

Міністерство освіти і науки України
Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара
Міністерство освіти і науки України
Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

Кваліфікаційна наукова
праця на правах рукопису

ЄМЕЦЬ МИХАЙЛО ВІТАЛІЙОВИЧ

УДК 629.764.036

ДИСЕРТАЦІЯ

**МОДЕЛЮВАННЯ ГАЗОДИНАМІЧНИХ І ТЕПЛООБМІННИХ ПРОЦЕСІВ В
ДВИГУНІ З ЦЕНТРАЛЬНИМ ТІЛОМ АВТОФАЖНОЇ РАКЕТИ**

113 Прикладна математика

11 Математика та статистика

Подається на здобуття ступеня доктора філософії. Дисертація містить результати власних досліджень. Використання ідей, результатів і текстів інших авторів мають посилання на відповідне джерело

_____ М.В. Ємець

Науковий керівник:
Дреус Андрій Юлійович
доктор технічних наук, професор

Дніпро – 2025

АНОТАЦІЯ

Ємець М.В. Моделювання газодинамічних і теплообмінних процесів в двигуні з центральним тілом автофажної ракети.

Дисертація на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 113 Прикладна математика – Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, 2025.

Дисертацію присвячено розробці математичної моделі та комп'ютерному моделюванню газодинамічних і теплообмінних процесів в двигунах перспективних автофажних ракет. Особливістю такого інноваційного типу ракет є те, що в них контейнери для палива самі є пальним, та спалюються при роботі двигуна.

Сучасні ракети-носії створені на основі технологій XX століття і призначені для виведення на орбіту корисних вантажів масою до 10 тонн. Однак існуючі ракети не відповідають новим вимогам, зокрема щодо масового запуску нано- та пікосупутників для індустріалізації навколоземного простору, а також неефективні для видалення космічного сміття з низьких орбіт. Для ракет легкого та надлегкого класу гостро стоїть проблема низького відношення маси корисного навантаження до повної стартової маси. Ці проблеми можуть бути розв'язані використанням автофажних ракет-носіїв, у яких конструкційні елементи (оболонки баків) слугують пальним. За рахунок цього пасивна маса ракети зменшується, збільшується висота або дальність польоту та маса корисного навантаження. Хоча ідея використання структурних елементів ракети як пального відома з кінця XX сторіччя, досі жодну таку ракету не реалізовано через значні конструктивно-технологічні труднощі. Однією з головних перешкод на шляху створення автофажної ракети є відсутність ефективного діючого двигуна відповідної конструкції.

У **вступі** та **розділі 1** дисертаційної роботи проведено огляд літератури за тематикою малого ракетного носія та концепції автофажного двигуна. Проаналізовано сучасні тенденції розвитку надлегких засобів виведення вантажів на орбіту і показано актуальність використання полімерних паливних оболонок для підвищення ефективності таких ракет. Розглянуто історичні передумови створення автофажних ракет та еволюцію відповідних ідей. Висвітлено конструкцію експериментального автофажного ракетного двигуна з центральним тілом (газифікаційною камерою) та його принцип роботи. На основі аналізу публікацій визначено основні відмінності між автофажними і традиційними ракетними двигунами, окреслено специфічні проблеми їх математичного моделювання (неперервна подача твердого полімерного палива, газифікація в камері, наявність центрального тіла тощо).

У **розділі 2** представлено розвиток аналітичної термодинамічної моделі згоряння полімерного палива в ракетному двигуні. В стаціонарному наближенні записано стехіометричні рівняння реакції горіння поліетилену з різними твердими окислювачами (зокрема перхлоратом літію, перхлоратом амонію, нітратом калію). За допомогою програмного комплексу ASTRA-4 (метод мінімізації вільної енергії Гіббса) визначено рівноважний хімічний склад продуктів згоряння і розраховано основні термодинамічні параметри газової суміші (температура продуктів, середня молекулярна маса, питомі теплоємності, характеристичні швидкості тощо). Наведено порівняльний аналіз одержаних параметрів для різних пар «пальне–окислювач», що дозволило оцінити перспективність кожної з комбінацій.

У **розділі 3** описано математичну модель стаціонарних процесів тепломасообміну та газової динаміки в камері автофажного ракетного двигуна з внутрішнім газифікатором (центральним корпусом). На основі цієї моделі створено детальну тривимірну комп'ютерну модель течії газу, реалізовану із застосуванням методів CFD в середовищі ANSYS Fluent. Описано конструкцію

розрахункової області, що включає камеру згоряння з центральним тілом, конфузорно-дифузорну частину сопла Лавалю та ділянку поза соплом для правильного задання граничних умов. Підібрано сіткову модель та параметри турбулентності, проведено верифікацію моделі. Виконано серію чисельних експериментів для різних режимів роботи двигуна. У результаті отримано поля параметрів потоку (тиску, температури, швидкості, густини) в камері та соплі, а також розподіл температури в стінках центрального газифікатора. Проаналізовано структуру течії поблизу центрального тіла та у соплі: встановлено, що наявність центрального газифікатора формує кільцевий потік, проте не перешкоджає досягненню надзвукової витрати газів і необхідного тиску в камері згоряння. Розраховано теплові потоки на поверхні газифікатора: максимальна густина потоку на передній частині газифікаційної камери сягає $\sim 10^6$ Вт/м², що вказує на необхідність теплозахисту цієї зони. За результатами моделювання визначено швидкість газифікації полімерного палива – близько 20 мм/с, чого достатньо для сталого горіння та роботи двигуна. Також показано, що використання композиції полімерного пального з твердим окислювачем здатне забезпечити питомий імпульс двигуна в межах 240–280 с, тобто рівень, співставний із традиційними твердопаливними РДТТ.

У висновках сформульовано основні результати дослідження. Зокрема, підтверджено працездатність і високий потенціал концепції ракетного двигуна автофажного типу. Наведено рекомендації щодо вибору конструктивних параметрів двигуна (геометрії газифікатора, матеріалів його виготовлення, системи охолодження) для забезпечення ефективного горіння полімерного палива. Окреслено напрямки подальших досліджень, зокрема експериментальну перевірку отриманих чисельних результатів та оптимізацію конструкції автофажних двигунів наступного покоління.

Наукова новизна отриманих результатів дисертації полягає в розробці підходів до розрахунку внутрішньобалістичних та теплообмінних процесів для

нових типів двигунів, що використовують перспективне полімерне паливо, а також в аналізі функціонування газифікаційної камери та визначенні її конструктивних характеристик для забезпечення ефективного процесу газифікації палива через теплообмін з камерою згоряння.

За допомогою програми термодинамічних розрахунків було визначено вихідні параметри газових сумішей продуктів згоряння термопластиків та варіантів твердого окислювача: перхлорату літію, перхлорату амонію та нітрату калію. Складено порівняльну характеристику вихідних даних для подальшого математичного та комп'ютерного моделювання.

Отримані аналітичні закономірності щодо процесів теплообміну між газифікаційною камерою та камерою згоряння. Було встановлено теплові потоки на поверхні газифікаційної камери. З використанням методу термічного аналізу на установці STA 6000 визначені температури горіння, енергетичні характеристики і швидкість уносу маси перспективних матеріалів і компонентів – високо- і низькомолекулярного поліетилену, білого і сірого пропілену та твердих окислювачів: перхлорату літію, перхлорату амонію та нітрату калію.

На основі результатів CFD моделювання встановлені закономірності формування теплових потоків і розрахована швидкість газифікації поліетилену в газифікаційній камері автофажного двигуна.

Проведено комплексну оцінку внутрішньобалістичних характеристик автофажного ракетного двигуна з полімерним паливом. Показано, що поєднання полімерного пального з твердим окислювачем забезпечує досягнення питомого імпульсу двигуна в діапазоні 240–280 с. Розраховано, що швидкість газифікації полімерного палива (~20 мм/с) є достатньою для стійкої роботи двигуна в заданому режимі, що підтверджує практичну реалізованість запропонованої схеми.

Ключові слова: математичне та чисельне моделювання, газифікація продуктів розкладу, плавлення полімерів, фазовий перехід твердого ракетного

палива, гідрогазодинаміка, теплообмін, CFD методи, камера згоряння ракетного двигуна, сопло з центральним тілом, тверде ракетне паливо.

ABSTRACT

Yemets M.V. Modeling of Gas-Dynamic and Heat Transfer Processes in an Engine with a Central Body of an Autophagic Rocket.

Dissertation for the degree of Doctor of Philosophy in specialty 113 – Applied Mathematics. – Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, 2025.

The dissertation is devoted to the development of a mathematical model and computer simulation of gas-dynamic and heat exchange processes in prospective autophagic rocket engines. A distinctive feature of this innovative rocket type is that the fuel containers themselves are combustible, burning during engine operation.

Modern launch vehicles are based on 20th-century technologies and are designed to deliver payloads weighing up to 10 tons into orbit. However, existing rockets no longer meet new requirements, especially regarding mass launches of nano- and pico-satellites for industrializing near-Earth space, and are also inefficient for removing space debris from low orbits. Rockets of the lightweight and ultra-light classes are facing a pressing issue of low ratios of payload mass to total launch mass. These problems can be solved using autophagic rockets, in which structural elements (tank shells) serve as fuel. This reduces passive rocket mass, increases flight altitude, range, and payload mass. Although the idea of using structural elements of rockets as fuel has been known since the late 20th century, such a rocket has not yet been realized due to significant design and technological difficulties. One of the main obstacles on the way to creating an autophagic rocket is the lack of an effective working engine of the corresponding design.

In the **Introduction** and **Chapter 1** of the dissertation, a literature review is presented on the topic of small launch vehicles and the concept of the autophagic engine. Modern trends in the development of ultralight payload delivery systems into orbit are analyzed, and the relevance of using polymer fuel tank shells to enhance the

efficiency of such rockets is demonstrated. Historical prerequisites for the creation of autophagic rockets and the evolution of corresponding ideas are considered. The design of an experimental autophagic rocket engine with a central body (gasification chamber) and its operating principles are clarified. Based on the analysis of publications, the main differences between autophagic and traditional rocket engines are identified, specific problems of their mathematical modeling are outlined (continuous supply of solid polymer fuel, gasification in the chamber, presence of a central body, etc.).

In **Chapter 2**, the development of an analytical thermodynamic model for polymer fuel combustion in a rocket engine is presented. Stoichiometric equations for polyethylene combustion reactions with various solid oxidizers (specifically lithium perchlorate, ammonium perchlorate, and potassium nitrate) are formulated under stationary approximation conditions. Using the ASTRA-4 software package (method of minimizing Gibbs free energy), the equilibrium chemical composition of combustion products and their thermodynamic parameters for various pressures, oxidizer-to-fuel ratios, and combinations thereof are determined.

Chapter 3 describes the mathematical model of steady-state heat and mass transfer and gas dynamics processes in an autophagic rocket engine chamber with an internal gasifier (central body). Based on this model, a detailed three-dimensional computational gas flow model was developed using CFD methods in the ANSYS Fluent environment. The computational domain configuration is described, including the combustion chamber with the central body, a converging-diverging (Laval) nozzle section, and an area beyond the nozzle to correctly set boundary conditions. The mesh model and turbulence parameters were selected, and the model verification was conducted. A series of numerical experiments were carried out for various engine operation modes. As a result, flow parameter fields (pressure, temperature, velocity, density) in the chamber and nozzle, as well as temperature distribution in the walls of the central gasifier, were obtained. The flow structure near the central body and within the nozzle was analyzed: it was established that the presence of the central gasifier

forms an annular flow but does not prevent achieving supersonic gas flow and required combustion chamber pressure. Heat fluxes on the gasifier surface were calculated: the maximum heat flux density on the front part of the gasification chamber reaches approximately $\sim 10^6 \text{ W/m}^2$, indicating the need for thermal protection of this area. Based on modeling results, the polymer fuel gasification rate was determined to be around 20 mm/s, sufficient for steady combustion and engine operation. It was also shown that the use of polymer fuel compositions with solid oxidizers can provide a specific impulse of the engine in the range of 240–280 s, comparable with traditional solid propellant rocket motors.

In the **Conclusions**, the main results of the research are formulated. Specifically, the operability and high potential of the autophagic-type rocket engine concept have been confirmed. Recommendations are provided regarding the choice of engine design parameters (gasifier geometry, manufacturing materials, cooling systems) to ensure effective combustion of polymer fuel. Directions for further research are outlined, particularly experimental verification of the obtained numerical results and optimization of next-generation autophagic engine designs.

The **Scientific Contribution** of the obtained results in the dissertation lies in the development of approaches for calculating internal ballistic and heat transfer processes for new types of engines utilizing promising polymer fuel, as well as analyzing the operation of the gasification chamber and determining its structural characteristics to ensure an effective fuel gasification process through heat exchange with the combustion chamber.

Using a thermodynamic calculation software, initial parameters of gas mixtures resulting from the combustion of thermoplastics with different solid oxidizers—lithium perchlorate, ammonium perchlorate, and potassium nitrate—were determined. Comparative characteristics of input data were compiled for further mathematical and computational modeling.

Analytical relationships concerning heat transfer processes between the gasification chamber and the combustion chamber were obtained. Heat fluxes on the surface of the gasification chamber were established. Using thermal analysis methods on the STA 6000 device, combustion temperatures, energetic characteristics, and mass-loss rates of promising materials and components—high- and low-molecular-weight polyethylene, white and grey polypropylene, and solid oxidizers: lithium perchlorate, ammonium perchlorate, and potassium nitrate—were determined.

Based on CFD modeling results, regularities in the formation of heat fluxes were established, and the polyethylene gasification rate in the gasification chamber of the autophagic engine was calculated.

A comprehensive evaluation of internal ballistic characteristics of the autophagic rocket engine with polymer fuel was conducted. It was shown that combining polymer fuel with a solid oxidizer achieves a specific impulse in the range of 240–280 s. It was calculated that the polymer fuel gasification rate (~ 20 mm/s) is sufficient for stable engine operation in the designated mode, confirming the practical feasibility of the proposed design.

Keywords: *mathematical and numerical modeling, polymer gasification, decomposition products, polymer melting, phase transitions of solid rocket propellant, gas dynamics, heat exchange, CFD methods, rocket engine combustion chamber, central body nozzle, solid rocket propellant.*

Основні наукові результати дисертації опубліковано у роботах

1. Yemets, M., Yemets, V., Harkness, P., Dron, M., Worrall, K., Pashkov, A., Yemets, T., Kostrytsyn, O. and Zhuravel, P., 2018. Caseless throttleable solid motor for small spacecraft, Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC 2018.

ISSN: 00741795 | **(Scopus)** *(особистий внесок авторів: Ємця М.В. - розрахунки режимів роботи двигуна; Ємець В.В. – загальна концепція; Харкнес П. та Ворал К. - обробка експериментальних результатів; Дронь М.М., Пашков А.В. – експериментальна установка, експеримент, Ємець Т.В. – аналітичний огляд; Костріцин О. Ю., Журавель П.Л. – збір експериментальних даних).*

2. Yemets, V., Dron, M., Dreus, A., Pashkov, A. and Yemets, M., 2021. Heat Flows in the Gasification Chamber of the Polymer Propelled Autophage Launch Vehicle, Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC 2021. ISSN: 00741795 | **(Scopus)** *(особистий внесок авторів: Ємця М.В. – математична модель; аналітичне та числове розв’язання задачі, Ємець В.В. – загальна концепція, експеримент; Дреус А. Ю. - постановка задачі; Дронь М.М., Пашков А.В. – обговорення експериментальних даних).*

3. Dreus, A., Yemets, V., Dron, M., Yemets, M., & Golubek, A. (2022). A simulation of the thermal environment of a plastic body of a new type of launch vehicle at the atmospheric phase of the trajectory. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 94(4), 505-514. DOI: 10.1108/AEAT-04-2021-0100, ISSN: 0002-2667.

Scopus, видання, віднесене до другого квартиля Q2 відповідно до класифікації SCImago Journal

(особистий внесок авторів: Ємця М.В. – математична модель аеродинамічного нагріву; Ємець В.В. – балістичні розрахунки; Дреус А. Ю. - постановка задачі; Дронь М.М., Голубек А.В. – обговорення результатів).

4. Dreus, A., Yemets, M., Dron, M., Khaminich, O., Rudominskyi, M. CFD Analysis of Gas-Dynamic and Heat Transfer Processes in a Propulsion System using Polymer Fuel, Journal of Advanced Research in Numerical Heat Transfer, 2024, , DOI: 10.37934/arnht.21.1.1425. ISSN: 2735 - 0142

Scopus, видання, віднесене до першого квартиля Q1 відповідно до класифікації SCImago Journal

(особистий внесок авторів: Ємця М.В. – чисельні моделювання, термодинамічні розрахунки, комп'ютерна модель; Дреус А. Ю. – формування висновків; Хамініч О.В. – аналітичний огляд, Рудомінський М.О. - підбір та опрацювання літератури; Дронь М.М. – обговорення результатів).

