	0.1295	0.1177	0.1175
Кут нахилу осі форсунки, β , град	30		

Примітка. * параметр отримано розрахунковим шляхом моделювання процесу у середовищі Solidworks Flow Simulation.

Геометрія та основні характеристики форсунок пристінкового шару наведені в таблиці 4.7.

Таблиця 4.7 – Геометричні розміри форсунок пристінного ряду.

Параметр	Пристінні форсунки
Кількість форсунок, шт	12
Діаметр форсунки, d, мм	3
Протяжність каналу, $l_{\text{вх}}$, мм	18.6
Масова витрата через одну форсунку, \dot{m} , кг/с*	0.1026
Кут вектора швидкості компонента щодо осі камери ГЕУ, β , град	54

Примітка. * параметр отримано розрахунковим шляхом моделювання процесу серед Solidworks Flow Simulation.

Використання пристінкового ряду форсунок дозволило обмежити тепловий вплив продуктів згоряння на стінку камери згоряння. На рисунку 4.11 показана закрутка повітря в шарі пристінок, а також початок розпаду пристінкового шару на відстані 50 мм від вихідної кромки отворів. Дані отримані шляхом моделювання процесу в програмному середовищі Solidworks Flow Simulation.

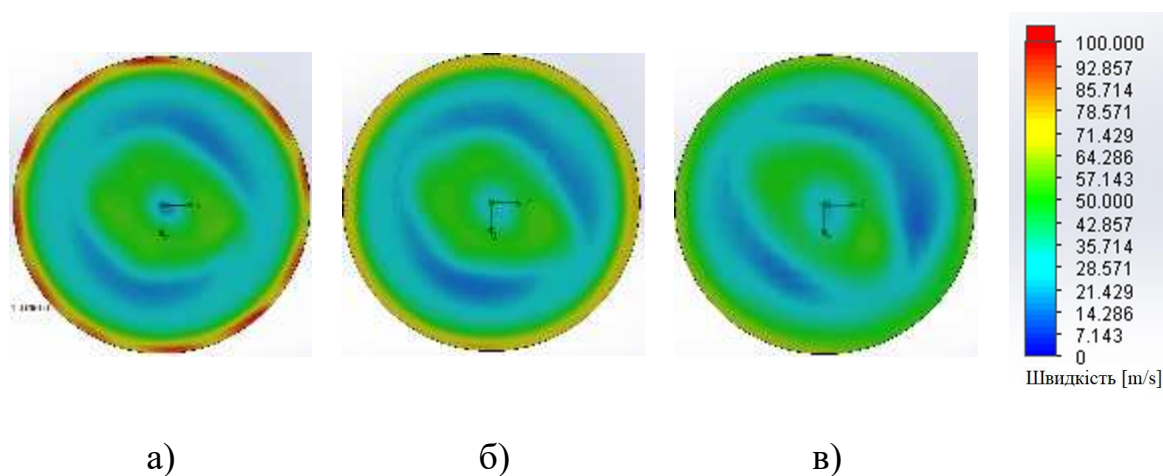


Рисунок 4.11 - Картина формування пристінного шару порожнини камери ГЕУ

а) перетин 10 мм від торця; б) перетин 30 мм від торця; в) перетин 50 мм від торця

Для зниження вихрової зони і з метою формування загороджувального шару холодного окисника в конструкцію головки змішувача вводиться додатковий ряд форсунок з тангенціальною закруткою. У конструкції ці форсунки були виконані як профільовані канали на ділянці циліндричному вогневого днища змішувальної головки.

З метою підвищення ефективності процесу розпилення окисника в камері згоряння було впроваджено відцентрову форсунку окисника, загальний вид та реалізація якої, показана на рисунку 4.12. Її використання дозволяє забезпечити рівномірне змішування компонентів палива поблизу зони запалювання, що критично важливо для підтримання стабільного процесу горіння. Вибір відцентрової конструкції форсунки окисника зумовлений потребою у мінімізації ймовірності загасання полум'я, що особливо актуально під час роботи установки в умовах змінного навантаження або при короткотривалих включеннях.

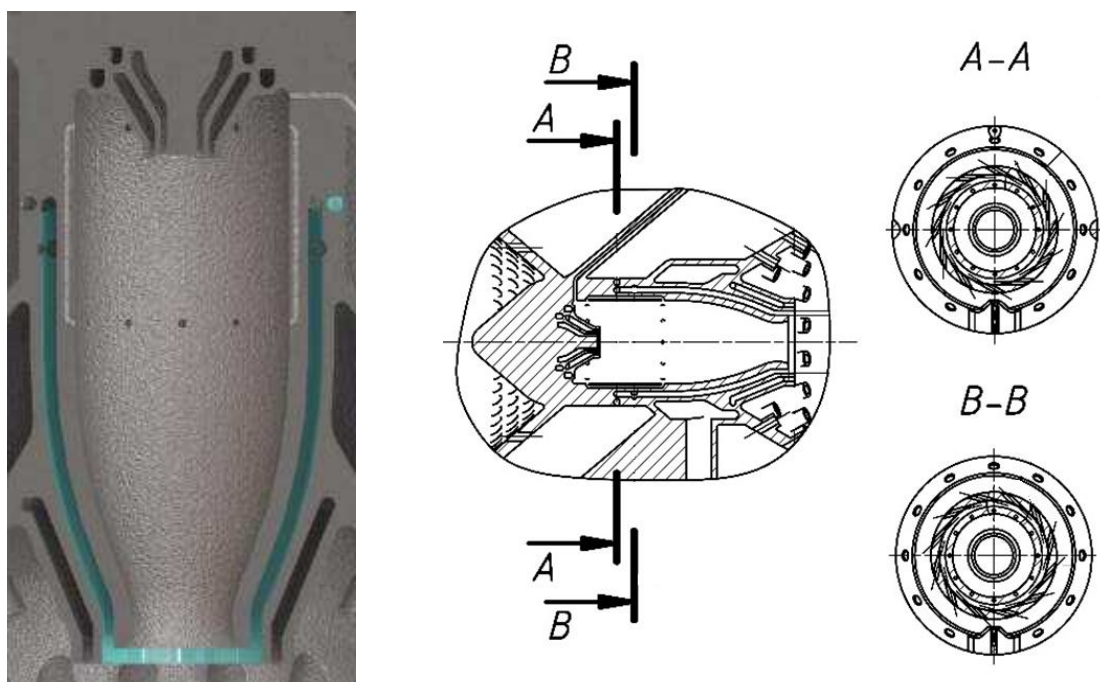


Рисунок 4.12 - Загальний вигляд та конструкція центральної форсунки окисника

Конструкція відцентрової форсунки окисника має низку специфічних особливостей, які сприяють її ефективній роботі. Зокрема, профільоване центральне тіло забезпечує стабілізацію потоку окисника, а два пояси

тангенціальних отворів формують заданий кут розпилення, що дозволяє уникнути локальних перевантажень у зоні горіння. Підігрів компонента палива, здійснюваний через контакт із теплом камери запалювального пристрою, дозволяє знизити в'язкість окисника та забезпечити кращу його аеродинамічну інтеграцію з паливною сумішшю.

Детальні геометричні характеристики та параметри роботи відцентрової форсунки наведені у таблиці 4.8, що дозволяє оцінити її ефективність і застосовність для різних типів установок. Її інтеграція до складу камери згоряння відкриває нові можливості для оптимізації робочих параметрів і підвищення загальної енергоефективності двигуна.

Таблиця 4.8 – Геометричні розміри центральної форсунки окисника.

Параметр	Значення
Кількість тангенціальних отворів, шт	24
Діаметр тангенціальних отворів, $d_{\text{вх}}$, мм	2
Довжина тангенціальних отворів, $l_{\text{вх}}$, мм	6.5
Радіус камери закрутки, $R_{\text{вх}}$, мм	18.8
Діаметр сопла форсунки, $d_{\text{с}}$, мм	21.3
Кут нахилу конічної частини камери закрутки, φ , град	23
Величина кільцевого зазору на виході із сопла форсунки, a , мм	1.5
Величина кільцевого зазору за контуром центрального тіла до сопла форсунки, a' , мм	2
Масова витрата, \dot{m} , кг/с	0.868

Окрім цього, відцентрова форсунка дозволяє адаптувати процес подачі окисника під різні режими роботи двигуна, що робить її універсальною для використання в багатьох типах камер згоряння. Наприклад, у випадках зміни

співвідношення компонентів палива або роботи в умовах змінного атмосферного тиску, така форсунка зберігає стабільність своєї роботи завдяки автоматичному регулюванню подачі окисника.

Форсунка пального. Підведення пального до порожнини камери згоряння здійснюється через відцентрову форсунку, яка розташована в центральній частині ядра камери. Така конструкція забезпечує точність і стабільність подачі пального, сприяючи рівномірному змішуванню компонентів у зоні горіння. У поєднанні з відцентровою форсункою окисника формується двошарова структура розпилу, де конус окисника розташовується всередині, а конус пального зовні. Така взаємодія потоків дозволяє отримати оптимальний ступінь турбулентності, що сприяє інтенсивному перемішуванню компонентів і, як наслідок, ефективному згорянню палива.

Важливою перевагою є те, що система подачі пального дозволяє реалізовувати режими низького та високого тягового навантаження без необхідності складних змін у конструкції. Це досягається за рахунок оптимального профілю розпилу компонентів та високої точності їх дозування, що знижує витрати пального і підвищує енергоефективність установки. Геометричні розміри форсунки наведені на рисунку 4.13 і таблиці 4.9.

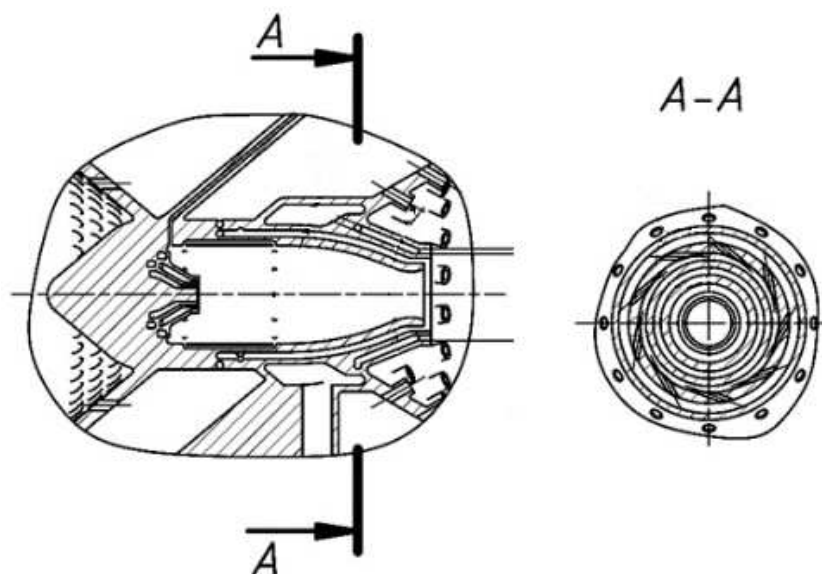


Рисунок 4.13 - Загальний вигляд та конструкція форсунки пального

Таблиця 4.9 – Геометричні розміри форсунки пального

Параметр	Значення
Кількість тангенціальних отворів, шт	9
Діаметр тангенціальних отворів, $d_{\text{вх}}$, мм	2
Довжина тангенціальних отворів, $l_{\text{вх}}$, мм	8.1
Радіус камери закрутки, $R_{\text{вх}}$, мм	20.5
Діаметр сопла форсунки, $d_{\text{с}}$, мм	26.7
Кут нахилу конічної частини камери закрутки, φ , град	22
Величина кільцевого зазору на виході із сопла форсунки, a , мм	1.5
Величина кільцевого зазору за контуром центрального тіла до сопла форсунки, a' , мм	2.1
Масова витрата, \dot{m} , кг/с	0.782

Розташування форсунки пального забезпечує симетричність і стабільність подачі, що є важливим для підтримання рівномірного теплового поля в камері згоряння. Це не тільки покращує процес горіння, але й зменшує ризик утворення локальних гарячих зон, які можуть викликати передчасне зношення конструктивних елементів.

Підведення пального на форсунку виконане через трубопровід розташованого перпендикулярно до осі камери газо-ежекторної установки. Для успішного друку даного елемента переріз був розділений ребром, що розділяється вгору у напрямку друку. Ребро виступає підтримкою для верхньої поверхні каналу і спроектовано так, щоб вносити мінімальні зміни в гідравлічні характеристики підведення пального, порівняно зі звичайним трубопроводом.

Газопідвід повітря. Елемент забезпечує силову характеристику розміщення камери згоряння газо-ежекторної установки, а також подає повітря

в неї. Газопідвід є складним конструктивним елементом, що працює в середовищі підвищених температурних навантажень.

Основні завдання, які розглядаються під час проєктування газопідводу газо-ежекторної установки:

- мінімізація тривалості виробничого циклу;
- висока надійність конструкції;
- надійна фіксація камери газо-ежекторної установки в корпусі;
- достатнє охолодження конструкції газопідводу;

Загальний вигляд газопідводу повітря показний на рисунку 4.14.



Рисунок 4.14 - Загальний вид газопідводу

Короткий аналіз доступних виробничих методів виявив суттєві переваги адитивного виробництва в умовах наявних обмежень. Газопідвід, виготовлений традиційними методами, складається з великої кількості окремих деталей, з'єднаних зварними швами. Це ускладнює процес виробництва, подовжує його тривалість і вимагає значних зусиль на контроль якості, включаючи численні випробування на міцність та герметичність. Також це підвищує ризик зниження надійності через накопичення похибок під час складання. Окрім цього, забезпечення достатнього охолодження в умовах класичних методів виготовлення створює серйозні конструктивні та технологічні труднощі. Конструкція та реалізація газопідводу, чудовий приклад реалізації використання адитивних технологій в перевагу традиційним методам виробництва.