Тези наукових доповідей

1. Михайло Ємець, Микола Дронь. Development of a method to predetermine g-load for autophage rocket. Актуальні проблеми механіки суцільного середовища і міцності конструкцій/ Тези доповідей Другої міжнародної науково-технічної конференції пам'яті академіка В.І. Моссаковського. Дніпро: 2019. С. 334-335.
2. Ємець, М., Хакнес, П., Ємець, В., Дронь, М. Двигунні установки зі спалимими паливними оболонками для малих супутників. Космічні технології: теперішнє та майбутнє/ Тези доповідей 7ї міжнародної конференції. 2019 С. 50-51. М. Ємець.
3. Ємець, М., Дронь М., Ємець В. Autophage solid quasi single-stage-to-low-orbit launch vehicle with pulse engine and constant g-loading. XXVII Міжнародна науково-практична конференція «Людина і Космос». Дніпро 15-17 квітня 2020.
4. Yemets, V., Dron, M., Pashkov, A., Dreus, A., Kositsyna, Y., Yemets, M., Dubovy k, L., Kostritsyn, O. and Zhuravel, P., 2020. Method to preset G-load profile of launch vehicles, Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC 2020.

ЗМІСТ

АНОТАЦІЯ	2
ВСТУП.....	15
РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД ЛІТЕРАТУРИ СТОСОВНО ТЕНДЕНЦІЙ ДО СТВОРЕННЯ ЛЕГКИХ РАКЕТ НОСІЇВ ТА ПИТАННЯ РОЗРОБКИ ДВИГУННИХ УСТАНОВОК ЯКІ ВИКОРИСТОВУЮТЬ АВТОФАЖНИЙ ПРИНЦИП.....	20
1.1 Огляд сучасних тенденцій зі створення надлегких засобів виведення вантажу на навколоземну орбіту.	20
1.2 Історичні передумови створення автофажних ракет	26
1.3 Концепція автофажного двигуна.....	30
1.4 Особливості ракетних двигунів з центральним тілом	47
Висновки до розділу 1	50
РОЗДІЛ 2. РОЗРАХУНОК ТЕРМОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ В РАКЕТНОМУ ДВИГУНІ ЩО ВИКОРИСТОВУЄ ПОЛІМЕРНЕ ПАЛИВО	52
2.1. Аналітична термодинамічна модель згоряння ПЕ+АП в ракетному двигуні (стаціонарний режим). Стехіометричне рівняння згоряння та температура полум'я.	52
2.2 Рівноважний склад продуктів згоряння (метод мінімізації вільної енергії Гіббса)	53
2.3 Результати розрахунку термодинамічних властивостей газової суміші	55
2.4 Порівняльний аналіз характеристик паливно-окиснювальних пар.....	62
Висновки до розділу 2	73
РОЗДІЛ 3. МАТЕМАТИЧНА ТА КОМП'ЮТЕРНА МОДЕЛІ ГАЗОДИНАМІЧНИХ І ТЕПЛООБМІННИХ ПРОЦЕСІВ В АВТОФАЖНОМУ ДВИГУНІ	75
3.1 Система рівнянь тепломасообміну та газової динаміки.	75
3.2 Комп'ютерна модель.....	83

3.3. CFD-моделювання в ANSYS Fluent: сітка, параметри, розрахунок та результати	88
3.4 Результати CFD-моделювання: аналіз отриманих полів та фізична інтерпретація	95
Висновки до розділу 3	110
ВИСНОВКИ.....	112
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	114
ДОДАТОК А	123
Список публікацій автора за темою дисертації.....	123

ВСТУП

Обґрунтування вибору теми дослідження. На сьогоднішній день на ринку космічних запусків існує сталий попит на виведення на низькі навіколозені орбіти великої кількості мікро-, нано-, піко- та фемто- спутників. Більшість таких запусків відбувається за допомогою великих ракет, що не завжди дозволяє проводити виведення корисних вантажів на орбіту в оперативному режимі і має високу вартість. Отже, актуальною є проблема створення цільового засобу доставки невеликих вантажів на орбіту.

Одним з перспективних напрямків розробки дешевших засобів виведення космічних вантажів є ракети з полімерними спаленими паливними оболонками, які також називаються автофажними (від латинського *autophagous* — «той, що сам себе поїдає»). Основною особливістю цих ракет є використання паливних баків із полімерних матеріалів, які під час польоту спалюються в камері згоряння ракетного двигуна. В Дніпровському національному університеті імені Олеся Гончара вперше розроблено прототип двигуна для автофажної ракети, що пройшов успішні стендові випробування. Проте визначення раціональних параметрів роботи такого двигуна та оптимізація конструктивних параметрів потребує проведення досліджень плавлення та газифікації полімерного палива, що відбувається в спеціальній газифікаційній камері, а також дослідження процесів газової динаміки та теплообміну в камері двигуна. Ефективним інструментом дослідження в даному випадку є методи числового та CFD моделювання таких процесів.

Слід зазначити, що конструкція камери двигуна, що розглядається, має особливість у вигляді центрального тіла – газифікаційної камери, що потребує створення нової математичної моделі та параметричних досліджень термогазодинамічних процесів.

Темою дослідження цієї роботи є розробка математичної та чисельної моделі для розрахунку теплових та газодинамічних процесів із урахуванням наявності центрального тіла, що виконує функцію газифікаційної камери. Запропонована математична модель дозволяє розраховувати процеси газифікації та теплові потоки на поверхні газифікаційної камери, а також конструкцію цієї камери та процеси горіння в автофажному двигуні. Результати моделювання порівнюються з чисельним моделюванням та експериментальними даними, отриманими під час вогневих випробувань прототипу ракетного двигуна.

Отже, **актуальність теми роботи** обумовлюється розвитком технології створення автофажної ракети, що потребує розробки моделей та методики розрахунку газодинамічних і теплообмінних процесів в автофажному ракетному двигуні, що потрібно для визначення раціональних конструкційних параметрів та параметрів термогазодинамічних процесів в камері згоряння.

Мета дисертаційного дослідження є розробка математичної моделі та проведення числових досліджень для визначення раціональних параметрів теплових і газодинамічних процесів в ракетних двигунах нового типу що використовують полімерне паливо.

Завдання дисертаційного дослідження:

1. Виконати огляд інформації щодо дослідження автофажних ракет-носіїв і моделювання їх двигунів, оцінити економічні переваги та потенційні області застосування, у тому числі проаналізувати вартість запусків та альтернативні методи виведення вантажів на орбіту. Провести аналіз відмінностей існуючих моделей розрахунку двигунів від автофажних двигунів, зосередивши увагу на основних проблемах моделювання газодинаміки та теплообміну, які виникають при розробці цих перспективних двигунів.
2. Обрунтувати вихідні дані для математичного та чисельного моделювання теплофізичних властивостей полімерного пального та твердого ракетного окислювача в широкому температурному діапазоні, зокрема під час фазових

переходів у газифікаційній камері. Здійснити термодинамічні розрахунки для різних складів палива з метою встановлення раціональних параметрів для процесу горіння в автофажному двигуні.

3. Побудувати комп'ютерну модель газодинамічних і теплообмінних процесів в камері двигуна автофажної ракети, з урахуванням особливості конструкції та подачі палива в камеру. Виконати параметричні чисельні дослідження процесів газодинаміки і теплообміну в камері двигуна автофажної ракети з використанням розробленої моделі і CFD-моделювання.
4. На основі даних обчислювальних експериментів визначити особливості перебігу газодинамічних і теплообмінних процесів в камері та розробити рекомендації щодо раціональних параметрів таких процесів. Розробити рекомендації щодо конструктивних параметрів газифікаційної камери та камери згоряння двигуна автофажної ракети.

Об'єкт дослідження: Термодинамічн, газодинамічні і теплообміні процеси камері двигуна автофажної ракети.

Предмет дослідження: газодинамічні, тепературні поля в камері автофажного двигуна.

Методи дослідження: математичне моделювання газодинамічних та теплообмінних процесів горіння та газифікації палива. Чисельне моделювання теплових потоків на поверхні центрального тіла. Експериментальні дослідження методом термічного аналізу теплофізичних та енергетичних характеристик матеріалів ракетного палива.

Достовірність отриманих результатів забезпечуються використанням класичних фізико-математичних моделей теплообміну та стисливої газодинаміки, що добре апробовані у практиці інженерного моделювання. Постановки задач сформульовані коректно з урахуванням фізичних особливостей роботи автофажного ракетного двигуна з центральним тілом. Чисельна реалізація моделей здійснена з використанням надійних методів CFD-моделювання.

Точність обчислень контролювалася шляхом сіткової збіжності та перевірки енергетичних балансів. Узгодженість результатів із відомими теоретичними положеннями та опублікованими дослідженнями інших авторів також підтверджує надійність зроблених висновків.

Наукова новизна одержаних результатів:

1. Вперше побудовану чисельну модель що описує газодинамічні і теплообмінні процеси в камері двигуна автофажної ракети, яка на відмінну від відомих моделей враховує наявність полімерного палива, яке переходить із твердого стану в рідкий, здійснюючи тепловий обмін із конструкцією центрального тіла.
2. Вперше методами математичного та чисельного моделювання досліджено процеси газодинаміки і теплообміну продуктів газифікації нового полімерного палива, що дозволило встановити закономірності розподілу теплових і газодинамічних полів в камері двигуна.
3. Вперше методами комп'ютерного моделювання підтверджено ефективність застосування газифікованого полімерного пального для автофажних двигунів. Встановлено, що поєднання полімерного пального з твердими окислювачами забезпечує питомий імпульс автофажного ракетного двигуна в діапазоні 240–280 с. Розраховано швидкість газифікації поліетилену в газифікаційній камері автофажного двигуна, яка становить 20 мм/с, що забезпечує його ефективну роботу. Додатково враховано підвищення масової досконалості ракети завдяки відсутності металевих паливних баків.

Практичне значення одержаних результатів полягає в тому, вперше розроблена математична та деталізована комп'ютерна модель для визначення термогазодинамічних процесів в камері згоряння двигуна нового типу, який використовує автофажний принцип. Це має велике практичне значення, оскільки дозволяє оцінити раціональні конструктивні параметри для внутрішнього тіла –

газифікаційної камери, компонентів палив та конструкції сопла. Результати дисертаційного дослідження використані під час розробки проекту автофажної ракети що реалізується в рамках проектів на базі ДНУ імені Олесе Гончара.

Особистий внесок здобувача. Всі основні результати, викладені в дисертаційній роботі, отримані автором самостійно. У публікаціях у співавторстві до компетенції автора належать: формулювання постановок задач, розроблення чисельних алгоритмів для їх розв'язання, а також виконання відповідних комп'ютерних розрахунків і побудова графічних матеріалів.

Апробація результатів дисертації. Основні результати дисертаційної роботи доповідались на таких конференціях: Актуальні проблеми механіки суцільного середовища і міцності конструкцій. – Дніпро. – 10-12 жовтня 2019, Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос». – Дніпро. – 15-17 квітня 2020, International Astronautical Congress. – Dubai. – 25—29 October, 2021.

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами

Дослідження за темою дисертації виконувалися згідно планів наукової роботи Дніпровського національного університету імені Олесе Гончара та в рамках НДР «Теоретичне та експериментальне обґрунтування автофажних двигунних систем відведення об'єктів з низьких навколоземних орбіт», 2020-2022 (№ д/р 0120U102254) та НДР «Обґрунтування проєктно-балістичних параметрів надлегких ракет-носіїв з полімерними корпусами з урахуванням аеродинамічних та теплофізичних ефектів на атмосферній ділянці», 2021-2023 (№ д/р 0121U109770).

Структура та обсяг дисертації. Дисертація складається зі вступу, 3 розділів, висновків, списку використаних джерел (72 найменування) та 1 додатка. Повний обсяг роботи – 123 сторінки (основний текст разом зі схемами і рисунками). Дисертація містить 31 рисунок і 6 таблиць.

РОЗДІЛ 1. ОГЛЯД ЛІТЕРАТУРИ СТОСОВНО ТЕНДЕНЦІЙ ДО СТВОРЕННЯ ЛЕГКИХ РАКЕТ НОСІЇВ ТА ПИТАННЯ РОЗРОБКИ ДВИГУННИХ УСТАНОВОК ЯКІ ВИКОРИСТОВУЮТЬ АВТОФАЖНИЙ ПРИНЦИП

1.1 Огляд сучасних тенденцій зі створення надлегких засобів виведення вантажу на навколоземну орбіту.

Сучасні ракети-носії, що використовуються для виведення вантажів на орбіту, мають низку системних обмежень, які унеможлиблюють істотне зменшення вартості доступу в космос. За розрахунками економістів, щоб радикально збільшити масштаб використання космічного простору, вартість доставки одного кілограма вантажу на низьку навколоземну орбіту повинна знизитися на 2–3 порядки від поточних значень [1].

Попередні спроби реалізувати багаторазові пускові системи не привели до бажаного результату. Програма Space Shuttle виявилася економічно неефективною через необхідність трудомісткого міжпольотного обслуговування, високі ризики і складну інфраструктуру [2]. Сучасні комерційні багаторазові рішення, зокрема Falcon 9 компанії SpaceX, значно підвищили ефективність запусків, однак навіть у цих системах повторне використання першого ступеня не позбавлене затрат на технічне обслуговування, транспортування та повторну сертифікацію [3]. Крім того, така модель все ще потребує потужної стартової інфраструктури та підтримки великих команд.

Зусилля зі зменшення маси конструкцій за допомогою нових матеріалів, таких як титан, алюмінієво-літєві сплави, вуглецеві композиції, дозволяють лише

часткову оптимізацію [4]. Конструктивна маса класичних багатоступеневих ракет становить приблизно 5–12% від повної стартової маси [5]. Баки, міжступеневі конструкції, теплозахист та системи управління залишаються значним тягарем для запуску.

Додатковою проблемою є токсичність та екологічна небезпека традиційних ракетних палив. Протягом десятиліть у рідинних системах використовували токсичні компоненти, як-от несиметричний диметилгідразин (гептил) у парі з тетраоксидом діазоту, які залишають хімічно небезпечні сліди при падінні ступенів і потребують спеціального обслуговування [6]. У твердопаливних двигунах, зокрема на основі перхлорату амонію, продукти згоряння містять хлоровмісні сполуки (HCl , Cl_2), що мають шкідливий вплив на атмосферу та здоров'я персоналу [7].

У зв'язку з описаними обмеженнями, упродовж останніх 10–15 років активізувалися дослідження щодо створення надлегких ракет-носіїв (РН), здатних забезпечити оперативні, індивідуальні пуски малих супутників. Цю потребу стимулює стрімке зростання сегментів мікро-, нано-, піко- і фемтосупутників, маса яких може складати від кількох кілограмів до десятків грамів.

Сучасні наносупутники, створені на основі стандарту CubeSat, мають розміри $10 \times 10 \times 10$ см і масу 1–6 кг, тоді як піко- і фемтоформати можуть важити лише 0.1–0.01 кг [8]. Такі досягнення стали можливими завдяки прогресу у мікроелектроніці, розвитку інтегрованих схем, мініатюрних комунікаційних модулів, а також нових джерел енергоживлення. При цьому зберігається здатність супутників виконувати складні задачі: дистанційне зондування, передавання даних, навігацію, наукові експерименти.

Статистичні дані підтверджують цю тенденцію. За даними дослідження Space Foundation [9], у 2022 році понад 90% супутників, запущених на навколоземну орбіту, належали до класу <50 кг. Згідно з інформацією платформи

NanoSats.eu та аналітики BryceTech [13], у 2023 році вже понад 92% супутників мали масу до 50 кг, при цьому найактивнішими сегментами були апарати класу 1–10 кг.

Як показано на рисунку 1.1, де наведено графік росту запусків різних класів супутників, очікується сталий тренд на збільшення кількості пусків малих апаратів до 2035 року.