Вибір методу адитивного виробництва дозволив усунути більшість вищезазначених недоліків. Застосування технологій 3D-друку забезпечило створення газопідводу зі складною внутрішньою конфігурацією, що складається лише з п'яти елементів, зведених до мінімуму завдяки інтеграції складальних компонентів у монолітну структуру. Завдяки хрестоподібній формі газопідвід забезпечує рівномірний розподіл навантажень і надійне кріплення камери ежектора у чотирьох точках корпусу. Така конструкція не лише зменшує вагу й спрощує монтаж, але й підвищує загальну жорсткість системи. Краплеподібна форма магістралей підведення повітря в конструкції газопроводу обрана з кількох міркувань:

- підвищення жорсткості конструкції за рахунок оптимального розподілу механічних напружень при відносно незначному збільшенні маси;
- забезпечення можливості виготовлення конструкції в межах існуючих технологічних обмежень;
- зменшення аеродинамічного опору під час руху повітряного потоку, що сприяє підвищенню ефективності роботи всієї системи;
- забезпечення рівномірного охолодження конструкції завдяки оптимальній формі внутрішніх каналів, що сприяє продовженню терміну служби газопроводу.

На рисунку 4.14 зображена конструкція центральної частини газопідводу.



Рисунок 4.14 – Конструкція центральної частини газопідводу

зліва – 3D-модель центральної частини, справа – готова деталь після механічної обробки

Одним із критичних аспектів розробки є забезпечення ефективного охолодження газопідводу в умовах впливу високотемпературних продуктів згоряння. Для цього в конструкції передбачено інтегрований охолоджуючий тракт, розроблений з використанням сучасних методів чисельного моделювання. В якості охолоджуючої рідини використовується звичайна вода. Проведені симуляції в середовищі SolidWorks Flow Simulation підтвердили ефективність проєктного рішення, забезпечуючи рівномірне охолодження стінок газопідводу навіть за екстремальних умов експлуатації.

Система охолодження базується на оптимізованій схемі підведення охолоджувальної рідини до стінок газопідводу. Завдяки геометрії тракту вдалося забезпечити мінімальні теплові напруження в критичних зонах конструкції. Детальна схема тракту та організація підведення охолоджувальної рідини наведена на рисунку 4.15. Подальші експериментальні випробування підтвердили відповідність розробленого виробу заявленим вимогам, що свідчить про перспективність використання адитивних технологій у подібних задачах.

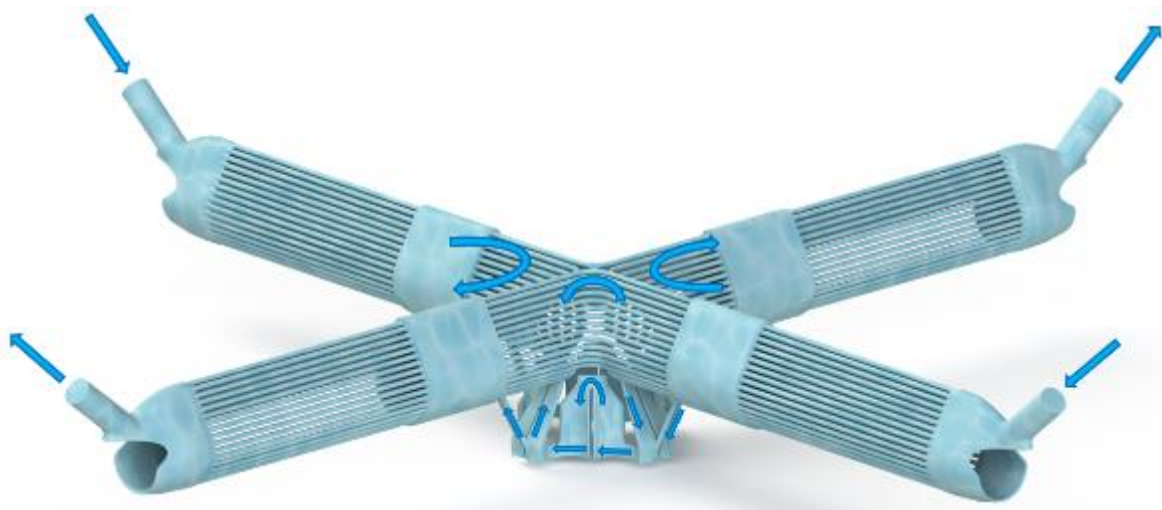


Рисунок 4.15 – Схема охолодження газопідводу

Застосування адитивного виробництва також дало змогу скоротити виробничий цикл і зменшити витрати на виготовлення. При цьому досягнуто більш високої точності та повторюваності форми, а також виключено низку потенційних дефектів, властивих традиційним технологіям, таких як зварні

тріщини або напруження в місцях з'єднання. У підсумку, отриманий виріб демонструє високу надійність, довговічність і відповідність вимогам.

4.4 Висновки до Розділу 4

У результаті проведення робіт, наведених у Розділі 4, створено працездатну та випробувану конструкцію газо-ежекторної установки, яка відповідає заданим вимогам і продемонструвала високу надійність у реальних умовах експлуатації. Виріб виконує поставлені функції в широкому діапазоні робочих параметрів, що дозволяє використовувати його для різних завдань, пов'язаних із випробуванням рідинних ракетних двигунів. Завдяки впровадженню адитивного виробництва вдалося суттєво скоротити виробничий цикл, мінімізувати обсяг зварних з'єднань і досягти високої точності виготовлення складних елементів.

Розроблена конструкція газо-ежекторної установки успішно пройшла автономні вогневі випробування у складі вогневого стенду, що підтверджує правильність прийнятих концептуальних і конструктивних рішень. Зокрема, проведено не менше 4 автономних налаштувальних запусків установки для оптимізації робочих параметрів, а також 6 вогневих запусків у складі повноцінного випробувального стенду з висотним ракетним двигуном, що випробовується. Запуски засвідчили стабільність і ефективність роботи газо-ежекторної установки. Установка дозволяє здійснювати попереднє розрідження робочого об'єму до 40 мм. рт. ст.

Газо-ежекторна установка забезпечує стабільну роботу в широкому діапазоні змін робочих параметрів, що робить її універсальним інструментом для використання у сучасних програмах випробувань. Додатково, отримані результати можуть бути використані для вдосконалення конструкційних рішень майбутніх газо-ежекторних систем, зокрема для умов експлуатації в екстремальних середовищах або при випробуваннях нових типів ракетних двигунів.

Також, широке використання адитивних технологій, дозволяє зробити наступні висновки:

- адитивні технології дозволяють зменшити виробничі витрати та терміни виготовлення. Це явно виражається, наприклад, у кількості необхідного обладнання та технологічних оснасток, які б використовувались при традиційних методах виробництва;

- використання адитивних технологій суттєво зменшує час, який необхідний для проєктування виробів;

- використання адитивних технологій, дозволяє реалізовувати конструктивні концепції, які б було не можливо створити традиційними методами виробництва;

- використання адитивних технологій, дозволяє швидко вносити у виріб конструктивні зміни, без необхідності залучення додаткового виробничого обладнання чи людських ресурсів.

РОЗДІЛ 5. РОЗРОБКА ВІБРАЦІЙНОГО ЗАХИСТУ ЕЛЕМЕНТІВ ВАКУУМНОГО СТЕНДА

У п'ятому розділі дисертаційної роботи розглянуто вплив вібраційних навантажень, що створюються внаслідок нестабільності термо-газодинамічних процесів горіння в камері згоряння рідинного ракетного двигуна та газо-ежекторної установки випробувального стенда, що імітує вакуумне середовище.

У підрозділі 5.1 описана основна природа та типи вібраційного навантаження. Розглянуто та проаналізовано отримані дані з осьових та поперечних датчиків віброприскорень, що встановлювались на корпусі камери згоряння рідинного ракетного двигуна та газо-ежекторної установки. Показані приклади пошкоджень в наслідок вібраційних навантажень.

У підрозділі 5.2 розроблена практичні рекомендації, що до вібраційного захисту елементів випробувального стенда.

5.1 Аналіз вібраційних навантажень в наслідок роботи газо-ежекторної установки та рідинного ракетного двигуна

Вібрація або механічні коливання є поширеним явищем у технічних системах і конструкціях, включаючи ракети, де вони виникають через дію внутрішніх та зовнішніх збурень. Це рух матеріальної точки або механічної системи, під час якого значення фізичних величин, що характеризують цей рух, змінюються в часі в періодичному або квазіперіодичному режимі [78]. Вібрації можуть мати різні форми, включаючи гармонійні (синусоїдальні), широкосмугові та ударні коливання, які можуть бути як одиночними, так і багаторазовими. Усі матеріальні тіла, що мають масу і пружність, здатні до коливань, тому вібрація є невід'ємною складовою роботи багатьох інженерних конструкцій.

У конструкціях ракет чи конкретно рідинних ракетних двигунів механічні коливання є важливим чинником, що впливає на їхню цілісність і

функціонування. Зокрема, вібрації впливають не лише на корпус ракети, але й на її внутрішні системи, включаючи корисне навантаження. Корисне навантаження зазвичай містить чутливі електронні пристрої, такі як передавачі, датчики, гіроскопи, а також системи керування, які мають низьку стійкість до механічних збурень. Через це контроль і мінімізація впливу вібрацій є критично важливими для забезпечення надійності та довговічності місії [79].

Зменшення передачі вібрацій у ракетних системах здійснюється за допомогою кількох методів, спрямованих на розсіювання енергії або ізоляцію джерела коливань:

- зміна власної частоти системи, що дозволяє уникнути резонансу, коли частота збурення є незмінною;
- використання розсіювачів енергії, таких як прокладки або пружні матеріали, що зменшують амплітуду коливань;
- ізоляція вібрацій, що досягається шляхом введення ізолюючих елементів, які змінюють жорсткість і демпфування системи;
- активні системи віброзахисту, які динамічно компенсують збурення, використовуючи електромеханічні чи гідравлічні механізми;
- додаткові маси, призначені для поглинання енергії вібрацій через явища резонансу та інерційного гасіння [80].

Вібраційні та ударні навантаження часто стають причиною пошкодження конструкцій і електронних компонентів корисного навантаження або призводять до відмов наземного обладнання. Це може спричинити часткову або повну втрату цілей місії. За даними дослідження [81], від 30% до 60% відмов космічних систем у перші 24 години пов'язані з вібраціями та акустичними навантаженнями. Зокрема, більшість відмов під час запуску або зупинки роботи двигунів ракет-носіїв відбуваються, коли перехідні нестаціонарні процеси мають найбільший вплив на роботу агрегатів і систем, а тому прогнозування рівня й характеру вібраційних навантажень при цьому вкрай складне або навіть є близьким до неможливого. Ненадійність електронних компонентів корисного

навантаження часто виявляється вже на початку місії, особливо у великих ракетах, через значний рівень динамічних навантажень.

Для вирішення цих проблем необхідно впроваджувати ефективні системи поглинання й ізоляції вібрацій. Ці системи повинні бути інтегровані у конструкцію ракети та забезпечувати зменшення амплітуди коливань до прийнятного рівня. Сучасні технології, такі як адаптивні демпфери, матеріали з високою демпфувальною здатністю та активні віброзахисні системи, відкривають нові можливості для зниження негативного впливу вібрацій, що суттєво підвищує надійність космічних апаратів.

Значна частка технічних об'єктів, що входять до складу наземного комплексу випробовування і обслуговування потребує захисту від вібрацій і акустичного навантаження, або самі є таким джерелом. Часто вібрація та акустичний шум між собою пов'язані і усунення однієї складової одночасно дозволяє зменшити негативну дію іншої. Під час проведення вогневих випробувань ракетних двигунів джерелами шуму і вібрацій є ціла низка агрегатів і складових конструкцій: двигун, корпусні панелі, дифузор тощо.

Акустичний захист всього приміщення задача досить складна і проблематична, тому ефективніше забезпечувати такий захист лише для зон, де знаходиться обслуговуючий персонал. На саме джерело шуму в цьому випадку вплив відсутній. Відомі і приклади активного акустичного захисту, коли аналізується спектр випромінюваних частот, визначаються найбільш значні з них і генерується сигнал в протифазі. Такі системи відомі з літературних джерел [81-85], але через складність і локалізованої дії в межах великих приміщень не знайшли поки широкого використання.

Часто причиною акустичного шуму є вібрація. Отже зменшення рівня вібрації або зсув частот в діапазон більш високих частот, дозволяє одночасно боротися і з акустичним шумом. Зсув частот, наприклад, шляхом збільшення жорсткості конструкції суттєво розширює можливості вібро- й акустичного захисту.

Вібрації негативно впливають на інженерні конструкції, створюючи загрозу їхній міцності та довговічності. Повторювані коливання часто призводили до виникнення аварій і серйозних техногенних катастроф. Особливо небезпечними вони стають у випадках, коли конструкції працюють у складних умовах, таких як високий тиск, температурні перепади чи агресивне середовище. Додатково вібрації можуть спричиняти накопичення мікротріщин у матеріалах, що з часом обумовлює їх руйнування. З огляду на це, боротьба з вібраційними навантаженнями є важливим завданням сучасного інженерного аналізу.

В аерокосмічній тематиці, ракетний двигун можна вважати одним із основних джерел генерації вібраційних навантажень. Фізично, джерелом вібраційних навантажень, в рідинному ракетному двигуні, є складні фізико-хімічні процеси, що виникають в наслідок нестабільності горіння палива. Це явище супроводжується нерівномірним розподілом температури, тиску та швидкості потоків. Високошвидкісний рух компонентів палива, їх змішування й подальше займання створюють коливальні явища, які переносяться через конструкцію двигуна.

Процеси горіння в камері згоряння нерідко супроводжуються явищем акустичної нестабільності, коли хімічна енергія, що виділяється під час реакції, взаємодіє з акустичними хвилями всередині камери [86]. Це може призвести до самозбудження, коли амплітуда коливань збільшується, спричиняючи додаткові механічні напруження в елементах конструкції двигуна. Такі явища можуть бути особливо небезпечними, оскільки здатні викликати втомні руйнування або навіть катастрофічний вихід двигуна з ладу.

Ще одним важливим фактором є нерівномірність подачі компонентів палива. В роботах [87-89] детально описуються ці процеси, а також пропонуються різні математичні моделі оцінки та підрахунку цих акустичних коливань в рідинних ракетних двигунах. Відмінності в тиску або витраті можуть викликати локальні зони з надлишком або нестачею пального, що призводить до нерівномірного горіння. Це створює нестаціонарні сили, які передаються на корпус двигуна і викликають вібрацію.