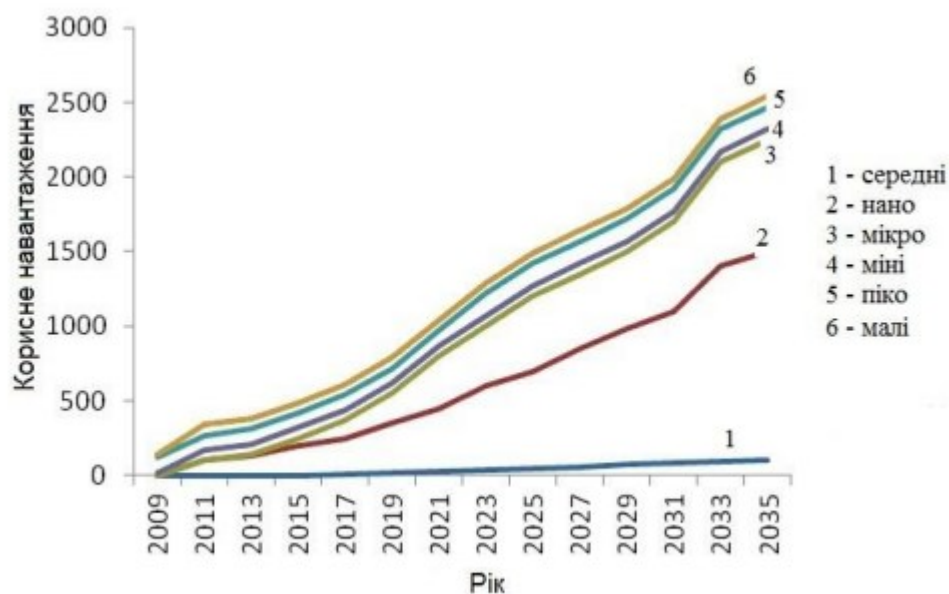


Рисунок 1.1 Оціночний прогноз запусків малих супутників [10]

Особливо динамічним є сегмент супутників масою менше 1 кг. На рисунку 1.2 показано оцінку зростання попиту на такі апарати, які вимагають радикального переосмислення підходів до пускових платформ.

Прогнози NASA й Euroconsult свідчать, що до 2030 року кількість малих супутників у сукупності перевищить 25 000 апаратів, що сформує потребу у сотнях щорічних запусків саме у форматі індивідуального обслуговування малих клієнтів.

Потреба у цільових малих РН зумовлена дисбалансом між кількістю виготовлених малих супутників та їх можливостями запуску. Сучасна пускова інфраструктура залишається слабо пристосованою до вимог запуску надлегких супутників. Більшість традиційних ракет-носіїв, включаючи системи легкого класу, розроблялися для виведення вантажів масою у десятки або сотні кілограмів.

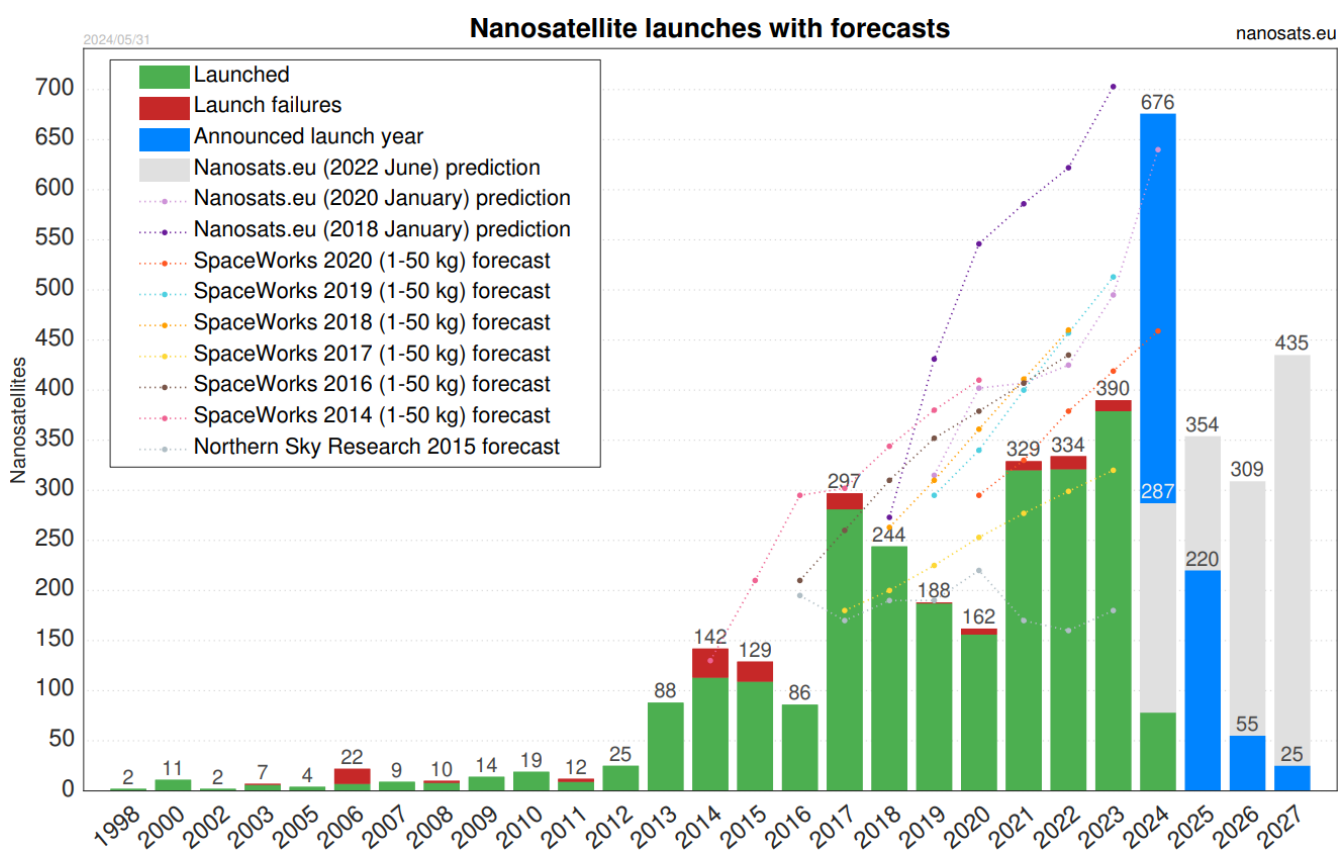


Рисунок 1.2. Динаміка запусків наносупутників (1–50 кг) та прогноз до 2027 р.

[11]

Велика частина мікросупутників нині виводиться на орбіту як попутний вантаж важких або середніх РН, таких як Falcon 9, Ariane 6 або Союз-2. Виведення одного або кількох супутників типу CubeSat за допомогою таких ракет зазвичай здійснюється у складі кластерного запуску, що є неоперативним і

недостатньо економічним рішенням. Такий формат потребує спільного планування, обмежує можливість вибору орбіти та унеможлиблює оперативне реагування на завдання.

Це не відповідає інтересам операторів мікросупутників, які працюють у галузях агромоніторингу, екологічного спостереження, атмосферних досліджень та космічної науки і потребують швидкого та гнучкого доступу до орбіти.

За даними Visual Capitalist [14], вартість запуску зменшується, однак залишається високою для малих апаратів. Таблиця 1.1 ілюструє питомі вартості запуску на ННО для типових легких РН.

Таблиця 1.1 [12]

Ракета-носій	Компанія, країна	Вантажопідйомність, кг	Мінімальна питома вартість, дол. США/кг
Pegasus XL	Orbital Science corp., США	310	181 161
Alpha	Firefly, США	454	19 868
Demi-Spide	Microcosm, США	160	22 500
Electron	Rocket Lab, США і Нова Зеландія	150	49 000
GOLauncher2	Generation Orbit, США	40	62 500
Launcher One	Virgin Galactic, США	225	44 444
SOAR	Swiss Space Systems, Швейцарія	250	38 400
VLM-1	AEB and DLR, Бразилія і Германія	150	66 666

У зв'язку з цим активізувались дослідження щодо створення надлегких ракет-носіїв (РН), здатних забезпечити індивідуальний пуск малогабаритного корисного навантаження. Такі виклики вимагають від інженерів та виробників космічної техніки пошуку нових технічних рішень зі створення дешевих та надійних засобів доставки на низькі навколоземні орбіти. Одним з таких оригінальних рішень є пропозиція зі створення ракети надлегкого класу з

твердопаливним двигуном на полімерному паливі [15, 16], або автофажної ракети — тобто ракети, яка спалює власну конструкцію як паливо. Реалізація автофажної ракети стала можливою завдяки використанню поліефенів як палива [17]. Це дозволяє суттєво зменшити інертну масу, уникнути ступеневого поділу, а також здешевити виробництво та запуск завдяки мінімізації кількості елементів конструкції.

Використання полімерів нафтохімічного походження в якості палива (у т.ч. поліетиленів) можливо завдяки високій теплоутворюючій здатності таких речовин [18]. В теперішній час розроблено багато технологій по конвертації полімерів, зокрема поліетилену як, низької так і високої щільності, у рідке паливо [19]. Отримане таким чином рідке паливо цілком придатне, наприклад, для використання в якості дизельного пального [20].

Використання поліетилену високої щільності в якості одного з компонентів палива для гібридних ракетних двигунів розглянуті в роботах [21, 22]. В роботі [23] полімерне паливо проаналізовані екологічні аспекти полімерних палив при використанні в ракетних двигунах. Особливість використання поліетилену як твердого ракетного палива полягає в необхідності газифікації перед спаленням в камері згоряння. Для цього, у конструкції відповідного двигуна передбачено спеціальну газифікаційну камеру, температура в якій сягає 450-550°C [24]. Газифікація як палива, так і окиснювача відбувається під впливом високих температур. Ефективність роботи двигуна залежить від перебігу термодинамічних процесів в робочих камерах двигуна, що потребує проведення відповідних досліджень.

1.2 Історичні передумови створення автофажних ракет

Ідея використання компонентів ракети як додаткового палива для підвищення її енергетичних характеристик має досить тривалу історію. Одним із перших цю концепцію запропонував Юрій Кондратюк у 1929 році. Він висунув ідею, що після виходу багатоступеневої ракети на орбіту Землі, відпрацьовані ступені можна було б розбирати, переплавляти та використовувати отриманий матеріал як паливо для подальших міжпланетних польотів. Кондратюк також розглядав можливість використання твердого водню, який перед подачею в двигун піддавався б газифікації. Його розрахунки показали принципову можливість міжпланетних польотів з використанням ракетних технологій та відомих на той час матеріалів, приділяючи значну увагу масі ракети та характеристикам палива. [25, 26]

Значний внесок у розвиток ідей "самопожираючих" конструкцій належить Фрідріху Цандеру. Він був палким прихильником спалювання не лише ракетних елементів, таких як підвісні баки, але й частин літальних апаратів, призначених для атмосферної ділянки польоту (крил, моторів тощо). Цандер сформулював вимоги до металів, придатних для створення спалимих елементів, і навіть запропонував використовувати пластмаси та неметали з металевими наповнювачами. Він детально описав необхідні агрегати для реалізації цього процесу: «плавильний котел» з «топкою», що нагрівається продуктами згоряння; інжектор для подачі розплаву в камеру згоряння за допомогою газоподібного окислювача; та підігрівані трубопроводи для транспортування розплавленого пального. Цандер провів численні експерименти зі створення та випробування легких сплавів на спалимість, характеристики чотирнадцяти з яких наведено в одній із його робіт. Його дослідження були частково мотивовані переконанням,

що ракета виключно на рідкому паливі не зможе досягти космічних швидкостей, що, ймовірно, було пов'язано з конструктивними особливостями його крилатої ракети. Незважаючи на специфіку того часу, його концепції багато в чому перегукуються із сучасними проєктами аерокосмічних систем. Важливо зазначити, що як Цандер, так і Кондратюк розглядали конструктивні елементи переважно як допоміжне паливо до основного рідкого. [27].

Ідею доцільності спалювання відпрацьованих частин ракети також висловлював Арі Штернфельд у своїй відомій праці, хоча й не надавав конкретних пропозицій щодо реалізації, обмежуючись зауваженням про можливе ускладнення конструкції.

Окремо варто згадати проєкт космічного корабля Вальтера Гомана (рисунок 1.3). Його концепція передбачала створення корабля, корпус якого повністю складається з твердого палива і поступово зменшується під час польоту. Твірна корпусу мала експоненційну форму, а горіння відбувалося б лише з торця, забезпечуючи постійне прискорення. Головним недоліком цієї амбітної схеми була відсутність камери згоряння, що не дозволяло досягти високого питомого імпульсу, необхідного для виходу в космос.

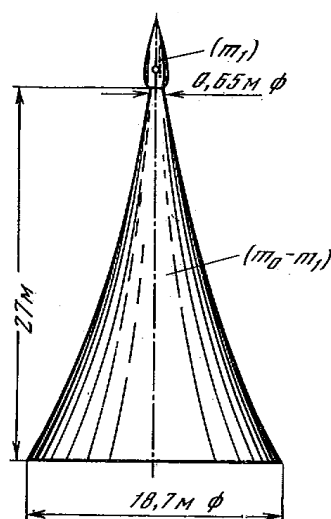


Рисунок 1.3 – Космічний корабель Вальтера Гомана із спалимим корпусом [28].

Пізніше ідеї використання ракетних конструкцій як палива знаходили своє відображення переважно в патентній літературі середини XX століття. Наприклад, в одному з патентів (Pat. 3127739 USA. *Rocket Motor with Consumable Casing* / C.R. Miller, 1961) пропонувалася ракета, де оболонка паливного бака, що складалася з твердого пального, подавалася в камеру згоряння у твердому стані за допомогою гвинтового механізму по мірі спорожнення її від рідкого окислювача. Інші винахідники того ж періоду (Pat. 4703694 USA. *Single Stage Autophage Rocket* / M.J. Corbett, 1987) запропонували спалювати композитну оболонку паливного бака факелами ракетних двигунів, використовуючи інжектори для подачі повітря та рейковий механізм для подачі рідкого пального зсередини оболонки в рухову установку. Саме ці автори назвали свою ракету «автофажною». Ця влучна назва видається цілком придатною для позначення всієї сукупності перспективних ракет з витрачанням оболонок баків у міру їх спорожнення від рідкого палива [28].

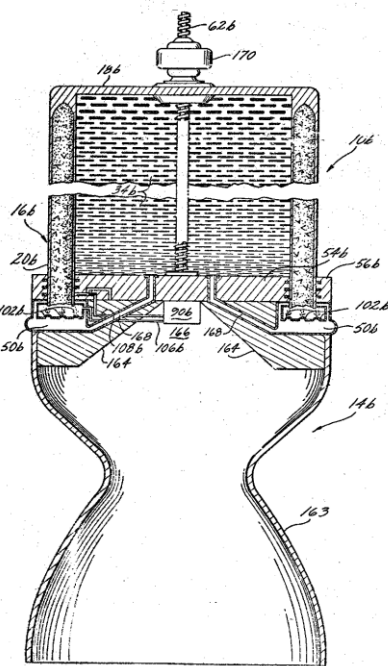


Рисунок 1.4 – Пропозиція ракетного двигуна з гвинтовою подачею бакової оболонки в КЗ [28].

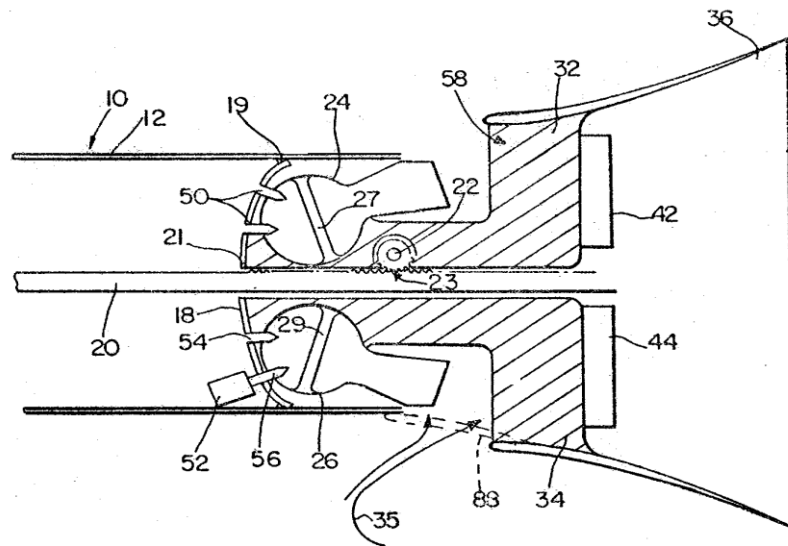


Рисунок 1.5 – Хвостова частина автофажної ракети зі спаленням бакової оболонки факелами ракетних двигунів [29].

Основними недоліками згаданих ранніх патентних схем є необхідність підтримання високого тиску в баках (при витискувальній подачі) та наявність механізму для подачі твердої оболонки в зону горіння. Цих недоліків можна було б уникнути шляхом попереднього плавлення або газифікації матеріалу оболонки перед його подачею в рухову установку. Загалом, з аналізу стану розробки ракет із спаленням або дискретним відкиданням оболонок паливних баків випливає, що найбільш доцільною і близькою до практичної реалізації виглядає схема процесу спалення, запропонована Фрідріхом Цандером, яка передбачає попереднє розплавлення твердого матеріалу і його розпил у камеру згоряння [28].

1.3 Концепція автофажного двигуна

Схематично розглянемо принцип устрою і роботи автофажного двигуна. В рамках цієї концепції було розроблено дві основні інженерні реалізації: гібридну (з рідким окислювачем) та інерційну (з твердим окислювачем) [30]. В обох випадках палим є термічно деструктовані термопластики, що одночасно виконують функцію бакової оболонки.