Також важливим джерелом коливань є турбонасосні агрегати, які забезпечують подачу палива в камеру згоряння. Високі швидкості обертання, дисбаланс ротора або гідродинамічні збурення в насосах можуть створювати додаткові вібраційні навантаження, що посилюються через резонанс з власними частотами двигуна.

Вище згадані фізичні процеси негативно впливають на конструкцію двигуна. У випробувальних стендах джерелом вібраційних навантажень може бути не лише РРД, а і установка, що створює попереднє розрідження робочого середовища, або ж створює вакуум. В даному випадку такою установкою є газо-ежекторна установка, детальна конструкція якої показана в Розділі 4, даної роботи. Саме газо-ежекторна установка, в даному випадку, є основним джерелом вібраційних навантажень, так як конструктивно є фізично більшим рідинним двигуном.

Під час проведення випробувань, в конструкції газо-ежекторної установки та рідинного ракетного двигуна, що випробовується, передбаченні місця під встановлення акселерометрів високочастотних коливань (АВС), які призначенні для вимірювання вібраційних та ударних прискорень в широкому діапазоні частот. Використання даного типу датчиків є типовим в ракетно-космічній сфері та дозволяє зафіксувати та оцінити величину прискорень, які створюються працюючими установками та агрегатами.

Високочастотні та низькочастотні коливання, викликані нерівномірним згорянням палива в камері згоряння та взаємодією газових потоків у соплі двигуна приводять до коливальних перевантажень при роботі рідинного ракетного двигуна. Ці вібрації можуть передаватись на структурні компоненти як двигуна в цілому так і ракети, що призводить до значних механічних навантажень, що створює ризик поламки. Крім того, вібрації можуть погіршити точність систем керування польотом, оскільки вони створюють додаткові проблеми для датчиків і виконавчих механізмів. Графік заміряних вібраційних перевантажень під час проведених випробувань рідинного ракетного двигуна

малої тяги в умовах, що імітують вакуум, показаний на рисунку 5.1. Аналіз отриманих даних проводився в програмному забезпеченні IgorPRO.

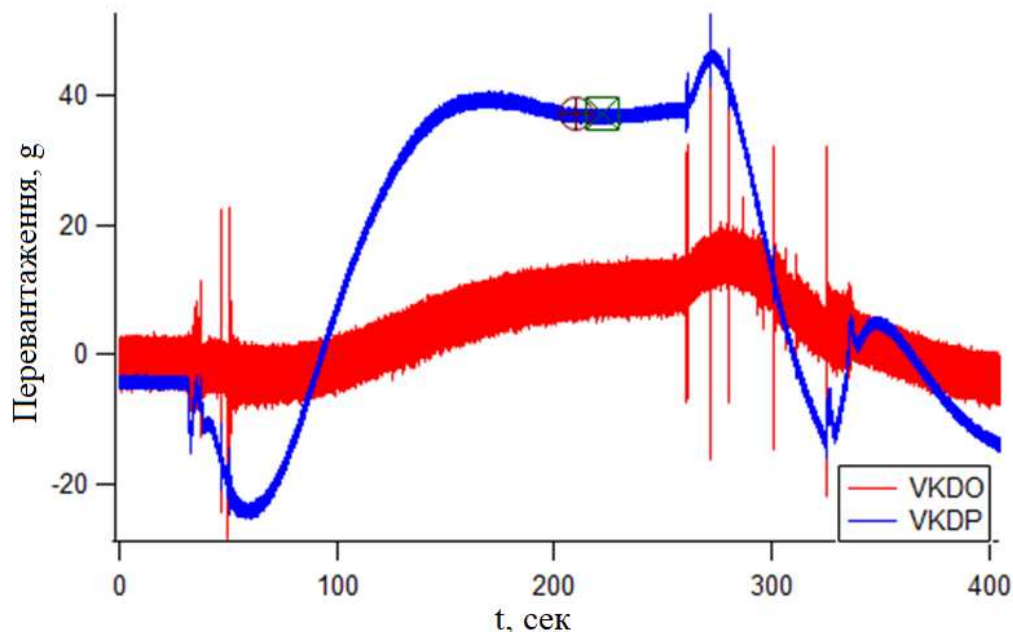


Рисунок 5.1 - Залежність від часу сигналів отриманих з датчиків віброперевантажень

VKDP – вібрація РРД в поперечному напрямку, VKDO – вібрація РРД в осьовому напрямку

Амплітудний спектр сигналу, отриманого з датчика поперечних віброприскорень VKDP для діапазону (0, 500Гц) показаний на рисунку 5.2, для діапазону (0, 20 кГц) – рисунок 5.3.

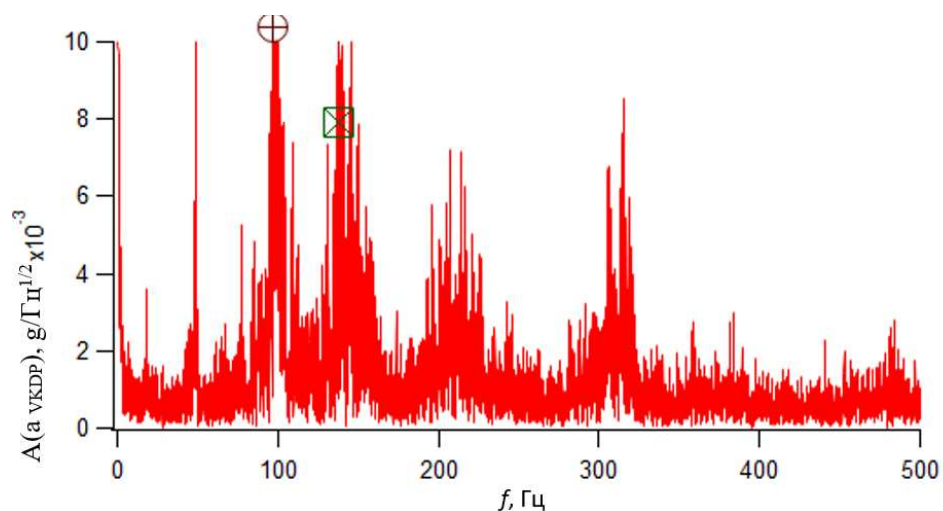


Рисунок 5.2 – Амплітудний спектр сигналу датчика VKDP для діапазону (0, 500Гц)

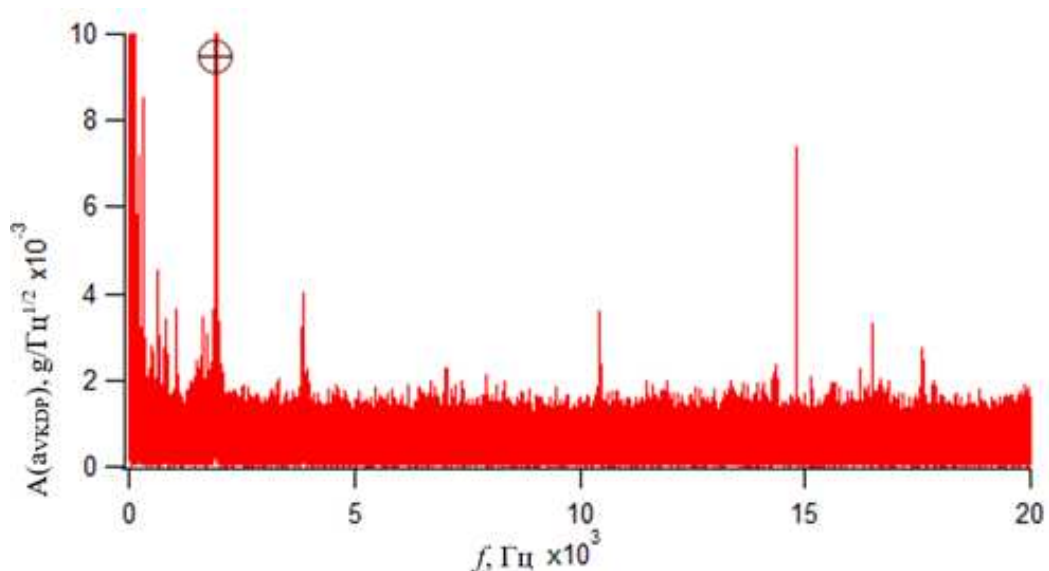


Рисунок 5.3 – Амплітудний спектр сигналу датчика VKDP
для діапазону (0, 20 кГц)

Вибір діапазонів обрано з врахуванням сталого режиму роботи рідинного двигуна, так як, згідно рекомендацій та інженерного досвіду, перехідні режими є більш нестабільними та не дають чіткого розуміння процесів.

Амплітудний спектр сигналу, отриманого з датчику поперечних віброприскорень VKDO для діапазону (0, 500Гц) показаний на рисунку 5.4, для діапазону (0, 20 кГц) – рисунок 5.5.

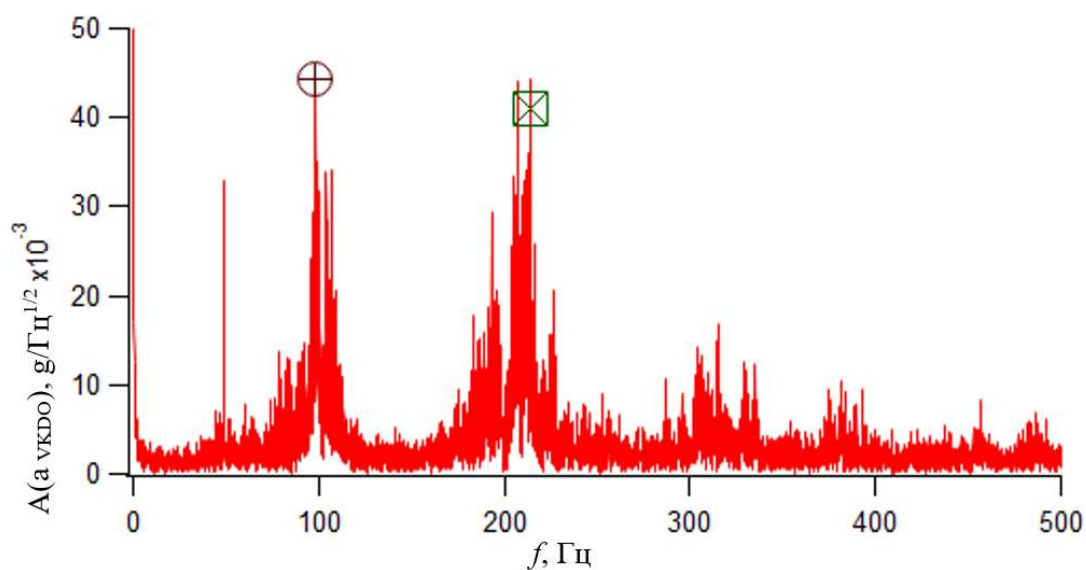


Рисунок 5.4 – Амплітудний спектр сигналу датчика VKDO
для діапазону (0, 500Гц)

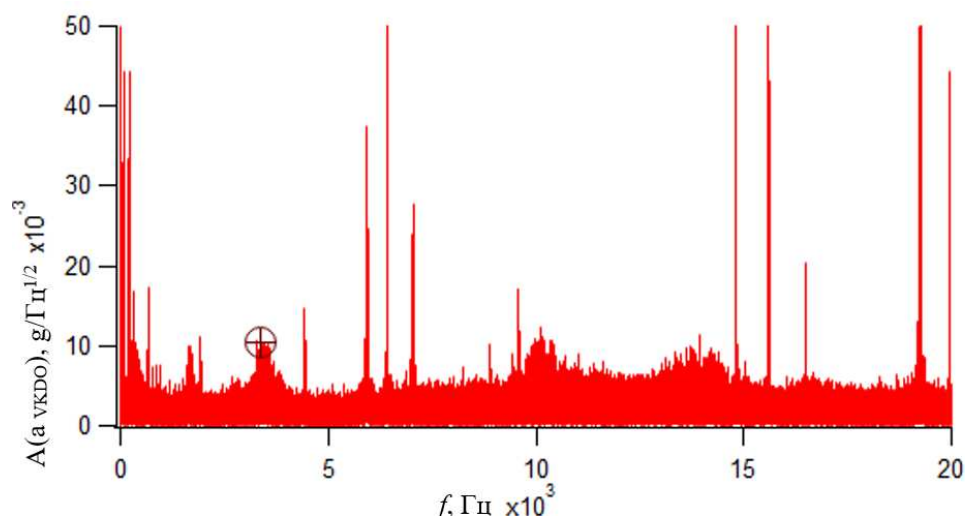


Рисунок 5.5 – Амплітудний спектр сигналу датчика VKDO
для діапазону (0, 20 кГц)

З метою комплексної оцінки отриманих вібраційних навантажень використаний спектральний аналіз. Даний підхід дозволяє виявити частотний склад сигналу. А також, в майбутньому, може бути використаний як метод оцінки стану конструкції.

На рисунках 5.2-5.5 спостерігаються пікові одиночні «стрибки». Ці «стрибки» не беруться до уваги, так як є просто шумами датчиків. В цілому, по датчиках віброперевантажень VKDO та VKDP можна сказати, що квазістатичні значення різко змінювались через нагрів конструкції датчиків, так як вони були розташовані в безпосередній близькості до камери згоряння рідинного ракетного двигуна, що випробовувався.

Домінантні частоти поздовжніх віброприскорень (датчик VKDO) – 96 Гц - 110 Гц, 208 Гц, 1.6 кГц, 3.3 кГц, 7.7 кГц, 10.2 кГц.

Домінантні частоти поперечних віброприскорень (датчик VKDP) – 99 Гц, 1.9 кГц.

Так як, конструктивно, газо-ежекторна установка має безліч спільних конструктивних елементів з рідинним ракетним двигуном, то і виникають схожі вібраційні навантаження в наслідок термо-газодинамічних процесів горіння. Під час проведення випробувань й внаслідок вібраційного навантаження зафіксовано пошкодження конструктивних елементів установки, що призвело до виведення

її з ладу та подальшого перегляду конструктивних рішень та пошуку можливих способів захисту устаткування від вібраційних навантажень. На рисунку 5.6 – 5.7 показані пошкодження в наслідок роботи газо-ежекторної установки.



Рисунок 5.6 – Загальний вигляд пошкодженої газо-ежекторної установки після випробувань

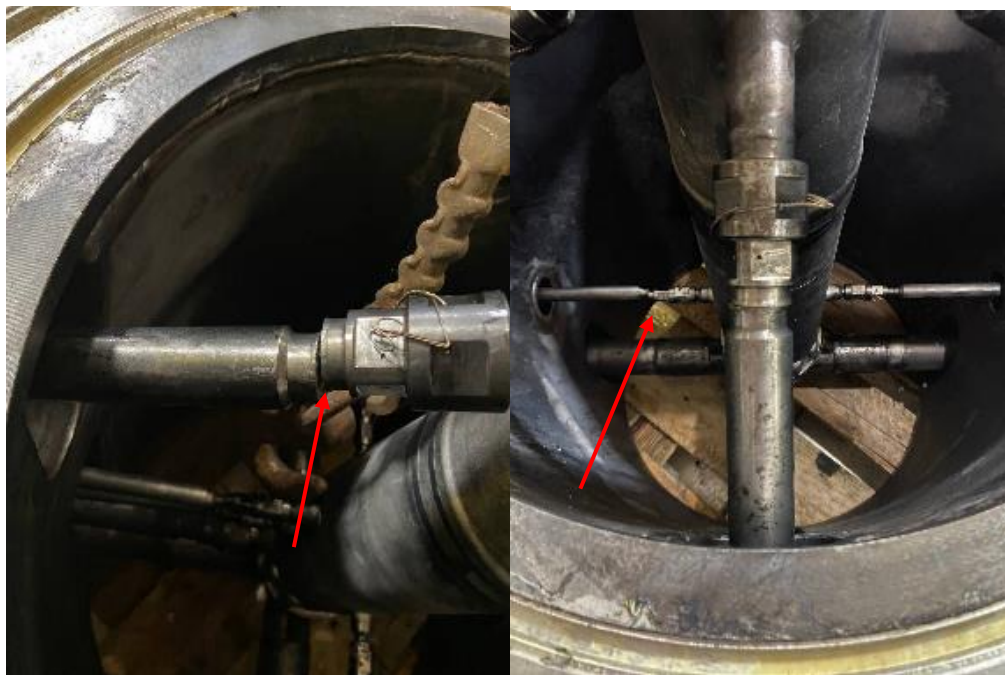


Рисунок 5.7 – Пошкодження трубопроводів підведення компонентів палива газо-ежекторної установки

Графік заміряних вібраційних перевантажень на газо-ежекторну установку, під час проведених випробувань рідинного ракетного двигуна малої тяги в умовах, що імітують вакуум, показаний на рисунку 5.8.

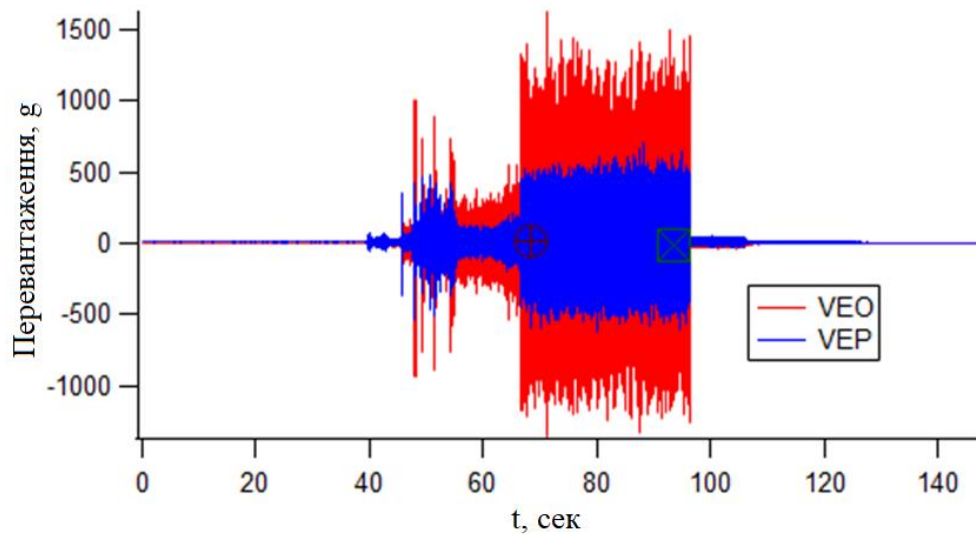


Рисунок 5.8 - Залежність від часу сигналів отриманих з датчиків віброперевантажень

VEP – вібрація ГЕУ в поперечному напрямку; VEO – вібрація ГЕУ в осьовому напрямку

Амплітудний спектр сигналу, отриманого з датчику поперечних віброприскорень VEP для діапазону (0, 20 кГц) (від 48 с до 62 с) показаний на рисунку 5.9, для діапазону (0, 20 кГц) (від 68 с до 93 с) – рисунок 5.10.

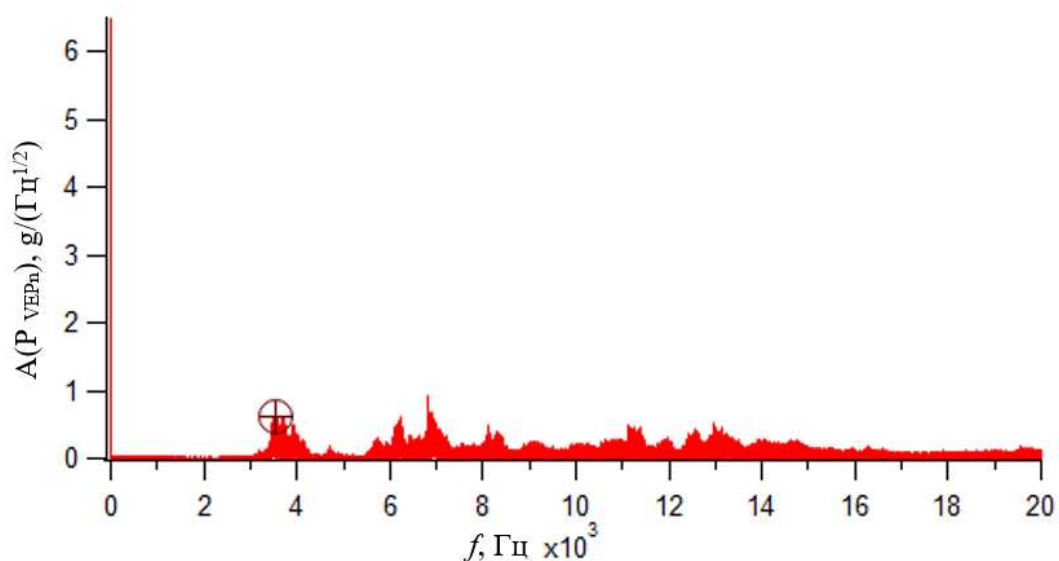


Рисунок 5.9 – Амплітудний спектр сигналу датчика VEP для діапазону (0, 20 кГц) (від 48 с до 62 с)

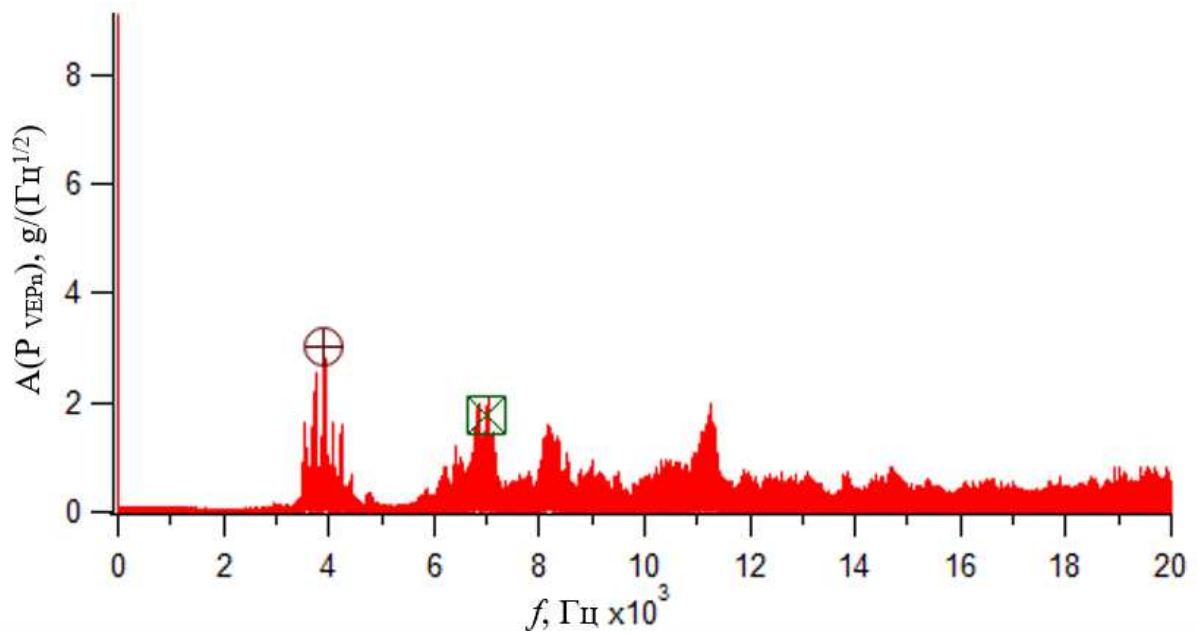


Рисунок 5.10 – Амплітудний спектр сигналу датчика VEP для діапазону (0, 20 кГц) (від 68 с до 93 с)

Амплітудний спектр сигналу, отриманого з датчику поздовжніх віброприскорень VEO для діапазону (0, 20 кГц) (від 48 с до 62 с) показаний на рисунку 5.11, для діапазону (0, 20 кГц) (від 68 с до 93 с) – рисунок 5.12.

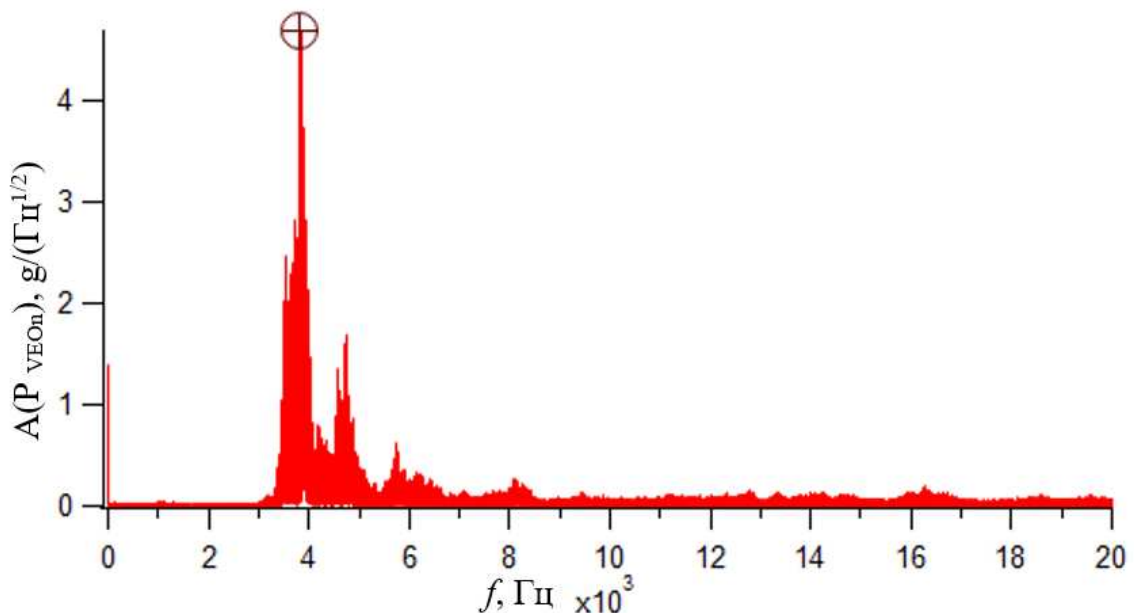


Рисунок 5.11 – Амплітудний спектр сигналу датчика VEO для діапазону (0, 20 кГц) (від 48 с до 62 с)

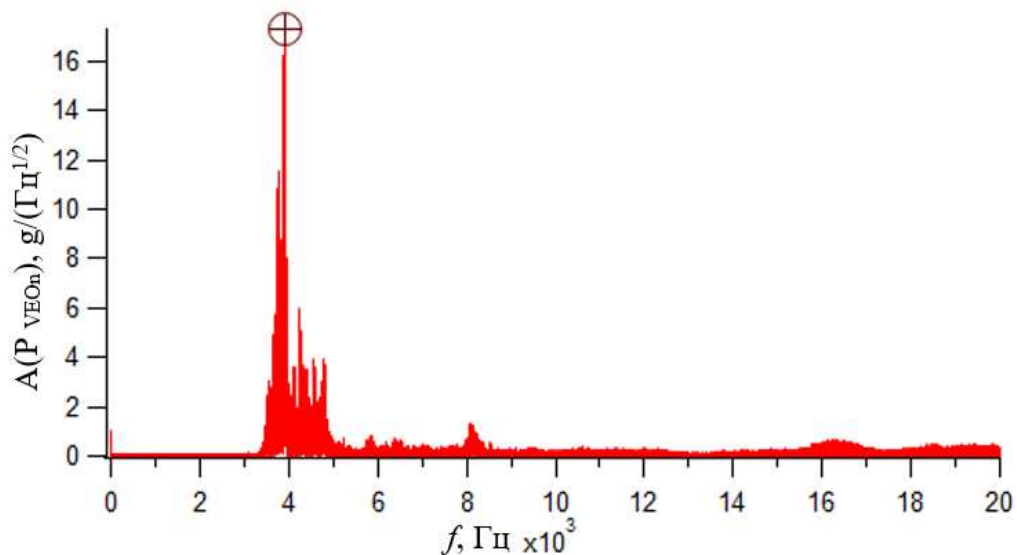


Рисунок 5.12 – Амплітудний спектр сигналу датчика VEO
для діапазону (0, 20 кГц) (від 68 с до 93 с)

Коливання віброперевантаження в осьовому й поперечному напрямках конструкції газо-ежекторної установки відповідали частотам 3.29 кГц у період часу з 68 сек. по 93 сек. При доволі великих розмахах коливань – до 2000 g. Такі коливання, скоріше за все, пояснюються акустичними коливаннями компонентів палива на вході в камеру згоряння газо-ежекторної установик. Дані коливання можуть зростати внаслідок різних випадкових термо-газодинамічних явищ в камері згоряння, що в подальшому може призвести і призвело, до порушення цілісності конструкції. В загальному, є кілька варіантів боротьби з даними коливаннями. Вони полягають в кількох принципово різних підходах, наприклад:

- Додаткове демпфування газового об'єму газо-ежекторної установки. Попередньо в конструкції встановлюються вирівнюючі решітки, які слугують демпферами.
- Зменшення довжини циліндричної частини камери згоряння газо-ежекторної установки.
- Використання загальних демпфуючих механізмів та віброізоляторів.