Гібридна ракета з автофажним принципом дії

У гібридній схемі ракета-носій оснащується внутрішнім баком з рідким окислювачем (наприклад, LOX, H_2O_2), розміщеним коаксіально всередині поліетиленової оболонки. В процесі польоту задня торцева частина поліетиленової оболонки піддається інтенсивному тепловому навантаженню від газифікаційної камери (ГК), внаслідок чого відбувається її піроліз з утворенням горючого газу. Отримані продукти деструкції подаються до камери згоряння, де змішуються з рідким окислювачем, поданим за допомогою турбонасосно-компресорного агрегату (ТНКА).

Інерційна автофажна ракета з твердим окислювачем

Інерційна схема передбачає використання твердого окислювача (наприклад, перхлорату амонію або калійної селітри), який розташовується у вигляді стрижнів або гранул уздовж внутрішнього каналу ракети. При цьому газифікація поліетиленового корпусу ініціюється стартерним зарядом або фронтом полум'я, який розігріває торець корпусу, приводячи до його термічної деструкції. Отримані горючі гази проходять через систему каналів до камери згоряння, де реагують з твердим окислювачем.

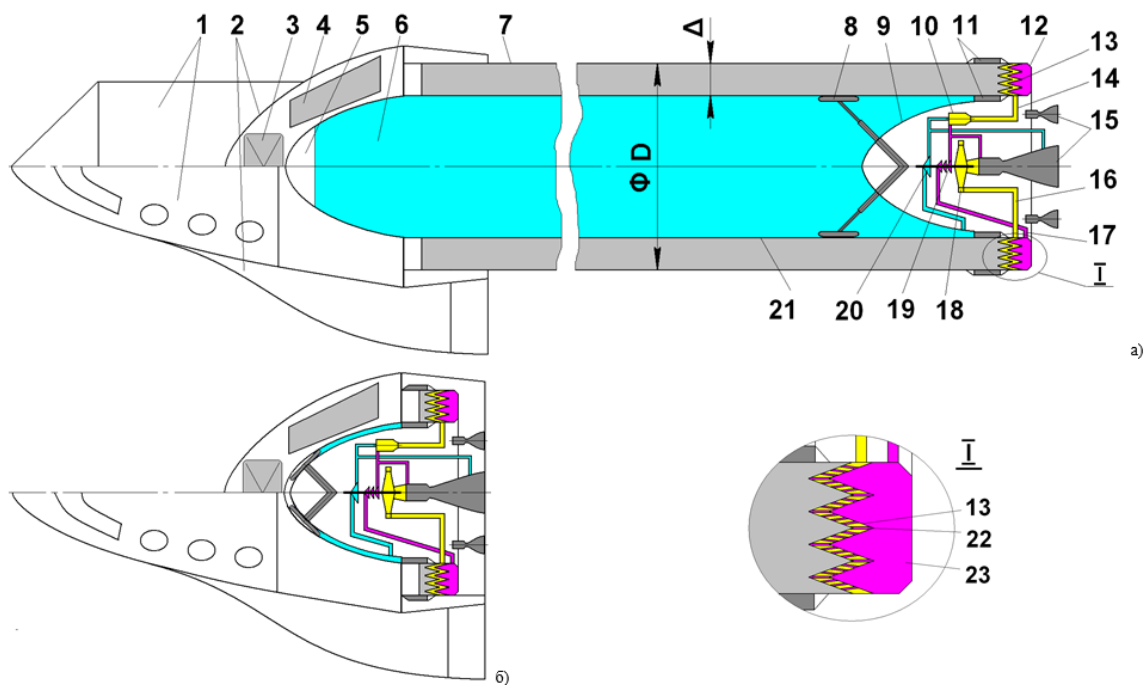


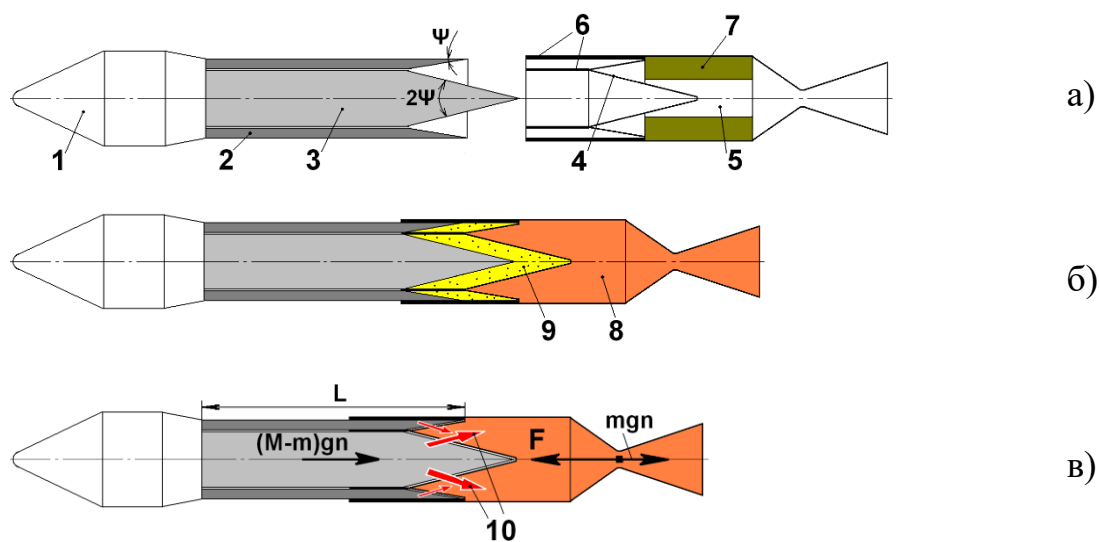
Рисунок 1.6 – Варіант конструктивно-компонувальної схеми одноступеневої спалимої РН з компресорно-насосною подачею палива [28].

На рисунку 1.6 позначено:

- 1 – відсік корисного вантажу або пасажирська кабіна;
- 2 – балістичний або крилатий спусковий апарат;
- 3 – приладовий відсік;
- 4 – парашутний відсік;
- 5 – газова подушка;
- 6 – рідкий окислювач;
- 7 – тверда полімерна оболонка;
- 8 – телескопічна опора з шарнірно закріпленою подушкою;

- 9 – пересувне бакове днище;
- 10 – газогенератор;
- 11 – обтюратор;
- 12 – газифікаційна камера;
- 13 – нагрівач зубчастої форми;
- 14 – вхід гарячих газів в нагрівач;
- 15 – двигунна установка;
- 16 – вихід гарячих газів із нагрівача;
- 17 – забір газоподібних продуктів термічної деструкції поліетилену;
- 18 – газова турбіна;
- 19 – компресор газоподібних продуктів термічної деструкції поліетилену;
- 20 – насос окислювача;
- 21 – теплоізоляція;
- 22 – отвори для виходу газоподібних продуктів піролізу поліетилену;
- 23 – колектор газоподібних продуктів піролізу поліетилену.

Подача пального у цьому варіанті здійснюється за рахунок інерційної сили при русі ракети та тяги двигунної установки, та для суборбітального виконання може компенсуватись за рахунок електричної допоміжної системи подачі. За відсутності насосних систем ця концепція забезпечує мінімізацію маси і конструктивну простоту, але потребує точного розрахунку динаміки газифікації.



а – перед стартом; б – на старті; в – під час польоту;

1 – корисний вантаж;

2 – полімерна оболонка корпусу ракети;

3 – твердий окислювач;

4 – стінка ГК;

5 – КЗ;

6 – обтюратори;

7 – стартовий заряд;

8 – гарячі гази, утворені згорянням стартового заряду;

9 – газоподібне паливо, що утворилося при термічному розкладі корпусу ракети;

10 – шляхи виходу газифікованого палива в КЗ.

Рисунок 1.7 – Варіант конструктивно-компонувальної схеми автофажної ракети з інерційною подачею палива [28].

Запишемо типові характеристики для ракет-носіїв в таблиці 1.2.

Таблиця 1.2. [28]

V_{sum}	Швидкість, необхідна для виведення на орбіту (враховує гравітаційні, аеродинамічні та інші втрати)	9400 м/с (низька навколоземна орбіта)
N	Кількість ступенів	Від 1 до 5 (залежно від графіків)
c_i	Швидкість витікання з сопла	
	газ + рідкий кисень	3300 м/с
	поліетилен + рідкий кисень	3300 м/с
	поліетилен + пероксид водню	3000 м/с
n_i	Початкове перевантаження (припущення)	1
a_{t_i}	Відношення маси конструкції баків до маси пального	0.07
a_{g_i}	Відношення маси відсіку керування до маси ступеня	0.005
a_{s_i}	Відношення маси інших відсіків до маси ступеня	0.01
γ_i	Відношення маси двигуна до тяги	0.012

Для традиційної ракети-носія справедливі наступні співвідношення [28]:

$$\mu_{pay} = \left[\frac{\exp\left(-\frac{V_{sum}}{Nc_i}\right) - \alpha_i - \beta_i n_i}{1 - \alpha_i} \right]^N ;$$

$$\alpha_i = \frac{a_{t_i} + a_{g_i} + a_{s_i}}{1 + a_{t_i}} ;$$

$$\beta_i = \frac{\gamma_i}{1 + \alpha_i};$$

де $\mu_{рау}$ – це відносна маса корисного навантаження; показує, який відсоток від початкової (стартової) маси ракети припадає на корисне навантаження (маса корисного навантаження поділена на початкову масу ракети);

α_i — коефіцієнт, що характеризує частку маси конструктивних елементів i -го ступеня ракети;

β_i - коефіцієнт, що характеризує частку маси двигуна i -го ступеня ракети.

Звернімо увагу, що компоновка має бути тандемною. Як видно, величина $\mu_{рау}$ переважно залежить від кінцевої швидкості ракети V_{sum} , кількості ступенів N , на які поділено ракетносії, та швидкості витікання c_i для кожного ступеня i (де літера i позначає відповідний ступінь).

Також необхідно враховувати коефіцієнти α_i і β_i , які в основному визначаються масами баків, конструктивних елементів та двигунів. Крім того, слід урахувати початкове перевантаження n_i двигуна, однак для спрощення приймаємо $n_i=1$ для всіх ступенів.

Розглянемо типовий ракетносій із N ступенями з характеристиками, наведеними в Таблиці 1.2, і побудуємо графік залежності $\mu_{рау}$ від N . Як видно із графіка на рисунку 1.8, при $N=1$ значення $\mu_{рау}$ є нереалізовним, оскільки воно від’ємне. Але вже при $N=2$ величина $\mu_{рау}$ стає додатною. Вона стрімко зростає, а потім поступово зменшується. Як правило, ракетносії мають не більше ніж 2–3 ступені — з міркувань економічної доцільності, оскільки кожен додатковий ступінь суттєво збільшує вартість ракети [28].

Яскравим прикладом є ракета «Зеніт». Для виведення супутників на низькі орбіти вона використовує 2 ступені, а для високих орбіт або важкого корисного навантаження — застосовується 3-ступенева модифікація.

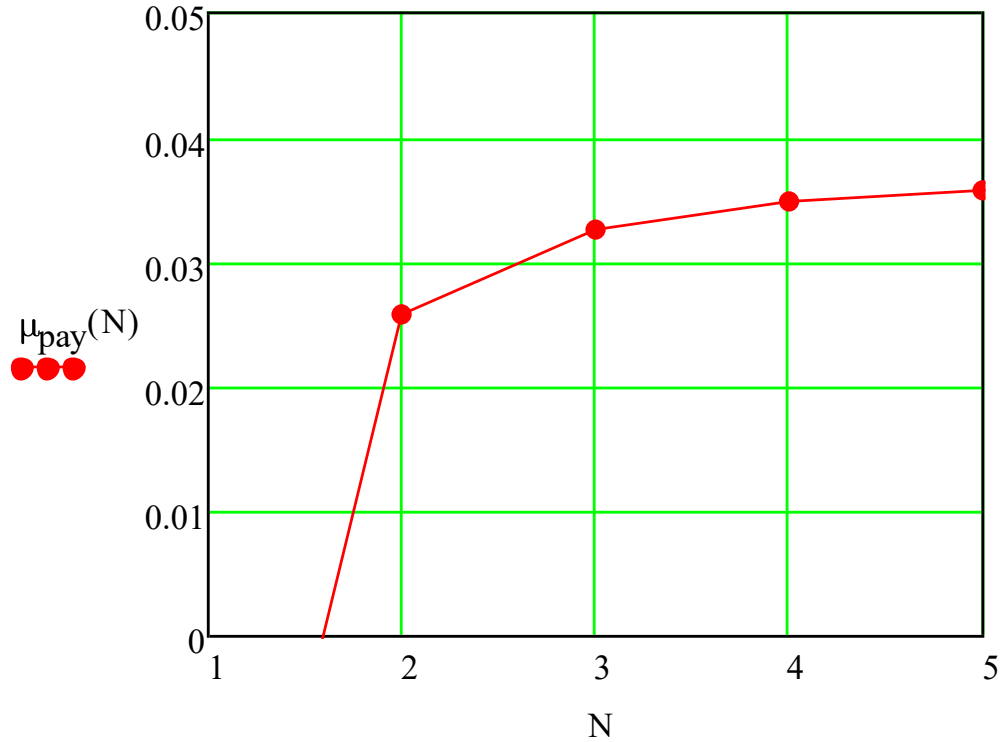


Рис. 1.8. Відносна маса корисного навантаження звичайного РН (гас + рідкий кисень) залежно від кількості ступенів [28].

Дослідимо значення μ_{pay} для автофажної ракети. Вона не має традиційних паливних баків, тому у відповідних формулах відсутній параметр α_i .

$$\mu_{aray} = \left[\exp\left(-\frac{V_{eg}}{Nw_i}\right) - \beta_i n_i \right]^N$$

$$\alpha_i = a_{g_i} + a_{s_i}$$

$$\beta_i = \gamma_i;$$

На графіку на рисунку 1.9 представлено залежність μ_{pay} від кількості ступенів N для автофажної ракети. Видно, що одноступенева автофажна ракета є реалізовною для вуглеводневого пального і може досягати дуже хорошого значення μ_{pay} — близько 3%. Для порівняння, звичайна одноступенева ракета потребує тільки криогенного водневого пального. Двоступенева (розширювана)

версія автофажного ракетоносія може забезпечити ще вищу μ_{ray} — приблизно 4,5%.

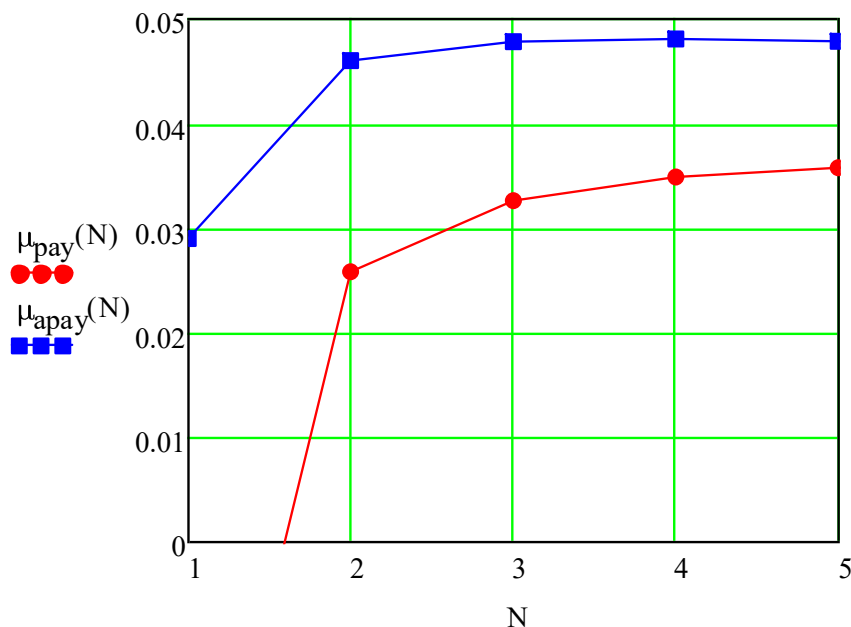


Рис. 1.9. Відносна маса корисного навантаження звичайного та автофажного РН (обидва: газ + рідкий кисень) залежно від кількості ступенів [28].

Проте проблема використання поліетилену в криогенному середовищі наразі залишається невирішеною. З цієї причини можна застосовувати окисник із високою температурою кипіння — наприклад, пероксид водню (H_2O_2). У такому разі питомий імпульс істотно зменшується — приблизно до 3000 м/с, і відповідно знижується μ_{ray} . Графік наведено на рис. 1.10. Різниця між μ_{ray} автофажної ракети та звичайної при $N=2\dots5$ є незначною. Проте для одноступеневої автофажної ракети μ_{ray} перевищує 1%, що є дуже хорошим результатом — особливо порівняно з від’ємним значенням для звичайної одноступеневої ракети.