5.2 Методика зменшення вібраційних навантажень в наслідок роботи газо-ежекторної установки

Зменшення негативного впливу вібраційних навантажень можливе двома основними шляхами – вібропоглинанням і віброізоляцією. Перший напрямок активно розвивається завдяки використанню сучасних композиційних і спінених матеріалів, які демонструють високу ефективність у високочастотному діапазоні. Однак їх застосування обмежене, особливо на низьких частотах, що змушує шукати альтернативні рішення. Віброізоляція, у свою чергу, пропонує значно ширші можливості, а теорія лінійних віброзахисних систем добре розроблена, що описано в роботі [90]. Для частот понад 20 Гц існує велика кількість віброізоляторів, які містять різні конструкції пружних елементів і демпферів. У деяких випадках ці системи інтегровані в об'єкт, що захищається (наприклад, підвіски автомобілів чи силові установки кораблів), тоді як в інших потребують індивідуального проектування залежно від місця встановлення та умов експлуатації. Отже проектування віброзахисних систем має індивідуальний характер і виконують його за наслідками статичного і динамічного розрахунків [91].

Розробка таких систем ґрунтується на статичних і динамічних розрахунках, але задача значно ускладнюється у випадках, коли потрібен віброзахист у низькочастотному діапазоні, зокрема менше 10 Гц. Особливі виклики виникають у зоні сейсмічних частот (5 Гц і нижче), де пасивні віброзахисні системи, як-от пневматичні чи гумові, виявляються малоефективними через свої габарити, чутливість до температури та агресивного середовища. Пружинні системи також мають значні обмеження, оскільки їхні розміри й маса іноді співставні з габаритами самого об'єкта, що захищається, а їхня чутливість до випадкових збурень знижує надійність. У таких умовах доцільним стає використання нелінійних віброзахисних систем із параметрами, що регулюються.

Розвиток нелінійних систем став відповіддю на обмеження лінійних конструкцій, особливо в умовах комбінованих вібраційних і ударних впливів. В таких системах використовуються інноваційні технології, як-от магнітореологічні демпфери, здатні змінювати свої властивості під дією магнітного поля [91, 92]. Це дозволяє оперативно адаптувати жорсткість і демпфування, забезпечуючи ефективний захист у широкому діапазоні частот. Особливе значення мають системи для сейсмічної ізоляції, які здатні знижувати навантаження на конструкції будівель на 50–90% залежно від їхньої конфігурації.

Сучасні віброізоляційні системи активно впроваджують багат шарові матеріали, які поєднують високу жорсткість із здатністю до поглинання енергії. Наприклад, у авіаційній промисловості композиційні матеріали на основі карбону дозволяють значно зменшити рівень вібрацій без істотного збільшення ваги конструкцій. У портативних пристроях, таких як медичне обладнання або прилади для геофізичних досліджень, застосування графенових матеріалів відкриває нові перспективи завдяки їх малій вазі та високій ефективності. Іншим важливим напрямком є інтеграція енергоефективних технологій. Наприклад, п'єзоелектричні матеріали не лише знижують рівень вібрацій, але й генерують електроенергію для живлення датчиків і допоміжного обладнання.

У цілому, сфера віброзахисту розвивається як міждисциплінарна галузь, що об'єднує механіку, матеріалознавство та інженерію. Використання адаптивних систем із регульованими параметрами, інноваційних матеріалів і технологій забезпечує високий рівень ефективності навіть у складних умовах експлуатації. Подальший розвиток у цьому напрямку сприятиме створенню компактних і надійних рішень для захисту від вібрацій у широкому діапазоні частот, що особливо актуально в умовах інтенсифікації технічних процесів та зростання вимог до безпеки й комфорту.

Одним з напрямків таких досліджень є віброзахисні системи квазінульової жорсткості (ВСКЖ). Найбільш досконало теорія віброзахисних систем з корекцією жорсткості розглянута в роботі колектива авторів на чолі з

П.М. Алабужевим [91]. Такі віброзахисні системи мають наступні переваги: невеликі габарити та маси; можливість реалізації заданих динамічних характеристик в низькочастотному діапазоні навантажень; широкий діапазон використання; можливість захисту не лише від вібрацій, а й від ударів; простота налаштування на необхідну масу; стійкість до агресивного середовища.

ВСКЖ є синтезом лінійних систем (можуть бути і нелінійні) і коректорів жорсткості. Дія останніх ніяк не впливає на сприйняття навантаження в статичному положенні. На цей час розроблено декілька типів конструкцій з корекцією жорсткості і запропонована відповідна класифікація, але основна ідея корекції наведена на рисунку 5.8.

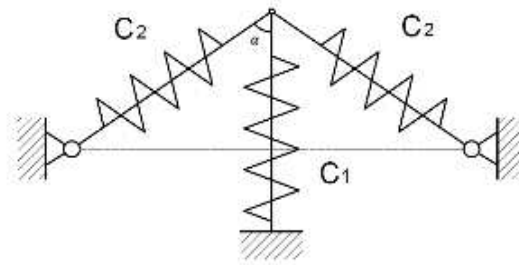


Рисунок 5.8 - Розрахункова схема конструкції ВСКЖ

Статичне навантаження сприймає основний пружний елемент жорсткості C_1 , а коректори з жорсткістю C_2 в статичному положенні перпендикулярні до осі основного пружного елемента і попередньо деформовані. Причому в цьому випадку жорсткість основного пружного елемента може бути високою, а несуча здатність ВСКЖ залежить лише від жорсткості основного пружного елемента і його попередньої деформації. Отже таким чином забезпечуються незначні габарити і стійкість. І головне, за такого підходу, усувається основний недолік лінійних віброзахистних систем – великі габарити і необхідність конструктивного підкріплення пружних елементів в деяких типах віброзахистних систем.

Пружні характеристики основного і коригуючих елементів вибираються так, що в заданому діапазоні амплітуд сумарна сила прикладена до об'єкта, практично дорівнює нулю (рисунки 5.9) [92].

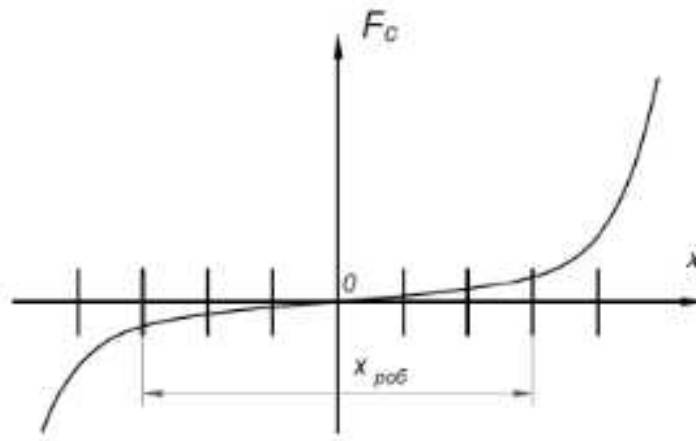


Рисунок 5.9 - Силова характеристика ВСКЖ

Ідеальна віброзахисна система мала би мати нульову жорсткість, але тоді, в разі перевищення допустимих заданих переміщень, передавались би удари на об'єкт захисту. Технічно оптимальна система має мати жорсткість близьку до нульової в заданому діапазоні частот зовнішнього навантаження і амплітуд переміщень, але при наближенні до граничної амплітуди переміщень жорсткість мусить швидко зростати. Отже система має бути суттєво нелінійною на границі допустимих амплітуд коливаль, а в середині цього діапазону жорсткість має бути близькою до нульової і змінюватися за лінійним законом.

Згідно класифікації запропонованої П.М. Алабужевим коректори жорсткості, і відповідно ВСКЖ, поділяються на три типи (рисунок 5.10).

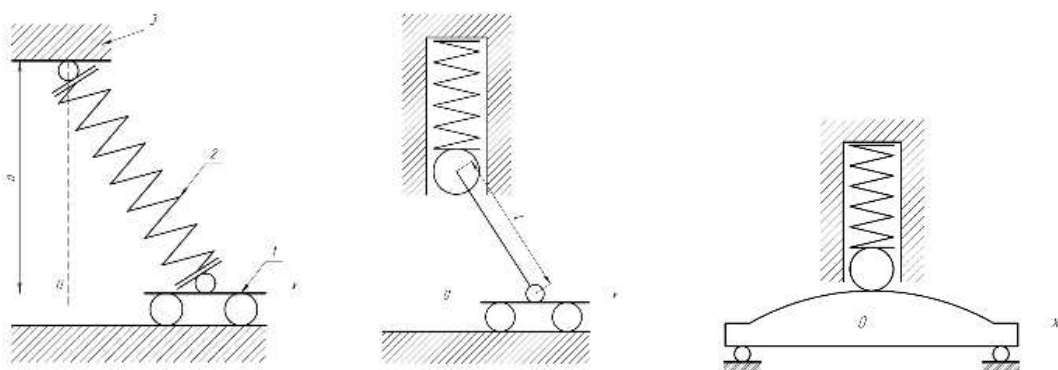


Рисунок 5.10 - Приклади конструктивних схем коректорів жорсткості трьох типів

а) Коректор жорсткості типу А; б) Коректор жорсткості типу В; в) Коректор жорсткості типу С

На всіх наведених схемах вертикально розташований несучий пружний елемент сприймає статичне навантаження, обумовлене дією об'єкта, що підлягає захисту. Пружні елементи коректора жорсткості в положенні статичної рівноваги розташовані вертикально, а для коректора типу С це відповідає положенню, коли центри профілюючої поверхні і котка коректора лежать на одній лінії.

Силова та жорсткісна характеристика коректора типу А описуються функціями [93]:

$$F_k = c_2 x - \frac{c_2 L_0 x}{\sqrt{x^2 + a^2}}, \quad (5.1)$$

$$c_k = c_2 \left(1 - \frac{a^2 L_0}{\sqrt{(x^2 + a^2)^3}} \right), \quad (5.2)$$

де c_2 – жорсткість пружного елемента коректора, L_0 – довжина пружного елемента коректора в недеформованому стані, a – найкоротша відстань між шарнірами пружини коректора.

Жорсткісні та силові характеристики ВСКЖ типу А визначаються за формулами:

$$c = n c_2 \left(1 - \frac{(\delta_0 + a) * a^2}{\sqrt{(a^2 + x^2)^3}} \right) + c_1, \quad (5.3)$$

$$F = n c_2 x \left(1 - \frac{\delta_0 + a}{\sqrt{a^2 + x^2}} \right) + c_1 x + c_1 \lambda_0, \quad (5.4)$$

де n – кількість однакових пружних елементів, які використовуються як коректори жорсткості, λ_0 – це початкова деформація основної несучої пружини під вагою об'єкта віброізоляції в стані статичної рівноваги.

Сімейство графіків силових характеристик ВСКЖ типу А і характеристик жорсткості наведено на рисунках 5.11 і 5.12.

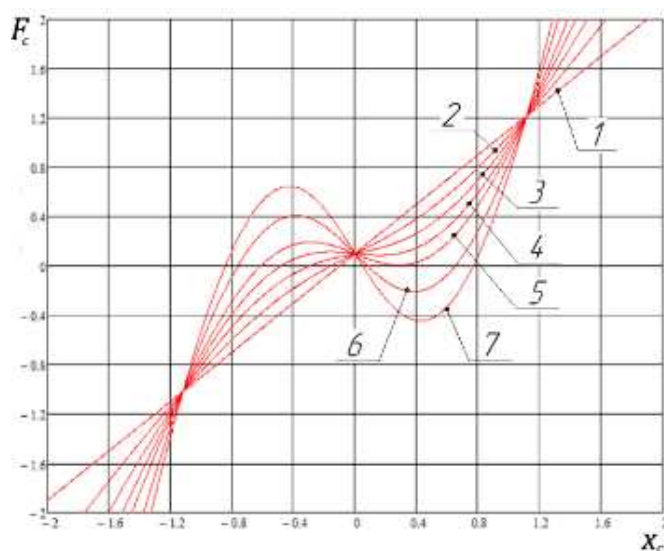


Рисунок 5.11 - Силіві характеристики ВСКЖ типу А залежно від c_{2c} .

Криві 1-7 побудовані для $c_{2c} = 0; 0.25; 0.5; 0.75; 1.0; 1.5; 2.0$ відповідно

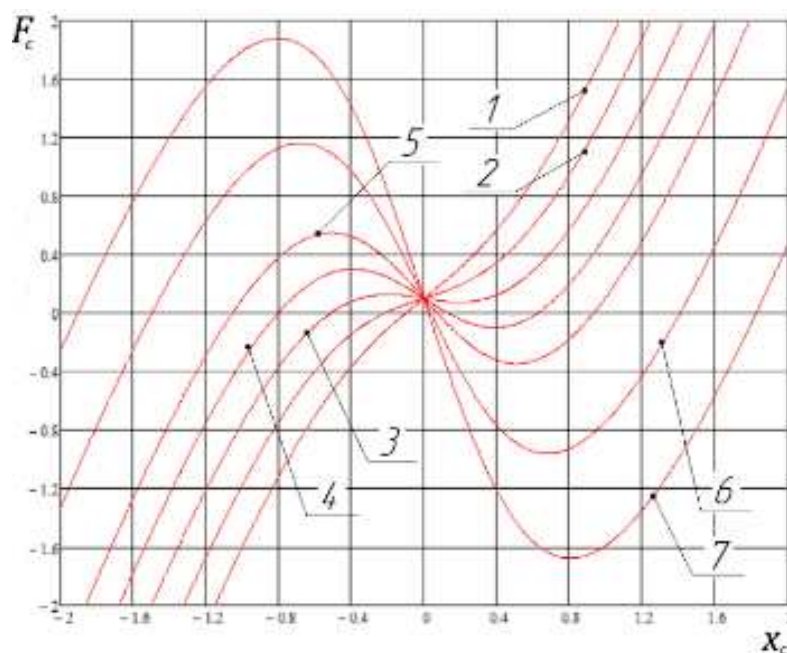


Рисунок 5.12 - Силіві характеристики ВСКЖ типу А залежно від δ_c .

Криві 1-7 побудовані для $\delta_c = 0; 0.25; 0.5; 0.75; 1.0; 1.5; 2.0$ відповідно

Наведені дані доводять, що запропоновані віброзахисні системи спроможні забезпечити ефективний захист в широкому спектрі частот, включаючи ультразвуки.

На цей час розроблено досить велика кількість ВСКЖ як універсального використання, так і «вбудованих» в певні конструкції – віброударні механізми,

рукоятки вібраторів тощо. В роботах [94-95] наведені можливі способи реалізації віброзахисних систем. Такі частоти часто відповідають коливанням панельних конструкцій, а отже можуть бути використані не лише для віброзахисту, а і для зменшення акустичних навантажень шляхом віброізоляції джерела вібрації.

5.3 Висновок до розділу 5

В наслідок термо-газодинамічних процесів горіння компонентів палива в камері згоряння рідинного ракетного двигуна та газо-ежекторної установки виникають вібраційні навантаження, що діють не лише на конструкцію камери, а й на решту структурних елементів, навіть на елементи випробувального обладнання. В розділі 5 наведені приклади даних пошкоджень.

На базі отриманих експериментальних даних проведений аналіз амплітудного спектру коливань з датчиків вібраційного перевантаження, розташованих в осьовому та поперечному напрямку, відносно осі камери згоряння рідинного двигуна та газо-ежекторної установки.

Розроблено практичні рекомендації вібраційного захисту елементів.

ВИСНОВКИ

В дисертаційній роботі вирішено актуальне наукове питання, що полягає у експериментальній розробці випробувального вогняного стенду, що дозволяє імітувати розрідження робочого середовища та підтверджувати основні розрахункові параметри висотних рідинних ракетних двигунів малої тяги, шляхом натурних випробувань.

Додаткові дослідження спрямовані на вдосконалення конструктивних елементів і оптимізацію процесів, пов'язаних із використанням сучасних матеріалів і новітніх технологій. Це, у свою чергу, сприяє розширенню експлуатаційних можливостей і підвищенню технологічної конкурентоспроможності рідинних ракетних двигунів.

Результат роботи автора є внеском у розвиток ракетно-космічного напрямку України та світу.

Основні наукові та практичні результати роботи:

1. вперше розроблено випробувальний вогняний стенд для висотних рідинних ракетних двигунів тягою від 180 Н до 220 Н, в основі якого закладена спільна робота газо-ежекторної установки та двигуна, що забезпечує розрідження робочого середовища на зрізі сопла двигуна на рівні до 3.5 мм. рт. ст.;

2. удосконалено методологічний підхід до проєктування випробувального вогняного стенду висотних рідинних ракетних двигунів малої тяги, шляхом поєднання методів твердотільного моделювання, для отримання вхідних даних процесу та проведення термо-газодинамічних розрахунків з використанням чисельних рішень рівнянь Нав'є-Стокса з граничними умовами, що відповідають обмеженням роботи висотного двигуна та газо-ежекторної установки;

3. удосконалено традиційний підхід до реалізації елементів випробувальних вогняних стендів висотних рідинних ракетних двигунів, за рахунок впровадження адитивних технологій виробництва, що дозволяє формувати елементи газоповітряного тракту та паливних систем стенду, які є

недосяжними для традиційних методів виготовлення, з одночасним зменшенням часу виробництва, вартості та ваги;

4. розроблено та впроваджено конструкцію газо-ежекторної установки і окремих елементів газодинамічної частини стенду на основі адитивних технологій виготовлення;

5. розроблено циклограми роботи висотного рідинного ракетного двигуна малої тяги, газо-ежекторної установки та їх суміжної роботи;

6. розроблено і впроваджено системи для вимірювання силових, теплових і вібраційних характеристик елементів конструкції вогняного стенда та висотного рідинного ракетного двигуна;

7. досліджено вібраційне поле газо-ежекторної установки та висотного рідинного ракетного двигуна, побудовані амплітудно-частотні характеристики;

8. розроблено методику мінімізації вібраційного навантаження на конструктивні елементи газо-ежекторної установки та висотного рідинного ракетного двигуна в низькочастотному спектрі.

Подальший розвиток тематики дослідження може бути спрямований в напрямку покращення систем, збільшення їх точності та реалізації більшого розрідження робочого середовища. Також, можливе впровадження термодинамічних систем, з метою імітації низьких температур космосу, та з подальшим вивченням його впливу на процеси роботи рідинного ракетного двигуна.

Практичні результати пройшли апробацію на підприємстві ТОВ «Флайт Контрол», про що складений відповідний Акт реалізації (див. Додаток В).

СПИСОК ВИКОРИСТАНОЇ ЛІТЕРАТУРИ

1. *Engine cooling*. (2013, November 13). Aerospace engineering. <https://www.aerospacengineering.net/engine-cooling/>
2. Державний стандарт України. (1995). Випробування і контроль якості продукції (ДСТУ 3021-95). Держстандарт України. *Rocket engine test facility*. (2024, July 11). Wikipedia. https://en.wikipedia.org/wiki/Rocket_engine_test_facility
3. Huang, D. H., & Huzel, D. K. (1992). *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. <https://doi.org/10.2514/4.866197>
4. Fortescue, P., Swinerd, G., & Stark, J., (Eds.). (2011). *Spacecraft Systems Engineering*. John Wiley & Sons, Ltd. <https://doi.org/10.1002/9781119971009>
5. Skyrora team, (2023, December 5). *Rocket Engine Testing: What, How and Why?* SKYRORA. <https://skyrora.com/rocket-engine-testing-what-how-and-why/>
6. Adams, M. J., Emdee, J. L., George, D. J., & Peinemann, M. (2002). *Liquid Engine Test Facilities Assessment*. The Aerospace Corporation. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20040001677/downloads/20040001677.pdf>
7. Matringe, L. (2001). PF52 test stand for the new VINCI rocket engine. In *37th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.2001-3383>
8. Messer, B., Messer, E., Sewell, D., Litt, J., Sass, J., & Dutrei III, L. (2001). Activation of the E1 UHP propulsion test facility at Stennis Space Center. In *37th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20090001269/downloads/20090001269.pdf>
9. Bruce, R., Taylor, G., Beckmeyer, D., & Ross, R. (2001). Evolution of hydrogen peroxide ground test capability. In *37th Joint Propulsion Conference and Exhibit*. American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.2001-3378>

10. Rahman, S., Gilbrech, R., Lightfoot, R., & Dawson, M. (1999). *Overview of Rocket Propulsion Testing at NASA Stennis Space Center*. The Aerospace Corporation. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20040053475/downloads/20040053475.pdf>
11. Department of the Air Force. (1982). *Military standard: Test requirements for space vehicles* (MIL-STD-1540B). http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-1500-1599/MIL-STD-1540B_17789/
12. Department of the Air Force. (1987). *Military standard: Electromagnetic compatibility requirements for space systems* (MIL-STD-1541A). <http://everyspec.com/MIL-STD/MIL-STD-1500-1599/MIL STD 1541A 1500/>
13. Rahman, S. (2005). Liquid Rocket Engine Testing. In *41st Joint Propulsion Conference and Exhibit*, (60 p.). Tuscon, Arizona. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20090022131/downloads/20090022131.pdf>
14. Riley, H. F. (2015, Jun 10). Vacuum Test Stands. NASA. <https://www.nasa.gov/centers-and-facilities/white-sands/vacuum-test-stands>
15. Jones, B. K., Zang, J. C., Weaver, H. F., Connelly, N. A., & Hill, G. M. (2018). NASA Plum Brook Station In-Space Propulsion Facility Test Stand Characterization Hot Fire Test. *Joint Propulsion Conference*. Preparation of Papers for AIAA Technical Conferences. 13 p. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20180005322/downloads/20180005322.pdf>
16. Kumar, G. D., Krishnan, K. H., Gokulakrishnan, S., Lokeshwar, M., & Rogith, S. (2022). Design and testing of a liquid rocket engine. In Singh, V. K., Choubey, G., Suresh, S. (Eds). *Advances in Thermal Sciences. Lecture Notes in Mechanical Engineering*. (pp. 203–215). Springer, Singapore. https://doi.org/10.1007/978-981-19-6470-1_17
17. Santos, E. A., Alves, W. F., Prado, A. N. A., & Martins, C. A. (2011). Development of test stand for experimental investigation on of chemical and physical phenomena in Liquid Rocket Engine. *Journal of Aerospace Technology and Management*, 3(2), 159–170. <https://www.redalyc.org/pdf/3094/309426556005.pdf>

18. Kumaran, R. M., Sundararajan, T., & Manohar, D. R. (2013). Simulations of high altitude tests for large area ratio rocket motors. *AIAA Journal*, 51(2), 433-443. <https://doi.org/10.2514/1.j051842>
19. Dreyer, M., Braucker, R., & H., K. (2012). Design and development of test benches for rocket propulsion systems. *Propulsion and Power Research*, 4(1), 210–218. <https://doi.org/10.1016/j.jprr.2012.09.004>
20. Dharavath, M., Manna, P., & Chakraborty, D. (2015). Numerical exploration of mixing and combustion in ethylene fueled scramjet combustor. *Acta Astronautica*, 117, 305–318. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.08.014>
21. Gao, M., Zhang, L., Zhang, D., & Zhang, L. (2019). Experimental study on the enhancement of free convection heat transfer under the action of an electric field. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 104, 9–14. <https://doi.org/10.1016/j.expthermflusci.2019.02.006>
22. Gradl, P. R., Teasley, T. W., Protz, C. S., Garcia, M. B., Ellis, D., & Kantzos, C. (2021). Advancing GRCop-based Bimetallic Additive Manufacturing to Optimize Component Design and Applications for Liquid Rocket Engines. In *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum* (14 p.). American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.2021-3231>
23. Gradl, P. R., Tinker, D. C., Ivester, J., Skinner, S. W., Teasley, T., & Bili, J. L. (2021). Geometric Feature Reproducibility for Laser Powder Bed Fusion (L-PBF) Additive Manufacturing with Inconel 718. *Additive Manufacturing*, 102305. <https://doi.org/10.1016/j.addma.2021.102305>
24. Gradl, P. R., Protz, C. S., Cooper, K., Ellis, D., Evans, L. J., & Garcia, C. (2019). GRCop-42 Development and Hot-fire Testing Using Additive Manufacturing Powder Bed Fusion for Channel-cooled Combustion Chambers. In *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum* (26 p.). American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.2019-4228>
25. Gradl, P. R., Greene, S. E., Protz, C., Bullard, B., Buzzell, J., Garcia, C., Wood, J., Osborne, R., Hulka, J., & Cooper, K. G. (2018). Additive Manufacturing of Liquid Rocket Engine Combustion Devices: A Summary of Process Developments and

Hot-Fire Testing Results. In *2018 Joint Propulsion Conference* (34 p.). American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.2018-4625>

26. Soller, S., Beyer, S., Dahlhaus, A., Konrad, A., Kretschmer, J., Rackemann, N., Zeiss, W. (2015). Development of liquid rocket engine injectors using additive manufacturing. In *Proceedings of the 6th European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS 2015)* (31 p.). Krakow, Poland. https://www.researchgate.net/publication/280561310_Development_of_Liquid_Rocket_Engine_Injectors_Using_Additive_Manufacturing

27. Soller, S., Behr, R., Beyer, S., Laithier, F., Lehmann, M., Preuss, A., & Salapete, R. (2017). Design and Testing of Liquid Propellant Injectors for Additive Manufacturing. In *7th European Conference For Aerospace Science (EUCASS 2017)* (10 p.). Milan. <https://doi.org/10.13009/EUCASS2017-306>

28. Marchan, R., Oleshchenko, A., Vekilov, S., Arsenuk, M., & Bobrov, O. (2019). 3D printed acoustic igniter of oxygen-kerosene mixtures for aerospace applications. In *8th European Conference For Aeronautics And Space Sciences (EUCASS)* (14 p.). Madrid. <https://doi.org/10.13009/EUCASS2019-238>

29. Patel, N., Standbridge, S., Van Den Berghe, M., & Devalaraju, V. (2019). Design and Additive Manufacturing Considerations for Liquid Rocket Engine Development. In *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum* (43 p.). American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.2019-4392>

30. Gradl, P. R., & Protz, C. S. (2020). Technology advancements for channel wall nozzle manufacturing in liquid rocket engines. *Acta Astronautica*, 174, 148-158. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.04.067>

31. Gradl, P. R., Protz, C. S., & Wammen, T. (2019). Additive Manufacturing and Hot-fire Testing of Liquid Rocket Channel Wall Nozzles Using Blown Powder Directed Energy Deposition Inconel 625 and JBK-75 Alloys. In *AIAA Propulsion and Energy 2019 Forum* (20 p.). American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.2019-4362>

32. Herrick, J., Younglove, A., & Sharp, C. (2022). Influence of Manufacturing Process Parameters on GRCop-42 Produced by Selective Laser

Melting. In *ASME 2022 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference* (7 p.). American Society of Mechanical Engineers. <https://doi.org/10.1115/detc2022-92015>