Слід зауважити, що компресор для подачі поліетилену у газоподібному стані наразі ще не розроблений. Водночас концепція автофажного ракетносія залишається перспективною для подальших досліджень і технічної реалізації.

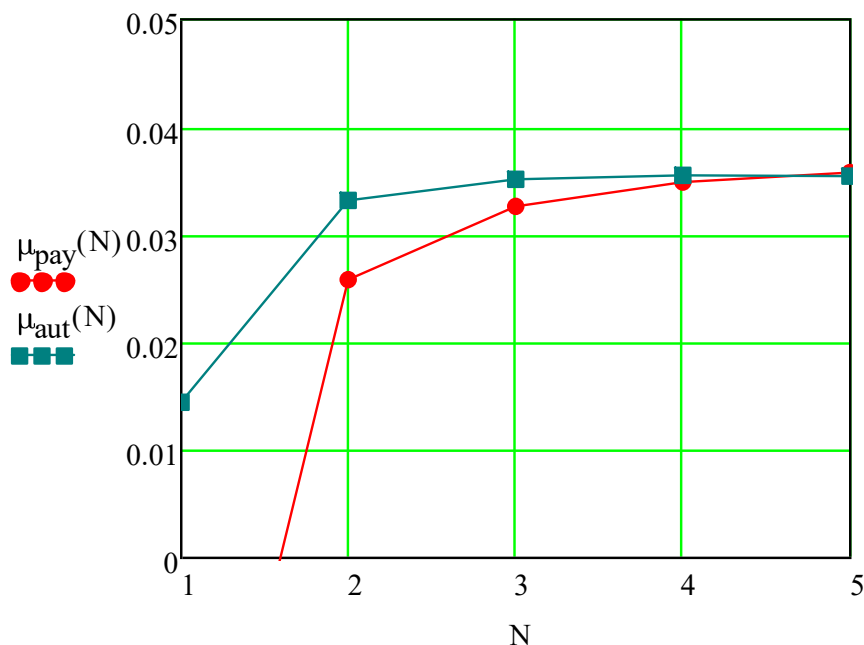


Рис. 1.10. Відносна маса корисного навантаження звичайного РН (гас + рідкий кисень) та автофажного РН (гас + пероксид водню 98%) залежно від кількості ступенів [28].

Таким чином, відсутність компресора для подачі поліетилену в газоподібному стані унеможливорює реалізацію автофажної ракети на даному етапі.

Проте існує галузь, де використання такого компресора не є обов'язковим. Йдеться про малогабаритні супутники, що мають значну важливість для науки, освіти, зв'язку та інших потреб. Водночас для запуску малих супутників наразі відсутні спеціалізовані ракетносії. Під «спеціалізованими» тут маються на увазі такі ракети, які не мають надлишкової вантажопідйомності порівняно з масою корисного навантаження.

Причина цього — масштабний ефект: непропорційне зростання маси конструкції при зменшенні початкової маси ракети.

Згідно з теоретичними оцінками в [28], найменший можливий звичайний ракетноносій, здатний виводити приблизно 1 кг корисного навантаження, буде мати стартову масу близько 1 тонни.

Таким чином, для створення ракетноносія із стартовою масою менш ніж 1 тонна, призначеного для доставки супутника масою менш ніж 1 кг, необхідно застосовувати нові технології — зокрема, автофажний принцип у поєднанні з електромеханічною подачею пального та пульсуючим режимом роботи двигуна. Схематично доцільності застосування автофажних ракет-носіїв у порівнянні із традиційними зображено на рисунку 1.11.

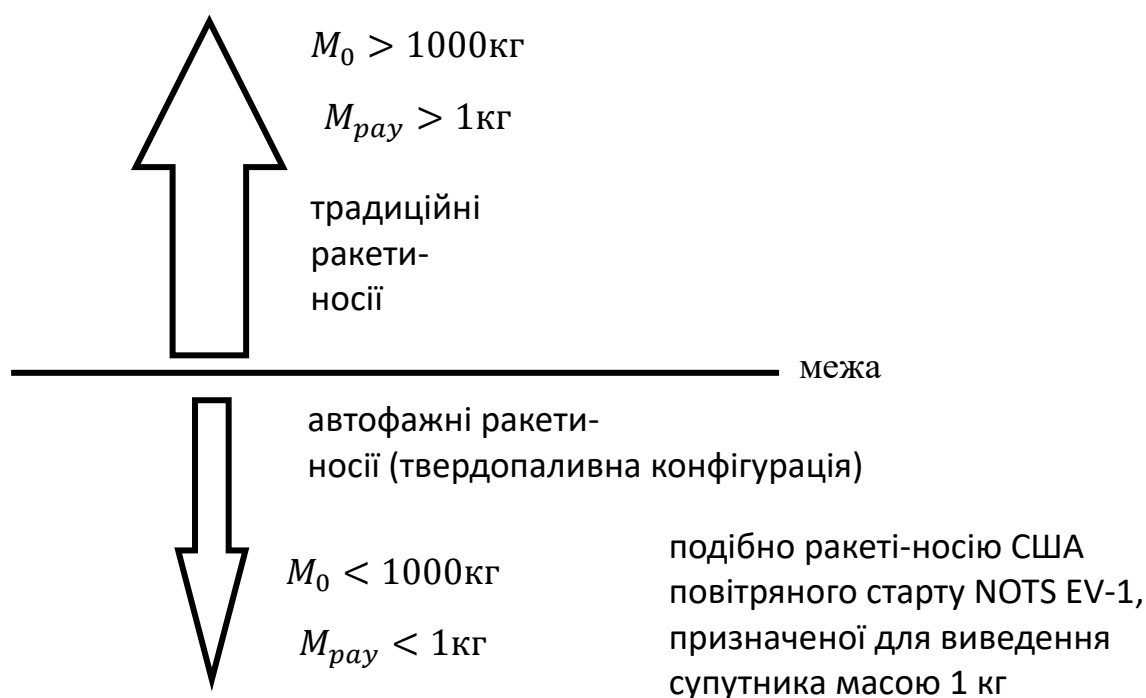


Рисунок 1.11. Теоретична межа між областями застосування традиційних та автофажних ракет-носіїв із двокомпонентним твердим паливом.

На рисунку 1.12 схематично зображено зменшену експериментальну модель автофажного двигуна, який випробувався в ДНУ ім. Олесь Гончара. На рисунку 1.13 – газифікаційну камеру такого двигуна, та на рисунку 1.14 – зафіксовано пульсаційний режим роботи двигуна при стендових випробуваннях. Також на рисунках 1.15 - 1.16 – фотографії та опис лабораторної моделі автофажного двигуна та стендового допоміжного обладнання. Основними елементами на рисунку 1.12 є паливна трубка з розміщеним всередині окислювальним стрижнем (1, 2), а також камера згоряння разом із газифікаційною камерою (9, 12). Електроактуатори подачі (3) використовуються для подачі стержня палива в камеру з внутрішнім тиском.

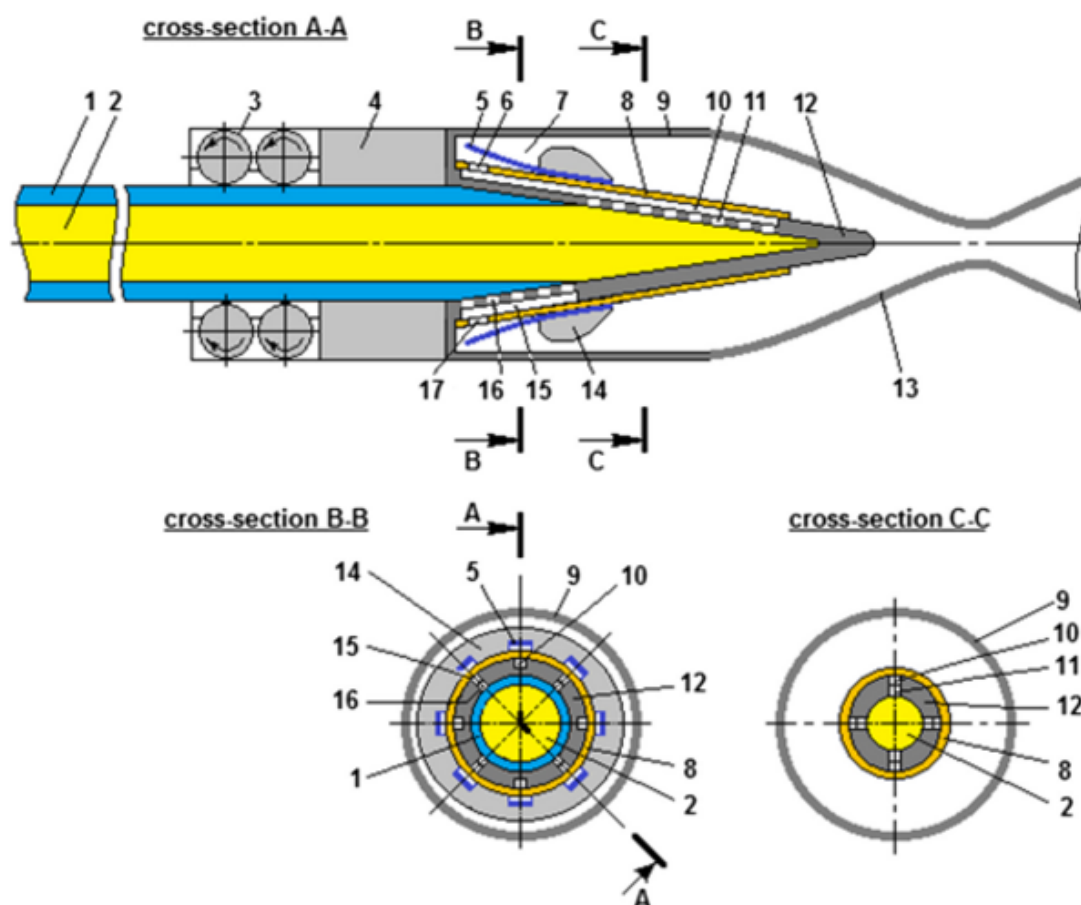


Рисунок 1.12. 1 – тверде полімерне пальне; 2 – твердий окислювач; 3 – електромеханічні колеса подачі; 4 – обтюратор; 5 – зворотні клапани; 6 – форсунки окислювача; 7 – змішувальна камера; 8 – кришка; 9 – камера згоряння; 10 – канали збору окислювача; 11 – отвори збору окислювача; 12 –

газифікатор; 13 – сопло; 14 – фіксувальне кільце; 15 – канали збору пального; 16 – отвори збору пального; 17 – форсунки пального [31].

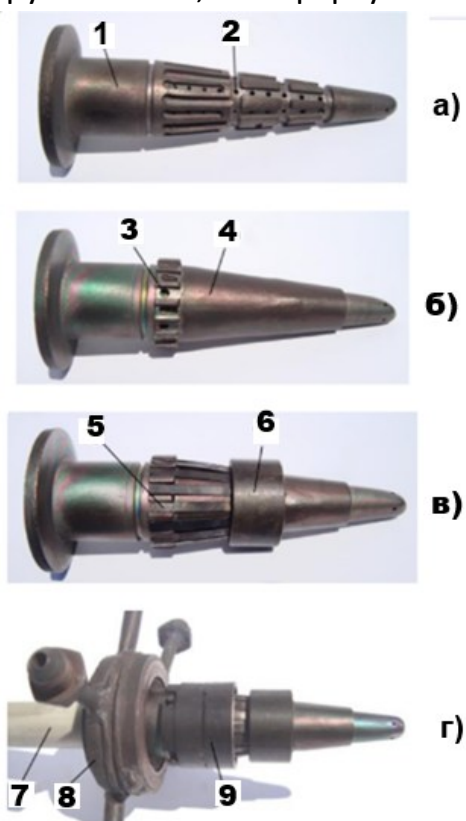


Рисунок 1.13. Газифікаційна камера для лабораторної моделі автофажного двигуна: а) основа газифікаційної камери; б) із деталлю накривання каналів; в) оснащена пластинними клапанами; г) робоча компоновка. [31].



Рисунок 1.14. Стоп-кадри із відеозйомки вогневого випробування моделі автофажного двигуна. Зафіксовано пульсаційний режим роботи на частоті близько 3Гц. [32]

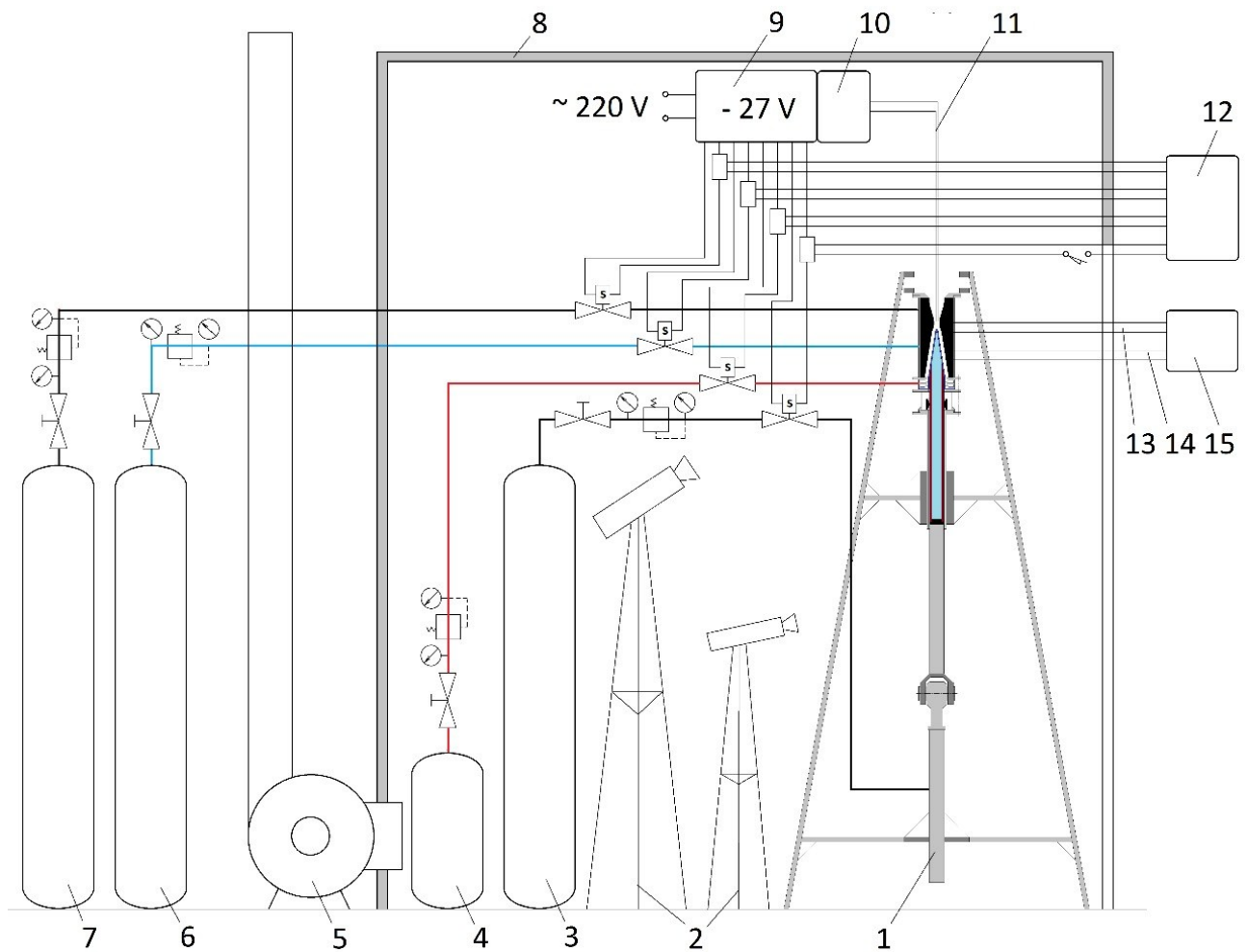


Рисунок 1.15. Схематичне розташування експериментального автофазного ракетного двигуна на випробувальному стенді та допоміжного обладнання [24].

На рисунку 1.15 позначено:

- 1 – пневматичний штовхач;
- 2 – відеокамери;
- 3 – балон з вуглекислим газом;
- 4 – балон із пропаном;
- 5 - витяжка продуктів згоряння;
- 6 - балон з киснем;
- 7 - балон з азотом;

- 16 - балон з закісам азоту.



– штовхач, 4 – направляюча трубка, 5 – шток пневматичного циліндра [24].

Для полегшення початкового запалювання використовується пусковий нагрівач. Після заповнення газифікаційної камери гарячим пальним відбувається

його загоряння й горіння, внаслідок чого паливний стрижень починає поступово вкорочуватись, що видно на фото на рисунку 1.16. На рисунку 1.17 зображено двигун та стендове обладнання моделі автофажного двигуна, виготовленого Ємцем В.В. в 2012 році, та на рисунку 1.18 зображено внутрішню будову тієї версії двигуна, схематично позначено обладнання стенду, та наведено фото всіх деталей експериментального двигуна.