33. Kerstens, F., Cervone, A., & Gradl, P. (2021). End to end process evaluation for additively manufactured liquid rocket engine thrust chambers. *Acta Astronautica*, 182, 454-465. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.02.034>

34. Gradl, P. R., Protz, C., Fikes, J., Ellis, D., Evans, L., Clark, A., Miller, S., & Hudson, T. (2020). Lightweight Thrust Chamber Assemblies using Multi-Alloy Additive Manufacturing and Composite Overwrap. In *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum* (25 p.). American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.2020-3787>

35. Lkadi, O., Nassraoui, M., & Bouksour, O. (2023). Design for Additive Manufacturing. In Zarbane, K., Beidouri, Z. (Eds.). *Proceedings of CASICAM 2022. Springer Tracts in Additive Manufacturing* (pp. 207-217). Springer, Cham. https://doi.org/10.1007/978-3-031-32927-2_19

36. Yap, C. Y., Chua, C. K., Dong, Z. L., Liu, Z. H., Zhang, D. Q., Loh, L. E., & Sing, S. L. (2015). Review of selective laser melting: Materials and applications. *Applied Physics Reviews*, 2(4), 041101. <https://doi.org/10.1063/1.4935926>

37. Mosolov, S. V., Lozino-Lozinskaya, I. G., Pozvonkov, D. M., & Slesarev, D. F. (2021). Test Results of a Model Additively Manufactured Oxygen-Methane Combustion Chamber of a Liquid Rocket Engine. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, 3(138), 60-79. <https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-3-60-79>

38. Thomas, D. J. (2023). Advanced 3D additive manufacturing techniques for revolutionizing the next-generation rocket engine nozzle fabrication. *The International Journal of Advanced Manufacturing Technology*, 127, 3747-3760. <https://doi.org/10.1007/s00170-023-11669-7>

39. Thomas, D. J. (2022). Advanced active-gas 3D printing of 436 stainless steel for future rocket engine structure manufacture. *Journal of Manufacturing Processes*, 74, 256-265. <https://doi.org/10.1016/j.jmapro.2021.12.037>

40. Tucker, J., & Schmidt, E. S. (2016). Development of a Small Bipropellant Rocket Engine Utilizing Additive Manufacturing Processes. In *AIAA SPACE 2016* (8 p.). American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.2016-5405>
41. An, J., & Li, B. (2023). Application and Comparison of Additive Manufacturing Technology in Rocket Manufacturing. *Highlights in Science, Engineering and Technology*, 76, 296–307. <https://doi.org/10.54097/4r1k0e19>
42. Teasley, T. W., Protz, C. S., Larkey, A. P., Williams, B. B., & Gradl, P. R. (2021). A Review Towards the Design Optimization of High Performance Additively Manufactured Rotating Detonation Rocket Engine Injectors. In *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum* (10 p.). American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://doi.org/10.2514/6.2021-3655>
43. Gradl, P., & Mireles, O. (2021). Additive Manufacturing (AM) for Propulsion Component and System Applications. In *Team Redstone Additive Manufacturing IPT Meeting* (68 p.). National Aeronautics and Space Administration. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20210016065>
44. Gradl, P. (2020). Advanced and Additive Manufacturing Technologies for Liquid Rocket Engine Components. In *AIAA Liquid Rocket Engine Overview Training* (87 p.). American Institute of Aeronautics and Astronautics. <https://ntrs.nasa.gov/citations/20205004976>
45. Ansell, T. Y. (2021). Current Status of Liquid Metal Printing. *Journal of Manufacturing and Materials Processing*, 5(2), 31. <https://doi.org/10.3390/jmmp5020031>
46. Tebianian, M., Aghaie, S., Razavi Jafari, N., Elmi Hosseini, S., Pereira, A., Fernandes, F., Farbakhti, M., Chen, C., & Huo, Y. (2023). A Review of the Metal Additive Manufacturing Processes. *Materials*, 16(24), 7514. <https://doi.org/10.3390/ma16247514>
47. International Standard. (2021). *Additive manufacturing – General principles – Fundamentals and vocabulary* (ISO/ASTM 52900:2021).

<https://cdn.standards.iteh.ai/samples/74514/57d795b6267a427899d7b351598bece2/ISO-ASTM-52900-2021.pdf>

48. What is Directed Energy Deposition (DED) 3D Printing? (n.d.). Sciaky. <https://www.sciaky.com/additive-manufacturing/what-is-ded-3d-printing>

49. About Additive Manufacturing (n.d.). Sheet Lamination. Loughborough University. https://www.lboro.ac.uk/research/amrg/about/the7categoriesofadditivemanufacturing/sheetlamination/?utm_source

50. Selective laser melting (SLM) 3D Printing Service. (n.d.). PCBWay. <https://www.pcbway.com/rapid-prototyping/3D-Printing/3D-Printing-SLM.html>

51. Adzhamskyi, S. V., Kononenko, H. A., & Podolskyi, R. V. (2021). Vyhotovlennia traktu okholodzhennia vdoskonalenoi konstruktsii dlia kamery zghoriannia ridynnoho raketnoho dvyhuna za dopomohoiu adytyvnykh tekhnolohii [Manufacture of a cooling path of an advanced design for the combustion chamber of a liquid rocket engine using additive technologies]. *Aerospace technic and technology*, 3(171), 42-48. <https://doi.org/10.32620/aktt.2021.3.05> [In Ukrainian].

52. Bakun, V., & Marynoshenko, O. (2024). The usage of additive technologies in fire test stands. *Journal of Rocket-Space Technology*, 33(4-29), 40-46. <https://doi.org/10.15421/452449>

53. Bondarenko, O., & Tkachov, Yu. (2024a). Numerical modeling of the stress-strain state of power frames of liquid rocket engines of low thrust. *Matematychni modeliuvannia*, 1(50), 194–201. [https://doi.org/10.31319/2519-8106.1\(50\)2024.305937](https://doi.org/10.31319/2519-8106.1(50)2024.305937)

54. Bondarenko, O., & Tkachov, Yu. (2024b). Udoskonalennia masovoi efektyvnosti sylovoho korpusu nasosa vysokoho tysku [Improving The Mass Efficiency Of The High-Pressure Pump Power Vessel]. *Journal of Rocket-Space Technology*, 33(4), 118–124. <https://doi.org/10.15421/452416> [In Ukrainian].

55. Li, Y. (2024). Advances in 3D Printing Research Based on Topology Optimization. *Highlights in Science Engineering and Technology*, 120, 210-220. <https://doi.org/10.54097/8zdja488>

56. Bondarenko, O., Vekilov, S., Tkachov, Yu., & Marchan, R. (2021). Osobennosti topologicheskoy optimizatsii silovykh elementov ZHRD, izgotovlennykh additivnymi tehnologiyami [Topology optimization features of liquid-propellant rocket engine power elements manufactured by additive technologies]. *Journal of Rocket-Space Technology*, 29(4), 106-111. <https://doi.org/10.15421/452111> [in Russian].
57. Huang, S., Zhang, L., Chen, G., Xu, Y., Chen, M., Liu, Z., & Lim, E. G. (2024). Topology Optimization of Elastoplastic Structure Based on Shakedown Strength. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*. <https://doi.org/10.1002/nme.7627>
58. Blakey-Milner, B., Gradl, P., Snedden, G., Brooks, M., Pitot, J., Lopez, E., Leary, M., Berto, F., & Du Plessis, A. (2021). Metal additive manufacturing in aerospace: A review. *Materials & Design*, 209, 110008. <https://doi.org/10.1016/j.matdes.2021.110008>
59. Liu, Z., He, B., Lyu, T., & Zou, Y. (2021). A review on Additive Manufacturing of titanium alloys for Aerospace Applications: Directed Energy Deposition and Beyond Ti-6AL-4V. *JOM*, 73(6), 1804-1818. <https://doi.org/10.1007/s11837-021-04670-6>
60. *Flight Control Propulsion*. (n.d.). Flight Control Propulsion. <https://flightcontrolpropulsion.com>
61. Ansys (2022). *Ansys Fluent : Theory Guide 2022 R1*. Canonsburg, PA.
62. Batchelor, G. K. (1967). *An introduction to fluid dynamics*. Cambridge University Press.
63. Menter, F. R. (1994). Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA Journal*, 32(8), 1598-1605. <https://doi.org/10.2514/3.12149>
64. EG, & G Services (Eds.). (2000). *Fuel Cell Handbook*. (5th ed.). Morgantown, West Virginia https://archive.org/details/Fuel_Cell_Handbook_5th_Ed_2000

65. User Manual for 1993 Version (1993.) *Pulverized Coal Gasification and Combustion 3-Dimensional (PCGC-3)*. Advanced Combustion Engineering Research Center, Brigham Young University.
66. Kim, S. J., Kim, B. Y., Ko, Y. S., Lee, Y. S., Choi, Y. R., & Jeon, J. S. (2012). *Film cooling apparatus for bipropellant rocket engine and testing method of the same* (Patent No. KR20120080005A). South Korean. <https://www.patentguru.com/search?q=KR20120080005A>.
67. II. Bakun, V. A., & Marynoshenko, O. P. (2024a). The use of gas-dynamic pipes in fire test benches of low-thrust liquid rocket engines. *System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics*, 34(1), 13–22. <https://doi.org/10.15421/472402>
68. Bakun, V., & Marynoshenko, O. (2024c). Use of Gas-Ejector Installations In Rocket Engine Test Stands. In *XVI international conference of students and young scientists «Intelligence. Integration. Reliability»* (pp. 6-7). National Technical University Of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute». <https://iat.kpi.ua/wp-content/uploads/2024/12/Book-of-theses-IRR-2024.pdf>
69. Ruigang, Z., Linying, Z., Kun, W., Xuejun, F., Lihong, C., Yang, L., Juan, Z., & Qin W. (2020). *Cooling liquid film forming structure of liquid-propellant rocket engine* (Patent No. CN111456866A). China. <https://www.patentguru.com/search?q=CN111456866A>
70. Bakun, V. A., & Marynoshenko, O. P. (2024b). Stand for fire tests of low-thrust liquid rocket engines with simulation of vacuum conditions. *System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics*, 35(2), 3–12. <https://doi.org/10.15421/472409>
71. Bakun, V., & Marynoshenko, O. (2023). Measurement of The Thrust of Rocket Engines. In *XV international conference of students and young scientists «Intelligence. Integration. Reliability»* (pp. 17-18). National Technical University Of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute». <https://iat.kpi.ua/wp-content/uploads/2023/12/IRR-2023.pdf>

72. Pereverziev, V. H., & Shniakin, V. M. (2002). *Poias zavisy vnutrishnoho okholodzhennia kamery raketnoho dvyhuna* [Rocket Engine Chamber Internal Cooling Curtain Belt] (Ukrainian Patent No. UA45465C2). State Yanhel Design Office «Pivdenne». <https://www.patentguru.com/search?q=UA45465C2> [In Ukrainian].
73. Stockel, K. (1971). *Rocket engine combustion chamber cooling* (Patent No. US3595023A). USA. <https://www.patentguru.com/search?q=US3595023A>
74. Gao, Q. (2020). *Integrated liquid film cooling structure of thrust chamber* (Patent No. CN211202146U). China. <https://www.patentguru.com/search?q=CN211202146U>
75. Jun, L., Chunfei, L., Jinshuai, S., Xu, Y., Huan, L., & Lei, L. (2021). *Liquid rocket engine rotational flow liquid film cooling structure and rocket engine* (Patent No. CN113006970A). China. <https://www.patentguru.com/search?q=CN113006970A>
76. Makhin, V. A. (2020). *Zhidkostnie raketnie dvigateli: teoriya i proektnie rascheti kamer* [Liquid Rocket Engines: Theory and Design Calculations of Chambers] (2-e izd., pererab. i dop.). (L. V. Pron, G. A. Gorbenko, & M. A. Katrenko, Red.). Dnepr : ART-PRESS.
77. Preumont, A. (2011). *Vibration Control of Active Structures: An Introduction* (3th ed.). Brussels : Springer.
78. Sutisno, S., & Adi, A. P. (2012). Vibration Disturbance Damping System Design to Protect Payload of the Rocket. *Journal of Mechatronics, Electrical Power, and Vehicular Technology*, 3(2), 111-116. <https://mev.brin.go.id/mev/article/view/86/71>
79. Rao, S. S. (2011). *Mechanical Vibrations*. (5th ed.). Miami : Pearson Education. <https://studylib.net/doc/25790296/mechanical-vibrations-5th-edition-by-s.s.-rao>
80. Sutton, G. P., & Biblarz, O. (2010). *Rocket Propulsion Elements*. (9th ed.). New York : John Wiley & Sons.

81. Kuo, S. M., & Morgan, D. (1996). *Active Noise Control Systems : Algorithms and DSP implementations*. Wiley. <http://ci.nii.ac.jp/ncid/BA2749209X>
82. Hansen, C., Snyder, S., Qiu, X., Brooks, L., & Moreau, D. (2012). *Active control of noise and vibration*. Taylor & Francis Group. <https://doi.org/10.1201/b15923>
83. Darus, M. I. Z., & Tokhi, M. O. (2004). Soft computing-based active vibration control of a flexible structure. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 18(1), 93-114. <https://doi.org/10.1016/j.engappai.2004.08.017>
84. Nelson, P. A., Elliott, S. J., & Williams, J. E. F. (1993). Active control of sound. *Physics Today*, 46(1), 75-76. <https://doi.org/10.1063/1.2808788>
85. Culick, F. E. C., & Kuentzmann, P. (2006). *Unsteady Motions in Combustion Chambers for Propulsion Systems*. NATO Research and Technology Organization. <https://apps.dtic.mil/sti/pdfs/ADA466461.pdf>
86. Crocco, L., & Cheng, S. (1953). High-Frequency Combustion Instability in Rocket Motor with Concentrated Combustion. *Journal of the American Rocket Society*, 23(5), 301-313. <https://doi.org/10.2514/8.4623>
87. Selle, L., Blouquin, R., Théron, M., Dorey, L., Schmid, M., & Anderson, W. (2014). Prediction and analysis of combustion instabilities in a model rocket engine. *Journal of Propulsion and Power*, 30(4), 978-990. <https://doi.org/10.2514/1.b35146>
88. Yang, V., & Anderson, W. E. (1995). *Liquid Rocket Engine Combustion Instability*. AIAA (American Institute of Aeronautics & Ast. <https://doi.org/10.2514/4.866371>
89. Kruglov, Yu. L., Tumanov, Yu. A. (1986) *Udarovibrozhashchita mashin, oborudovaniya i apparaturi* [Shock and vibration protection of machines, equipment and apparatus]. Leningrad : Mashinostroenie [in Russian].
90. Genkin M. D., Ryaboi V. M. (1988). *Uprugo-inertsionnie vibroizoliruyushchie sistemi* [Elastic-inertial vibration isolating systems]. Moskva : Nauka. [in Russian].
91. Kharkivskyi natsionalnyi avtomobilno-dorozhnii universytet (2019). *Shyfr: «Mahnitno-aktyvna ridyna»* [Code: «Magnetic-active liquid»]. Tema :

Vyznachennia vplyvu viazkosti ridyn z mahnitnym efektom na opor hidravlichnykh amortyzatoriv avtomobiliv. https://www.khadi.kharkov.ua/fileadmin/P_vcheniy_secretar/%D0%90%D0%92%D0%A2%D0%9E%D0%9C%D0%A2%D0%A0%D0%90%D0%9D%D0%A1%D0%9F/%D0%90%D0%A2/R_magnotno_aktivna_ridina.pdf?utm_source [In Ukrainian].

92. I. Arkhypov, O., Marynoshenko, O., Stefurak, T., & Bakun, V. (2023). Sylovi ta zhorstkisni kharakterystyky vibrozakhysnykh system iz kvazinulovoiu zhorstkistiu [Strength and stiffness characteristics of vibration protection systems with quasi-zero stiffness]. *Nelineini Kolyvannya*, 26(4), 443–452. <https://doi.org/10.3842/nosc.v26i4.1442> [In Ukrainian].

93. Alabuzhev, P., Gritchin, A., Kim, L., Migirenko, G., Chon, V., & Stepanov, P. (1989). *Vibration Protecting And Measuring Systems With Quasi-Zero Stiffness (Applications of Vibration Series)*. (1st ed.). (E. Rivin, Ed.). New York : Taylor & Francis.

94. Arkhypov, O. H., Bakun, V. A., Sukhov, V. V., Moskalyk, V. M., & Sozontov V. H. (2020). Resornyi vibroizoliator kvazinulovoi zhorstkosti [Spring vibration isolator of quasi-zero stiffness] (Ukrainian Patent No. 145130). <https://iprop-ua.com/inv/wfepeu27/>

95. Bakun, V. A., Arkhypov, O. H., Sukhov, V. V., & Kozei, Ya. S. (2021). *Vibroizoliator kvazinulovoi zhorstkosti z nakladkamy* [Quasi-Zero-Stiffness Vibration Isolator With Padding]. (Ukrainian Patent No. 147599). https://iprop-ua.com/inv/7a7b3mfc/#google_vignette [In Ukrainian].

ДОДАТОК А

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Публікації у фахових виданнях України, які включені до міжнародних наукових баз даних:

- I. Arkhypov, O., Marynoshenko, O., Stefurak, T., & Bakun, V. (2023). Sylovi ta zhorstkisni kharakterystyky vibrozakhysnykh system iz kvazinulovoiu zhorstkistiu [Strength and stiffness characteristics of vibration protection systems with quasi-zero stiffness]. *Nelineini Kolyvannya*, 26(4), 443–452. <https://doi.org/10.3842/nosc.v26i4.1442> [In Ukrainian]. **(фахове видання, категорія А, Scopus Q3)**
- II. Bakun, V. A., & Marynoshenko, O. P. (2024a). The usage of gas-dynamic pipes in fire test benches of low-thrust liquid rocket engines. *System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics*, 34(1), 13-22. <https://doi.org/10.15421/472402> **(фахове видання, категорія Б)**
- III. Bakun, V. A., & Marynoshenko, O. P. (2024b). Stand for fire tests of low-thrust liquid rocket engines with simulation of vacuum conditions. *System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics*, 35(2), 3–12. <https://doi.org/10.15421/472409> **(фахове видання, категорія Б)**
- IV. Bakun, V., & Marynoshenko, O. (2024). The usage of additive technologies in fire test stands. *Journal of Rocket-Space Technology*, 33(4-29), 40-46. <https://doi.org/10.15421/452449> **(фахове видання, категорія Б)**

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації

- V. Bakun, V., & Marynoshenko, O. (2024c). Use of Gas-Ejector Installations In Rocket Engine Test Stands. In *XVI international conference of students and young scientists «Intelligence. Integration. Reliability»* (pp. 6-7). National Technical

University Of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute». <https://iat.kpi.ua/wp-content/uploads/2024/12/Book-of-theses-IRR-2024.pdf>

VI. Bakun, V., & Marynoshenko, O. (2023). Measurement of The Thrust of Rocket Engines. In *XV international conference of students and young scientists «Intelligence. Integration. Reliability»* (pp. 17-18). National Technical University Of Ukraine "Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute». <https://iat.kpi.ua/wp-content/uploads/2023/12/IRR-2023.pdf>

VII. Bakun, V., & Marynoshenko, O. (2021). Introduction Of Additive Technologies In Stand Fire Of Rocket Engines tests. In *XIV international conference of students and young scientists «Intelligence. Integration. Reliability»* (pp. 7-8). National Technical University Of Ukraine «Igor Sikorsky Kyiv Polytechnic Institute». https://iat.kpi.ua/wp-content/uploads/2021/12/Thesis_IRR_2021.pdf

Деякі результати досліджень внесені в навчально-методичні програми та монографії:

VIII. Конструкція енергетичних установок ракет і космічних апаратів. Робоча програма навчальної дисципліни (силабус). Розробник: асис. Бакун В.А. Ухвалено кафедрою космічної інженерії НН ІАТ (протокол № 15 від 07.06.2023 р.). Погоджено Методичною комісією інституту аерокосмічних технологій (протокол № 6 від 22.06.2023 р.)

IX. Конструкція рушійних установок та реактивних двигунів космічних апаратів. Робоча програма навчальної дисципліни (силабус). Розробник: асис. Бакун В.А. Ухвалено кафедрою космічної інженерії НН ІАТ (протокол № 15 від 07.06.2023 р.). Погоджено Методичною комісією інституту аерокосмічних технологій (протокол № 6 від 22.06.2023 р.)

X. Arkhypov, O., Bakun, V., Sukhov, V., Kozei, Y., & Marynoshenko, O. (2020). Vibro Protective Systems Of Quase Zero Rigidity. In L. Hnes, S. Kunytskyi, S. Medvid, S. Khovanskyu, M. Sotnyk, S. Sapoznikov, V. Boiko, et al. (Eds.). *Theoretical*

aspects of modern engineering : collective monograph. (pp. 169-178). Boston, USA : Primedia eLaunch.

**За результатами досліджень отримано патенти України на
корисну модель:**

XI. Bakun, V. A., Arkhypov, O. H., Sukhov, V. V., & Kozei, Ya. S. (2021). *Vibroizoliator kvazinulovoi zhorstkosti z nakladkamy* [Quasi-Zero-Stiffness Vibration Isolator With Padding]. (Ukrainian Patent No. 147599). https://iprop-ua.com/inv/7a7b3mfc/#google_vignette [In Ukrainian]

XII. Arkhypov, O. H., Bakun, V. A., Sukhov, V. V., Moskalyk, V. M., & Sozontov V. H. (2020). *Resornyi vibroizoliator kvazinulovoi zhorstkosti* [Spring vibration isolator of quasi-zero stiffness] (Ukrainian Patent No. 145130). <https://iprop-ua.com/inv/wfepeu27/> [In Ukrainian]

Пневмогідравлічна схема випробувального стенду



Згідно пневмогідравлічної схеми, зображеною на Додатку 2, прийнято такі позначення:

- *EK «П»* – електроклапан пального двигуна;
- *EK «О»* - електроклапан окисника двигуна.
- *DGB* – Тиск у баку пального, кгс/см^2 ;
- *DGDR* - Тиск пального на вході в двигун перед дроселем, кгс/см^2 ;
- *DGDD, DGDD1* - Тиск пального на вході у двигун, кгс/см^2 ;
- *DOB* - Тиск у баку окисника, кгс/см^2 ;
- *DODR* - Тиск окисника на вході двигун перед дроселем, кгс/см^2 ;
- *DODD, DODD1* - Тиск окисника на вході у двигун, кгс/см^2 ;
- *DBGE* - Тиск у баку НДМГ ГЕУ, кгс/см^2 ;
- *DGVE* - Тиск НДМГ на вході до ГЕУ, кгс/см^2 ;
- *DBAE* - Тиск у баку АТ, кгс/см^2 ;
- *DAVE* - Тиск АТ на вході до ГЕУ, кгс/см^2 ;
- *DBEE* - Тиск у баку етанолу, кгс/см^2 ;
- *DEVE* - Тиск етанолу на вході до ГЕУ, кгс/см^2 ;
- *DBV* - Тиск повітря у балонній батареї, кгс/см^2 ;
- *DVVE1, DVVE2* - Тиск повітря на вході до ГЕУ, кгс/см^2 ;
- *DKE* - Тиск газів у камері ГЕУ, кгс/см^2 ;
- *DKPE* - Тиск газів у камері підпалу ГЕУ, кгс/см^2 ;
- *DOS 1* - Тиск навколишнього середовища в барокамері, мм.рт.ст. ;
- *DOS 2* - Тиск навколишнього середовища в ГДТ 1, мм. рт. ст. ;
- *DS 1÷3* - Тиск навколишнього середовища на зрізі сопла двигуна, мм. рт. ст. ;
- *DGDT* - Тиск газів на виході з ГДТ 20, мм.рт.ст. ;
- *DWVE* - Тиск води на вході до ГЕУ, кгс/см^2 ;
- *DWPG* - Тиск води на виході з ГДТ ML20, кгс/см^2 ;
- *DA* - Тиск у колекторі азоту, кгс/см^2 ;
- *DA1* - Тиск у повітря, кгс/см^2 ;
- *P 1÷3* - Тяга, кгс ;
- *PGDD* - Пульсація тиску пального на вході в двигун: частота – Гц, амплітуда - кгс/см^2 ;
- *PODD* - Пульсація тиску окисника на вході в двигун: частота – Гц, амплітуда - кгс/см^2 ;
- *PAVE* - Пульсації тиску АТ на вході до ГЕУ: частота – Гц, амплітуда - кгс/см^2 ;
- *PGVE* - Пульсації тиску НДМГ на вході до ГЕУ: частота – Гц, амплітуда - кгс/см^2 ;

- *PEVE* - Пульсації тиску етанолу на вході до ГЕУ: частота – Гц, амплітуда - кгс/см²;
- *VEP* - Вібродеривантання у напрямку перпендикулярному до осі ГЕУ: частота – Гц, амплітуда - g;
- *VEO* - Вібродеривантання спрямовані на осі ГЕУ: частота – Гц, амплітуда - g;
- *RGD 1* - Об'ємні витрати пального через двигун, л/с.;
- *REE* - Об'ємна витрата етанолу через ГЕУ, л/с.;
- *ROD 1* - Об'ємна витрата окисника через двигун, л/с.;
- *RWK* - Об'ємна витрата води через камеру ГЕУ, л/с.;
- *RWKE* - Об'ємна витрата води через корпус ГЕУ, л/с.;
- *TGB* - Температура в баку пального, °С;
- *TGDD* - Температура пального на вході у двигун, °С;
- *TOB* - Температура в баку окисника, °С;
- *TODD* - Температура окисника на вході у двигун, °С;
- *TOS* - Температура навколишнього середовища в барокамері, °С;
- *TWPE* - Температура води на виході із камери ГЕУ, °С;
- *TBV* - Температура повітря у балонній батареї, °С;
- *TEVE* - Температура етанолу на вході до камери ГЕУ, °С;
- *TWPG* - Температура води на виході із ГДТ 20, кгс/см².

Перелік вимірювальних параметрів двигуна:

- *DKD1, DKD2* - Тиск газів у камері згорання, кгс/см²;
- *VKDP* - Вібродеривантання в напрямку перпендикулярному до осі камери, амплітуда - g;
- *VKDO* - Вібродеривантання направлені по осі камери, амплітуда - g;
- *TGVK* - Температура пального у вхідному колекторі, °С;
- *TOVK* - Температура окисника у вхідному колекторі, °С;
- *TPKO* - Температура поверхні ЕК «О», °С;
- *TPKG* - Температура поверхні ЕК «П», °С;
- *TPK 1÷9* - Температура поверхні корпусу камери, °С;
- *TPN 4÷6* - Температура поверхні неохолоджуваного соплового насадка, °С;
- *TPSG* - Температура поверхні змішувальної головки, °С.

ДОДАТОК В

Документи щодо впровадження результатів дослідження



ЗАТВЕРДЖУЮ

В.О. директора

ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛЬ»

Олександр **ДОНДІК**

АКТ РЕАЛІЗАЦІЇ

результатів дисертаційної роботи

аспіранта національного технічного університету України

«Київського політехнічного інституту імені Ігоря Сікорського»

Бакуна Володимира Андрійовича

ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛЬ», склало цей акт про те, що результати дисертаційної роботи Бакуна В.А. представляють науковий інтерес і практичну цінність для проведення експериментальних випробувань рідинних ракетних двигунів в умовах, що імітують космічний вакуум.

Встановлено, що мета та результати дисертаційної роботи сприяють вирішенню задач ракетно-космічної галузі, а загальна спрямованість, повністю відповідає напрямку роботи ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛЬ».

ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛЬ» підтверджує, що результати досліджень та розробок Бакуна В.А. використано під час проведення кваліфікаційних випробувань висотного рідинного ракетного двигуна ML20.

Результати дисертаційної роботи Бакуна В.А. можуть бути використані в умовах проектної діяльності ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛЬ».

Заступник В.О. Головного конструктора
ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛЬ»

Дмитро **ГОРЯЧКІН**

03.02.2025