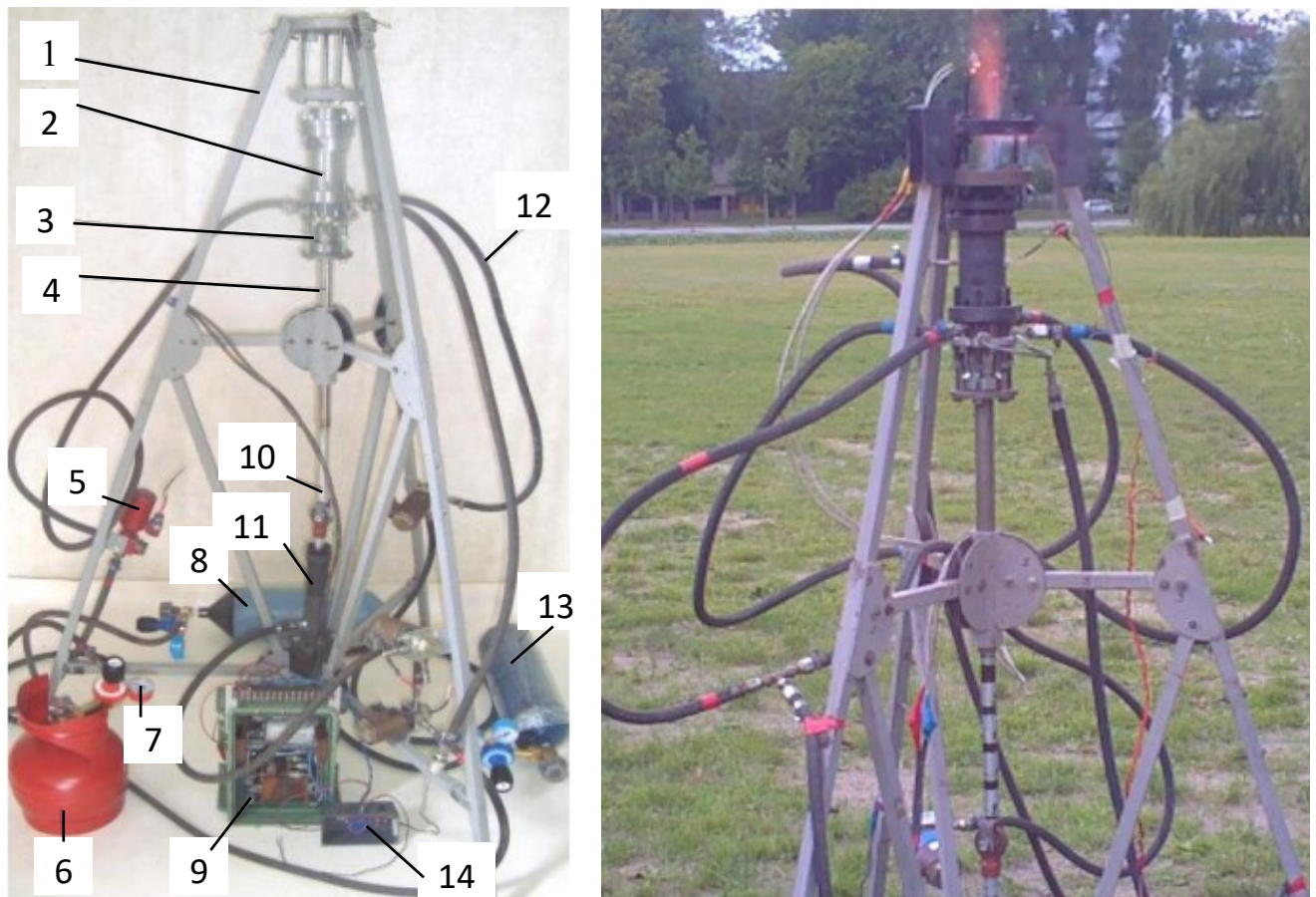


Рисунок 1.17. а) Стенд для випробування 20-мм паливного стержня в ДНУ ім. Олеса Гончара; б) стоп-кадр із відеозапису вогневого випробування прототипу двигуна. [33]

На рисунку 1.17 позначено: 1 – рама; 2 – камера згоряння; 3 – ущільнюючий вузол 4 – направляюча труба; 5 – електричні пневмоклапани; 6 – пропановий балон; 7 – газовий редуктор; 8 – кисневий балон; 9 – ігнітор; 10 – пневматичний штовхач; 11 – пневматичний циліндр; 12 – шланги допоміжних розігрівальних газів; 13 – азотний балон; 14 – датчик тиску в камері згоряння.

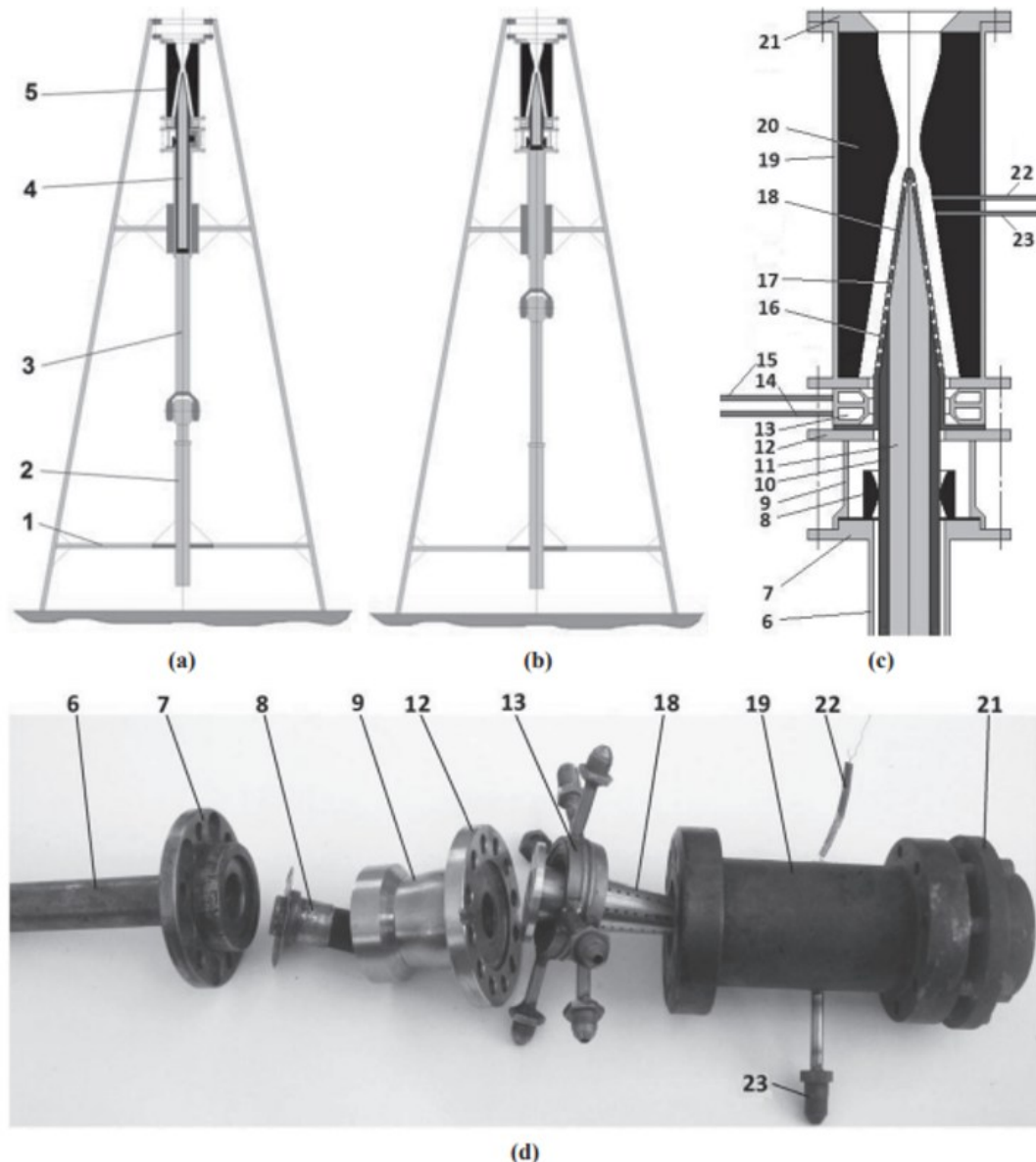


Рис. 1.18. Конфігурація експериментальної установки та її основних елементів:
 а) — початкове положення; (б) — кінцеве положення: заряд пального подається в двигун за допомогою пневмоциліндра [24].

На рисунку 1.18 позначено: 1 — силова конструкція; 2 — пневматичний циліндр; 3 — штовхач; 4 — заряд пального; 5 — двигун. Збільшене зображення двигуна наведено в (в), а фотографії його частин — у (г), де: 6 — пряма трубка; 7 — ущільнювальний фланець; 8 — ущільнення; 9 — ствол; 10 — трубка з полімерним пальним; 11 — стрижень твердого окислювача; 12 — фланець форсункової головки; 13 — форсункова головка; 14 — паливна трубка стартового пального; 15 — трубка стартового окислювача; 16 — отвори для пального; 17 — отвори для окислювача; 18 — однооболонкова газифікаційна камера; 19 — корпус камери згоряння; 20 — графітова вставка; 21 — фланець сопла; 22 — термопара; 23 — трубка датчика тиску.

1.4 Особливості ракетних двигунів з центральним тілом

Якість роботи двигуна, його економічність, а також продуктивність двигуна в цілому залежить від термо- і газодинамічних процесів в камері згоряння і соплі двигуна, де теплова енергія палива перетворюється в кінетичну енергію руху продуктів згоряння.

Існує два основних типи конструктивних схем рухових установок, що використовують полімерне паливо: з круглим або кільцевим соплом. У схемі з круглим соплом можливе використання традиційної камери згоряння і сопла де Лавалю, що є перевагою цієї схеми реалізації. Недоліком цієї схеми є необхідність спеціального контуру обігріву камери газифікації, який повинен забезпечити процес деструкції полімерного палива. Схема з кільцевим соплом дає можливість розмістити камеру газифікації безпосередньо в камері згоряння і об'єднати їх в один блок. Це значно спрощує пневмогідравлічну схему і полегшує конструкцію. Виходячи з цих міркувань, для двигуна, що працює на полімерному паливі, доцільною є схема з кільцевим соплом. Отже, особливість конструкції полягає в подачі газифікованої паливної суміші в камеру згоряння з камери газифікації, яка симетрично розташована в центральній частині двигуна. На рис. 1.19 показано 3D-модель камери згоряння згаданого вище двигуна РН на полімерному паливі.

В аерокосмічній інженерії такі сопла називаються соплами з центральним корпусом [35]. Основною метою центральної вставки (центрального корпусу) є контроль вектора тяги. Сопла з центральним корпусом полегшують поліпшення аеродинамічних характеристик завдяки більш рівномірному і паралельному потоку на виході, як демонструють [36, 37]. Отже, перевагами таких сопел є: можливість стабілізації потоку в необхідному напрямку; контроль тяги двигуна

шляхом регулювання площі поперечного перерізу сопла. Використання таких двигунів дозволяє адаптувати тягу залежно від висоти польоту.

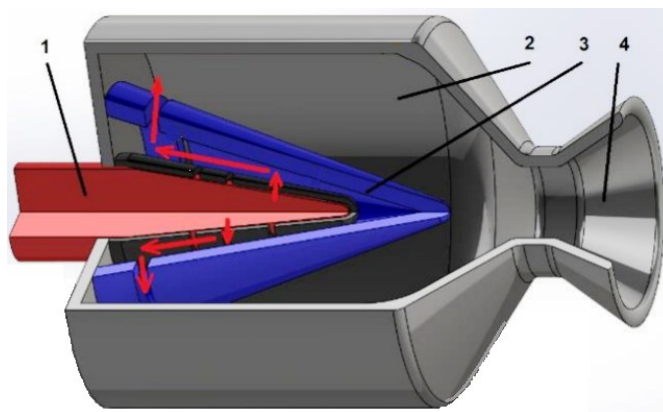


Рисунок. 1.19. Схематичне зображення двигуна автофажної ракети-носія на полімерному паливі: 1 – паливний стержень; 2 – камера згоряння; 3 – газифікаційна камера; 4 – сопло [34].

Інтерес до сопел з центральним тілом з боку конструкторів ракетно-космічної техніки відомий давно [37]. Основною перевагою таких сопел є можливість забезпечення паралельного і рівномірного потоку на виході. Таким чином є можливість регулювання газодинамічних характеристик сопла під час польоту [38]. На сьогодні сопла з центральним обмежено використовуються на практиці, що пов'язано зі складністю їх виготовлення, труднощами охолодження центрального тіла, а також через вплив зовнішнього потоку на стійкість надзвукового струменя газу. Проте, такі сопла є досить перспективними для розв'язання окремих задач, наприклад для кавітаційних сопел [39], або для інтенсифікації процесу конденсації в надзвукових соплах для сепарації природного газу [40, 41].

Використання центрального корпусу значно ускладнює конструкцію і вимагає додаткової системи охолодження центральної вставки. Тому сьогодні такі сопла не широко використовуються в двигунах РК. Сопла з центральним

корпусом використовуються в кавітаційних пристроях або пальниках [39], які працюють при низькотемпературних навантаженнях. Водночас потенційні переваги використання таких сопел в аерокосмічній галузі стимулюють дослідження рушійних систем РК з використанням центрального корпусу. Зокрема, в роботах [38, 42] представлено переваги двигунів на рідкому паливі з центральним корпусом і кільцевим соплом, а також описано сучасний стан досліджень у цьому напрямку, включаючи виведення на орбіту одноступеневих РК. З іншого боку, на відміну від відомих конструкцій сопел з центральним корпусом, у представленій роботі сопло не призначене для регулювання тяги, а є необхідним конструктивним елементом.

Отже, виникає потреба в проведенні додаткових досліджень газодигнамічних і теплових процесів в камері автофажного двигуна з центральним тілом.

Висновки до розділу 1

1. На основі аналізу літературних джерел встановлено, що перспективним напрямком здешевлення запусків малих космічних вантажів є використання автофажних ракет-носіїв з полімерним паливом. Така концепція передбачає спалювання корпусу ракети в якості пального, що зменшує масу пасивних елементів і усуває потребу у багатоступеневості, потенційно знижуючи вартість виведення корисного навантаження на орбіту.
2. Визначено основні відмінності між автофажними та традиційними ракетними двигунами та окреслено специфічні проблеми їх моделювання. Зокрема, для автофажного двигуна характерні неперервна подача полімерного пального в двигун (процес газифікації пального безпосередньо всередині камери) та наявність центрального тіла в соплі. Це вимагає врахування взаємопов'язаних газодинамічних і теплообмінних процесів при моделюванні такого двигуна.
3. Розглянуто дві альтернативні конструктивні схеми двигуна з полімерним паливом: з окремою газифікаційною камерою і круглим соплом, та з інтегрованою газифікаційною камерою і кільцевим соплом навколо центрального тіла. Показано, що схема з кільцевим соплом і центральним тілом є більш доцільною для автофажного ракетного двигуна, оскільки вона об'єднує процес газифікації пального з горінням в одній камері та забезпечує більш рівномірний, паралельний вихід потоку. Однак використання центрального тіла значно ускладнює конструкцію двигуна (насамперед через необхідність ефективного охолодження вставки).
4. Зазначено, що центральне тіло сопла може слугувати для стабілізації та керування вектором тяги, покращуючи аеродинамічні характеристики

газового струменя. Водночас, складність виготовлення та високі теплові навантаження на центральне тіло обмежують практичне застосування таких сопел у сучасних ракетних двигунах. Це підкреслює актуальність подальших досліджень, спрямованих на вдосконалення моделей газодинамічних і теплових процесів в автофажному двигуні з центральним тілом.

5. Таким чином, для повноцінного дослідження та моделювання процесів у автофажному ракетному двигуні доцільно застосувати комплексний підхід, що поєднує теоретичний аналіз, термодинамічні розрахунки та чисельне моделювання. Це дозволить врахувати всі ключові фактори (газифікацію пального, хімічні реакції згоряння, особливості газодинаміки та теплообміну) і отримати найбільш достовірні результати при проєктуванні такого двигуна.

РОЗДІЛ 2. РОЗРАХУНОК ТЕРМОДИНАМІЧНИХ ПРОЦЕСІВ В РАКЕТНОМУ ДВИГУНІ ЩО ВИКОРИСТОВУЄ ПОЛІМЕРНЕ ПАЛИВО

2.1. Аналітична термодинамічна модель згоряння ПЕ+АП в ракетному двигуні (стаціонарний режим). Стехіометричне рівняння згоряння та температура полум'я.

Для паливної пари поліетилен (ПЕ) + амоній перхлорат (АП) спочатку складається стехіометричне рівняння повного згоряння. Поліетилен можна представити емпіричною формулою C_2H_4 (повторювана ланка полімеру), а окислювач – формулою NH_4ClO_4 . У випадку повного окиснення вуглецю до CO_2 , водню до H_2O , азоту до N_2 та утворення HCl з хлору, стехіометрично збалансована реакція має вигляд:



Це відповідає масовому співвідношенню окислювач:паливо близько 10:1. Згідно з розрахунками програми ASTRA-4, точне стехіометричне співвідношення АП до ПЕ дорівнює $\sim 10,05$ за масою, що підтверджує наведене рівняння.

На основі цього рівняння можна оцінити теоретичну адіабатичну температуру полум'я – максимальну температуру продуктів згоряння при відсутності тепловтрат. Для попередньої оцінки припускають повне згоряння без дисоціації (утворення лише CO_2 , H_2O , N_2 , HCl). Тоді температуру полум'я знаходять з енергетичного балансу: теплотворна здатність палива (із урахуванням теплоти утворення реагентів) передається на нагрів продуктів до деякої температури $T_{ад}$. Розв'язання цього балансу потребує ітерацій, оскільки теплоємності продуктів залежать від температури [28, 43]. У даній роботі обрано підхід через хімічну

рівновагу: $T_{ад}$ визначається одночасно з рівноважним складом продуктів при мінімумі ізобарного потенціалу Гіббса. Такий метод є еквівалентним методу рівноважних констант реакцій, але не потребує заданого наперед списку реакцій – кожен можливий компонент враховується автоматично [28, 44]. Він реалізований у програмах типу ASTRA та NASA CEA і широко використовувався впродовж десятиліть.

2.2 Рівноважний склад продуктів згоряння (метод мінімізації вільної енергії Гіббса)

Для точного визначення складу продуктів згоряння застосовано умову хімічної рівноваги. У стаціонарному режимі в камері згоряння передбачається повна рівновага в газовій фазі [44], тобто склад продуктів встановлюється такий, що мінімізує вільну енергію Гіббса при заданих p , T [28].

Метод розрахунку полягає в тому, щоб знайти молі n_j кожного можливого компоненту, що задовольняють баланси елементів і мінімізують функцію $G = G(n_1 \dots n_k)$ [44]. Практично це реалізовано шляхом розв'язання системи нелінійних рівнянь, наприклад, через ітеративний алгоритм пошуку мінімуму G або через розрахунок рівноважних констант реакцій та підбір ступенів їх протікання. Даний підхід описаний в класичних працях NASA (напр., Gordon & McBride, 1994) і в навчальних посібниках з термодинаміки реакційних систем [46, 48, 49]. У нашому аналізі використано програмний комплекс ASTRA-4 як інструмент для обчислення рівноважного складу суміші ПЕ+АП (самостійна реалізація алгоритму на основі методики в роботі [28] Ємця В.В. (2012) дала б аналогічні результати).

Склад продуктів згоряння. При стехіометричному горінні ПЕ+АП основними компонентами продуктів (газова фаза) є вода H_2O , хлористий водень HCl , діоксид вуглецю CO_2 , азот N_2 , оксид вуглецю CO , а також менші кількості водню H_2 , кисню O_2 , гідроксилу OH та інших радикалів. Розрахунок показує, що за умов камери згоряння $\sim 44,3\%$ маси суміші припадає на H_2O , $\sim 17,9\%$ – на HCl , $\sim 11,9\%$ – на CO_2 , $\sim 9,8\%$ – на N_2 , $\sim 5\%$ – на CO (решта – сліди інших газів).

Наявність значної частки CO ($\approx 5\%$) та вільного H_2 , O_2 в рівноважній суміші свідчить про дисоціацію частини води і CO_2 при високій температурі ($\sim 3000\text{ K}$). Це типово для ракетних двигунів: частина енергії полум'я витрачається на дисоціацію, знижуючи ефективну температуру та питомий імпульс [28]. Після розширення в соплі (до атмосфери) температура падає, і більшість дисоційованих компонентів рекомбінує (наприклад, CO окислюється до CO_2 , H_2 – до H_2O тощо). Таким чином, хімічна рівновага дозволяє визначити не лише кількість продуктів, але й тепло, що виділилося в реакції при даній температурі, і, відповідно, розрахувати термодинамічні параметри газу.

Для контролю точності незалежний розрахунок за методом рівноважних констант (за допомогою програми на Mathcad) було проведено за методикою, описаною в роботі [28] Ємця В.В. (2012). Він дав ті ж результати складу, що підтверджує достовірність застосування ASTRA-4 як інструменту. Зазначимо, що роботі [28] для аналогічних твердих палив (поліетилен + кисень, поліетилен + перекис водню) отримано адекватну збіжність теоретичних прогнозів зі стендовими випробуваннями і рекомендовано застосовування хімічно рівноважної моделі на перших етапах проектування.

2.3 Результати розрахунку термодинамічних властивостей газової суміші

. Основні вихідні дані для термодинамічного розрахунку наведені в таблиці 2.1. За допомогою ASTRA-4 визначено, що при тиску $p \approx 3,12$ МПа (31,8 атм) у камері згоряння адіабатична температура досягає близько $T = 3010$ К. Ця температура полум'я стосується рівноважного складу продуктів згоряння для стехіометричного співвідношення ПЕ+АП. Отримане значення використовується далі як базове для аналізу теплопередачі і граничних умов. Слід зазначити, що за нижчого тиску або при надлишку пального температура полум'я знизиться через неповне вигорання та інтенсивнішу дисоціацію продуктів.

Таблиця 2.1. [50]

**Вихідні дані для термодинамічного розрахунку в програмному комплексі
ASTRA-4**

Тиск в камері згоряння	31.8 атм.
Коефіцієнт розширення сопла	9.61
Хімічна формула пального	C2H4
Хімічна формула окислювача	NH4ClO4
Ентальпія утворення поліетилену	52.3 кДж/моль
Ентальпія утворення перхлорату амонію	-295.3 кДж/моль

На основі рівноважного складу визначаються усереднені теплофізичні властивості продуктів згоряння в камері: середня молекулярна маса, питомі теплоємності, показник адіабати ($\gamma = C_p/C_v$), коефіцієнти в'язкості та теплопровідності. Ці параметри необхідні як для аналітичних оцінок, так і для

подальшого CFD-моделювання процесів у двигуні. В таблиці 2.2 наведені розраховані параметри газової суміші продуктів згоряння.

Таблиця 2.2. [50]

Параметри продуктів газової суміші розраховані в програмному комплексі ASTRA-4 для пари окислювача $LiClO_4$ та пального поліетилену.

Пара метр	Назва параметра	В камері згоряння	В критичном у перерізі	На вихідному зрізі сопла	Размерність в СІ
P	тиск	3,12	1,803	0,47	МПа
T	температура	3010,20	1850,70	1855,70	К
V	питомий об'єм	0,31	0,49	11,88	м ³ /кг
S	ентропія	10,16	10,16	10,16	кДж/(кг·К)
I	ентальпія	-2116,30	-2624,40	-5258,90	кДж/кг
U	внутрішня енергія	- 30727,0 0	-3521,00	-5818,10	кДж/кг
M	загальне число молей компонентів	37,11	37,83	36,24	моль/кг
Ср	питома теплоємність при постійному тиску (заморожена)	1,78	1,85	1,71	кДж/(кг·К)
k	$k = C_p/C_v$	1,21	1,21	1,21	1
Ср"	питома теплоємність при постійному тиску (рівноважна)	1,39	4,18	2,06	кДж/(кг·К)
k"	$k' = C_p'/C_v'$	1,15	1,15	1,19	1
A	Рівноважна швидкість звуку	1041,30	1008,00	813,69	м/с
Му	Коефіцієнт динамічної в'язкості	9,08* 10 ⁻⁵	8,74*10 ⁻⁵	6,35*10 ⁻⁵	Н·с/м ²
Lt	Коефіцієнт теплопровідності	0,23	0,25	0,16	Вт/(м·К)

Пара метр	Назва параметра	В камері згоряння	В критичном у перерізі	На вихідному зрізі сопла	Размерність в СІ
Lt"	Повний коефіцієнт теплопровідності	0,56	0,75	0,22	Вт/(м·К)
ММ	Середня молярна маса	26,94	26,44	27,59	г/моль
R.г	Газова стала	317,73	314,52	301,35	кДж/(кг·К)
W	Швидкість потоку		1008,00	2507,00	м/с
W/A	число Маха		1,00	3,08	1
Iудп	Питома тяга (імпульс) в порожнечі		193,51	278,40	с

Розраховані значення при $T \approx 3010$ К, $p \approx 3,12$ МПа (умови камери) наведено нижче:

- **Середня молекулярна маса** $M \approx 26,94$ г/моль. Відповідно, газова стала суміші $R = 8,3143$ кДж/(кг·К) / (M , кг/моль) ≈ 317 Дж/(кг·К), що узгоджується з даними ASTRA (317,7 Дж/(кг·К)) .
- **Питома теплоємність при постійному тиску** $C_p \approx 1,78$ кДж/(кг·К) (так звана "заморожена" теплоємність при врахуванні дисоціації). Для рівноважного процесу (коли склад миттєво пристосовується до змін T) ефективна теплоємність C'_p дещо нижча ($\sim 1,39$ кДж/(кг·К)) через те, що рекомбінація виділяє тепло.
- **Показник адіабати** $\gamma \approx 1,21$ (для заморожених компонентів), або $\gamma' \approx 1,15$ для рівноважного процесу на розширенні. Значення $\gamma < 1.4$ відображає високу частку багатоатомних молекул (H_2O , CO_2 , HCl тощо) та ступінь їх збудження.
- **Динамічна в'язкість** $\mu \approx 9,1 \times 10^{-5}$ Н·с/м² (Па·с) при температурі камери. В'язкість гарячого газу помітно вища, ніж у холодного повітря, завдяки високій T і дисоціації (наявність легких радикалів).

- **Теплопровідність** $\lambda \approx 0,23 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ для газу в камері. Разом із λ , ASTRA-4 також оцінює ефективну теплопровідність з урахуванням переносу ентальпії хімічними реакціями (так зв. повна теплопровідність $\lambda' \approx 0,56 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$). Цей приріст пов'язаний з тим, що дифузія активних радикалів та рекомбінація можуть переносити теплоту, ефект еквівалентний підвищенню λ .

Наведені значення відповідають складу продуктів у камері згоряння. При розширенні в соплі температура падає ($\sim 1850 \text{ К}$ на зрізі сопла) [50], що призводить до збільшення середньої молекулярної маси (до $\sim 27,6 \text{ г/моль}$) та зміни C_p , λ , μ тощо. Проте для першого наближення прийнятно вважати ці властивості сталими на рівні камерних, особливо при моделюванні потоку в камері.

Отримані термодинамічні параметри узгоджуються з даними в літературі. Зокрема, за методиками, наведеними в «Теорії ракетних двигунів» (Алемасов та ін., 1989) [51], для газів з близьким складом (композитні тверді палива на АП) значення γ коливається в межах $1,2\text{--}1,3$, а $C_p \sim 1,5\text{--}2 \text{ кДж/кг}\cdot\text{К}$ при температурах $2500\text{--}3500 \text{ К}$. Таким чином, аналітична термодинамічна модель забезпечує достовірне передбачення теплофізичних властивостей продуктів згоряння, необхідних для розрахунків теплопередачі та газодинаміки.

Теплопередача до стінок камери: конвекція та випромінювання

Одним із ключових практичних аспектів є оцінка теплового навантаження на стінки камери згоряння від гарячих продуктів. Теплопередача від газу до стінки здійснюється двома механізмами – конвекцією (через турбулентний прикордонний шар) та випромінюванням (за рахунок теплового випромінювання гарячих газів). Розглянемо обидва методи переносу тепла.

Конвективна теплопередача. В умовах високої температури та тиску в камері спостерігається інтенсивна турбулентна конвекція біля стінок. В тонкому прилежовому шарі формується великий градієнт температур, і тепловий потік

можна оцінити як $q_{conv} = \alpha \cdot (T_g - T_w)$, де T_g – температура газу в ядрі потоку (3000 K), T_w – температура стінки, а α – коефіцієнт тепловіддачі (конвективний коефіцієнт) [51]. Для розрахунку α використовують емпіричні кореляції з теорії теплообміну. Зокрема, газ у камері можна змодельовати як потік всередині гладкої труби при високому числі Рейнольдса ($Re \ 10^5$ – 10^6). У цьому випадку справедливе співвідношення Діттуса–Бойтелера для турбулентної тепло-віддачі:

$$\alpha = 0.023 \frac{\lambda}{d_h} Re^{0.8} Pr^{0.33},$$

де d_h – гідравлічний діаметр каналу (\approx діаметр камери), Re і Pr – числа Рейнольдса та Прандтля газу відповідно, а λ – теплопровідність [51]. Ця формула справедлива для $2300 < Re < 10^6$ та газів із $Pr \approx 0.7$ (для продуктів згоряння $Pr \approx 0.9$ – 1.1). Підставляючи типові значення (наприклад, діаметр камери ~ 34 мм, витрата газу 6 г/с, $\rho \approx 2 - \frac{3 \text{ кг}}{\text{м}^3}$, $\mu \approx 9 \times 10^{-5} \text{ Па} \cdot \text{с}$, $\lambda \approx 0.2$ Вт/м·К, $c_p \approx 1800$ Дж/кг·К), отримаємо оцінку α порядку 10^3 до 10^4 Вт/(м²·К). Розрахунок на конкретному прикладі в [45] дав $\alpha \approx 1457$ Вт/(м²·К) для камери діаметром 65 мм при $T=1600$ K

У нашому випадку температура майже вдвічі вища (~ 3000 K), тому очікувано дещо більший коефіцієнт тепловіддачі.

Детальний експериментальний аналіз тепловіддачі в гібридній камері згоряння, виконаний та описаний в роботі [28] показав, що локальні коефіцієнти тепловіддачі від гарячих газів до внутрішньої стінки полімерної камери знаходяться на рівні $\alpha \approx (1\text{--}3) \times 10^3$ Вт/(м²·К). Максимальні значення спостерігаються у звуженій частині (біля критичного перерізу), тоді як у глибині камери (біля торця) газ рухається повільніше і тепловіддача менша. У середньому ж, порядок 10^3 Вт/(м²·К) є характерним для багатьох ракетних двигунів;

наприклад, у твердопаливних двигунах при $p \approx 5$ МПа експериментально отримували $\alpha \approx (1-3) \times 10^3$ Вт/(м²·К) на ділянці камери [45].

Отриманий коефіцієнт тепловіддачі дозволяє оцінити тепловий потік до стінки. Припустивши температуру внутрішньої поверхні стінки $T_t \approx 600$ К (за рахунок інтенсивного охолодження випаровуванням полімеру), температурний напір становить $\Delta T \approx 2400$ К. Тоді питома густина конвективного теплового потоку складе: $q_{conv} = \alpha \cdot \Delta T \approx 2.4 \times 10^6$ Вт/м² (при $\alpha \approx 1000$) [28]. Це надзвичайно високий тепловий потік, який, однак, діє лише на невеликій площі і частково витрачається на випаровування та піроліз поліетиленової оболонки. Робота [28] засвідчила, що значна частина підведеного тепла дійсно йде на розкладання полімерного пального, зменшуючи навантаження на інші елементи конструкції.

Теплове випромінювання

Другим механізмом є радіаційний теплообмін між гарячим газом і стінками. При температурі ~ 3000 К продукти згоряння випромінюють у видимому та інфрачервоному діапазонах. Основними випромінюючими видами є гетерополярні молекули – такі, що мають дипольний момент і активні оберально-коливальні спектри: H₂O, CO₂, CO, HCl, OH, NO тощо [46]. Натомість двохатомні гомополярні гази (H₂, O₂, N₂) майже не випромінюють у тепловому діапазоні. У нашому паливі тверді частинки відсутні (алюміній не застосовувався), тому потужність випромінювання визначається лише газовою складовою. Для порівняння, в композиційних твердих паливах з Al утворюється значна кількість Al₂O₃ (у вигляді частинок) і сажа, які можуть збільшувати тепловий потік випромінювання в 2–10 разів [46].

Розрахунок радіаційного потоку ґрунтується на законах випромінювання чорного тіла з поправкою на газову прозорість. Повний потік на стінку можна оцінити за формулою: $q_{rad} = \varepsilon_g \cdot \sigma (T_g^4 - T_w^4)$, T_g , T_w – температура газу та

стілки, ε_g – ефективна випромінювальна здатність (емісивність) газу, що враховує його часткову прозорість [46].

Емісивність гарячих продуктів згоряння залежить від товщини газового шару та парціальних тисків випромінюючих компонентів. Для характерних розмірів камери (діаметр $\sim 0,03$ м) та складу ($\text{H}_2\text{O} \sim 40\%$, $\text{CO}_2 \sim 12\%$, $\text{HCl} \sim 18\%$ при 3 МПа) можна оцінити $\varepsilon_g \sim 0.2\text{--}0.5$ (20–50%) у спектральних смугах поглинання водяної пари та CO_2 [46]. Підставляючи ці значення, отримаємо $q_{rad} \approx (0.3)(5.67 \times 10^{-8})(3000^4 - 600^4) \approx 1.1 \times 10^6$ Вт/м². Це приблизно вдвічі менше за конвективний потік, але все одно значуще. Звісно, ця оцінка є грубою – точне визначення радіаційного теплового потоку вимагає спектрального моделювання із врахуванням смугового спектру випромінювання газів. Тим не менше, навіть наближено видно, що випромінювання може скласти 30–50% від конвекції у випадку прозорого полум'я.

Практичний аналіз показує, що сумарний тепло-потік до стінки камери ПЕ+АП досягає порядку $q_{total} \sim 3 \times 10^6$ Вт/м². Значна частина цього потоку йде на нагрів та плавлення поліетилену. Власне, задум використання полімерної оболонки як пального полягає в тому, що випаровуючись, вона забирає тепло і тим самим захищає інші елементи конструкції. Ємець В.В. в роботі [28] експериментально показав ефективність такого тепло-захисту: температура зовнішньої поверхні поліетиленового паливного бака не перевищувала ~ 350 К, навіть коли внутрішня стінка контактувала з газом 1200–1500 К в газифікаційній камері. Таким чином, аналіз теплопередачі підтверджує необхідність врахування обох механізмів – конвекції та випромінювання – при розрахунку температурного стану стінок. Отримані тут оцінки теплових потоків будуть використані при постановці граничних умов задачі теплопровідності і при порівнянні з емпіричними даними.

2.4 Порівняльний аналіз характеристик паливно-окиснювальних пар

В роботі використано методику розрахунку теплотворної здатності паливно-окислювальних пар з урахуванням хімічної рівноваги продуктів згоряння. Розрахунок теплотворної здатності (теплоти реакції) проводиться за допомогою ентальпій утворення компонентів [53, 54]. Для кожної паливно-окиснювальної пари записували сумарну реакцію горіння в стехіометричному співвідношенні і обчислювали тепловий ефект ΔH як різницю сум ентальпій утворення продуктів і реагентів [53]:

$$\Delta H = \sum \Delta H_{\text{утв,продукти}}^{\circ} - \sum \Delta H_{\text{утв,реагенти}}^{\circ}$$

Наприклад, для поліетилену $(CH_2)_n$ з амоній перхлоратом реакція (стехіометрична) дає продукти CO_2, H_2O, HCl і N_2 , а теплота згоряння визначається з використанням ентальпії утворення поліетилену (~ -1334 кДж/кг при 298 К) та ентальпій утворення оксидів та інших продуктів. Температура адіабатичного згоряння (T_{ad}) знаходиться шляхом розв'язання рівняння енергетичного балансу: сумарна ентальпія реагентів (з урахуванням ΔH реакції) при дисоціації продуктів застосовано модель хімічної рівноваги – мінімізація вільної енергії Гіббса при заданому тиску (типово $\sim 5\text{--}10$ МПа для камери ракетного двигуна) [55]:

$$G = \sum_j n_j \mu_j(T, p) \rightarrow \min,$$

Розрахунки проведено за допомогою програмного коду типу ASTRA-4 або еквівалентного, що дає склад продуктів, T_{ad} , а також питомий імпульс. У рівноважному розрахунку враховано основні газоподібні продукти згоряння: $H_2O, CO_2, CO, H_2, N_2, O_2$, HCl (для хлоровмісних окислювачів), та тверді

конденсовані фазі, зокрема Al_2O_3 (для палив з Al). Отриманий склад продуктів подано в молях (мольних долях) та масових долях.

Виходячи зі складу продуктів і T_{ad} , обчислювався питомий імпульс ракети у вакуумі ($I_{sp,vac}$) та на рівні моря ($I_{sp,SL}$). Для цього використовувалося рівняння ідеальної тяги ракети:

$$I_{sp} = \frac{c}{g_0},$$

Де c – ефективна швидкість витікання струменя. Значення c визначали інтегруванням рівнянь розширення продуктів в соплі Лавалю з врахуванням співвідношення питомих теплоємностей $k = \frac{c_p}{c_p}$ та середньої молекулярної маси газу. Програма типу ASTRA безпосередньо обчислює I_{sp} з урахуванням хімічної замороженості/рекомбінації газу.

У даній роботі I_{sp} визначався для розширення до вакууму та до тиску 0,101МПа (рівень моря). Варто зазначити, що $I_{sp,max}$ для більшості паливних сумішей досягається в умовах, де суміш є багатю на паливо (надлишок пального), тобто при дещо меншій температурі, ніж максимальна стехіометрична. Це пояснюється тим, що надлишок водню в продуктах зменшує їх середню молекулярну масу і підвищує швидкість витікання c , навіть якщо температура полум'я при цьому дещо нижча [55].

Термодинамічні властивості продуктів:

Для продуктів згоряння визначено середню молекулярну масу M (виходячи з мольних часток) та газову сталу суміші $R = \frac{R_u}{M}$. Також обчислено середню питома-масову теплоємність при постійному тиску C_p (вважаючи рівноважний склад або заморожений – у камері згоряння та при розширенні) і показник адіабати k .

Наприклад, для суміші поліетилен– $LiClO_4$ в камері згоряння отримано

$M \approx 26,1 \text{ кг/кмоль},$

$C_p \approx 4,65 \text{ кДж/(кг} \cdot \text{К)},$

що дає $k \approx 1,07$.

Для більшості розглянутих пар k знаходиться в межах 1,10–1,25 (чим більше частка багатоатомних молекул H_2O , CO_2 , HCl , тим нижче k).

Динамічний коефіцієнт в'язкості продуктів (μ) оцінювався за кінетичною теорією газів з поправкою на високі температури за законом Сазерленда. Для визначення в'язкості суміші використано правило Вілке [56]:

$$\mu_{mix} = \sum_i \frac{y_i \mu_i}{y_i \Phi_{ij}},$$

де y_i – молярна частка компонента i , μ_i – в'язкість чистого компонента, а Φ_{ij} – коефіцієнти взаємодії, що обчислюються за молекулярними масами та в'язкостями компонентів [56].

На основі цих розрахунків отримано, що при температурах $\sim 3000 \text{ К}$ в'язкість продуктів становить порядку $10^{-4} \text{ Па} \cdot \text{с}$, $\mu = 9 \times 10^{-5} \text{ Па} \cdot \text{с}$ (наприклад, $\mu = 9 \times 10^{-5} \text{ Па} \cdot \text{с}$ для суміші полімер+перхлорат літію).

Теплопровідність газу λ оцінювалася через відоме співвідношення між λ , μ і C_p (число Прандтля для продуктів згоряння $\sim 0,9 \dots 1,1$). Для згаданої суміші при 3000 К теплопровідність $\lambda \approx 0,23 \text{ Вт/(м} \cdot \text{К)}$.

Теплообмін із стінками:

Оцінка теплового потоку до стінок газифікатора (та камери) включає конвективну та радіаційну складові:

$$q_{tot} = q_{conv} + q_{rad}.$$

Конвективний теплообмін розраховано за емпіричною формулою Бартца, яка широко використовується для ракетних двигунів [57]. Ця кореляція зв'язує локальний коефіцієнт тепловіддачі α_1 з параметрами потоку (швидкість, в'язкість, температура газу і стінки, діаметр камери тощо). Для приблизної оцінки

також застосовувалося співвідношення Нуссельта для турбулентної трубки (аналогія Рейнольдса), де: $Nu \approx 0,026 \cdot Re^{0,8} \cdot Pr^{0,4}$, з подальшим визначенням $\alpha_1 = Nu \cdot \lambda/D$.

Типові значення густини теплового потоку в камерах ракет знаходяться в діапазоні:

$$q_{conv} \sim 10^7 - 10^8 \text{ Вт/м}^2.$$

Радіаційна складова оцінена за законом Стефана–Больцмана:

$$q_{rad} = \varepsilon_g \cdot \sigma (T_g^4 - T_w^4),$$

де ε_g - ефективна випромінювальна здатність продуктів згоряння. Для полум'я, що містить лише газоподібні продукти (H_2O , CO_2 , CO), випромінювання помірно: ε_g порядку 0.1–0.2.

Однак присутність частинок твердого конденсату (Al_2O_3 , сажа тощо) різко підвищує променистий теплообмін [57].

У наших оцінках для палив без Al:

$$q_{rad} \leq 0.1 \cdot q_{conv},$$

тоді як для металізованих палив може досягати 20–30%.

Наприклад, при $T_g = 3000 \text{ К}$ і $\varepsilon_g = 0.2$ виходить:

$$q_{rad} \approx 0.3 \cdot 5.67 \cdot 10^{-8} \cdot (3000^4 - 600^4) \approx 0.9 \text{ МВт/м}^2,$$

тоді як:

$$q_{conv} \sim 2 - 5 \text{ МВт/м}^2.$$

У сумі отримано оцінку q_{tot} порядку:

- 5–6 МВт/м² — для неметалізованих сумішей
- ~7 МВт/м² — для сумішей з Al (через підвищення T_g і випромінювання)

Результати для стехіометричних сумішей.

У таблиці 2.3 зведено основні розрахункові показники для 20 комбінацій «паливо–окислювач» у стехіометричному співвідношенні.

Таблиця 2.3.

**Теоретичні характеристики паливно-окиснювальних пар (стехіометрія,
 $p_k=5\text{МПа}$).**

Паливо (80% поліетилен + 20% Al позначено як PE+Al)	Окислювач	ΔH , кДж/кг (теплота згоряння)	T_{ad} , К (температура полум'я)	Основні продукти (мас.%)
HDPE	AP	5100	2950	H ₂ O 44%, N ₂ 21%, HCl, CO
HDPE	AN	4800	2700	H ₂ O 51%, N ₂ 34%, CO
HDPE	LiClO ₄	6200	3200	H ₂ O 36%, CO ₂ 22%, Li ₂ O 40%
HDPE	KNO ₃	4600	2500	H ₂ O 47%, CO ₂ 26%, KOH
LDPE	AP	5100	2940	(майже ідентично HDPE)
PP	AP	5120	2960	(як HDPE)
POM (CH ₂ O)	AP	3700	2600	H ₂ O 47%, CO ₂ 19%, HCl
POM	AN	3400	2350	H ₂ O 55%, CO ₂ 27%
POM	LiClO ₄	4800	2900	H ₂ O 40%, CO ₂ 30%, Li ₂ O 29%
POM	KNO ₃	3300	2200	H ₂ O 52%, CO ₂ 20%, KOH
PE+Al	AP	5800	3150	H ₂ O 36%, CO ₂ 18%, HCl, Al ₂ O ₃
PE+Al	AN	5500	2900	H ₂ O 43%, CO ₂ 22%, Al ₂ O ₃
PE+Al	LiClO ₄	7000	3400	H ₂ O 30%, CO ₂ 21%, Al ₂ O ₃
PE+Al	KNO ₃	5300	2700	H ₂ O 39%, CO ₂ 17%, KOH ~20%, Al ₂ O ₃

В таблиці 2.3:

- ΔH — масова теплота реакції (енергія, що виділяється при згорянні 1 кг суміші).
- Наведені T_{ad} — при балансі без тепловтрат (дисоціація врахована).
- *Основні продукти*: перелічено приблизний масовий склад найзначніших компонентів продуктів згорання (для металізованих палив наведено і тверді конденсати).
- $(I_{sp,vac})$ та $(I_{sp,SL})$ — питомий імпульс у вакуумі та на рівні моря відповідно.
- M_{prod} — середня молекулярна маса продуктів згорання.
- C_p , к — орієнтовні середні теплоємність (при постійному тиску) та показник адіабати в камері.

Паливами є:

- поліетилен високої щільності (HDPE),
- поліетилен низької щільності (LDPE),
- поліпропілен (PP),
- поліформальдегід (полиоксиметилен, POM),
- композит 80% поліетилен + 20% Al.

Окислювачі:

- перхлорат амонію (AP),
- нітрат амонію (AN),
- перхлорат літію ($LiClO_4$),
- нітрат калію (KNO_3).

Як видно з таблиці, окислювач $LiClO_4$ забезпечує найвищі значення питомого імпульсу для всіх палив — зокрема, для HDPE $I_{sp,vac} \approx 265$ с. Це пояснюється високим вмістом кисню в перхлораті літію (О/П стехіометричне найнижче, ~ 5.7)

та легкими продуктами на основі літію (Li_2O в конденсованій фазі), що знижує середню молекулярну масу газу [46].

Перхлорат літію дає також найвищу температуру полум'я (до 3400 К з алюмінізованим паливом), завдяки повному окисненню палива і додатковому виділенню енергії при утворенні Li_2O .

Окислювач AP (NH_4ClO_4) посідає друге місце за енергетикою: для полімерних палив без Al

$$T_{\text{ad}} \sim 2900 - 3000 \text{ K},$$

$$I_{\text{sp}, \text{vac}} \approx 255 - 260 \text{ c}.$$

Перевагою AP є виділення азоту (N_2) в продуктах, що, як і водень, не утворює важких молекул і сприяє підвищенню I_{sp} [28]. Однак хлор з AP приводить до появи HCl у продуктах — відносно важкої молекули ($M \approx 36$), що зменшує ефективний імпульс. Так, для HDPE+AP $\sim 9\%$ маси газу становить HCl (із таблиці 2.3), і I_{sp} є трохи нижчим, ніж міг би бути без хлору.

Нітрат амонію (AN) має найнижчу теплотворну здатність серед окиснювачів — його розклад частково ендотермічний, що знижує температуру полум'я (для HDPE ≈ 2700 К, найменше серед усіх пар — 2350 К з POM). Хоча AN дає тільки легкі молекули (H_2O , O_2 , N_2), відсутні важкі HCl чи метали, його I_{sp} обмежений саме невеликою енергією реакції. Приклад: HDPE + AN має $I_{\text{sp}, \text{vac}} \approx 240 \text{ c}$, що на $\sim 7\%$ менше, ніж з AP. Окислювач KNO_3 демонструє дещо кращу теплотворну здатність, ніж AN, але продукти містять важкі компоненти типу KOH , K_2CO_3 тощо, що призводить до відносно високої середньої молекулярної маси продуктів (наприклад, ~ 27.5 г/моль для HDPE+ KNO_3), і відповідно найнижчий $I_{\text{sp}} \approx 230 \text{ c}$ у вакуумі для полімерів, $\approx 238 \text{ c}$ для полімер+Al (де частина калію може зв'язуватися з Al у конденсаті типу KAlO_2).

Серед палив чисті вуглеводневі полімери HDPE, LDPE та PP проявили практично однакові результати. Це очікувано, оскільки їх умовна формула

близька до $(CH_2)_n$, і вони мають подібну ентальпію згоряння ~ 46 МДж/кг. Незначні відмінності (на рівні 1–2%) зумовлені різницею у густині та ентальпії утворення: наприклад, для поліпропілену (формула приблизно C_3H_6 теплота полімеризації трохи відрізняється, але це мінімально впливає на сумарний баланс. Отже, HDPE, LDPE та PP можна розглядати як еквівалентні з точки зору теплотехнічних показників. Поліетиленові палива загалом не поступаються традиційному вуглеводневому паливу — гасу: за даними роботи [28], для пари поліетилен– O_2 максимальний теоретичний $I_{sp} \approx 3680$ м/с (або 376 с), що навіть дещо вище, ніж 3640 м/с (або 371 с) для гасу– O_2 при тих самих умовах. Це пояснюється вищою ентальпією згоряння поліетилену порівняно з гасом (на 5%) та більшим вмістом водню в поліетилені (14% маси проти $\sim 13\%$ у гасу), що приводить до утворення більшої частки H_2O/H_2 і меншої CO_2/CO при горінні. Внаслідок цього трохи зростає I_{sp} і температура полум'я [28].

Паливо поліформальдегід (ПОМ), яке вже містить кисень у складі (формула CH_2O), показує інші тенденції. Його теплота згоряння значно менша — $\sim 16,9$ МДж/кг (лише 60% від поліетилену), оскільки частина вуглецю вже окислена до ступеня +2 ($-CHO$ -група). Це знижує T_{ad} (на 100–300 К менше проти аналогічного випадку з поліетиленом, в таблиці 2.3). Однак менша потреба в зовнішньому окислювачі (стехіометричне співвідношення О/П для ПОМ $\sim 2,7$ – $3,4$ замість ~ 7 – 10 для CH_2) означає меншу частку «баласту» в продуктах — зокрема, утворюється менше N_2 та HCl (для пар з AP, AN) або менше твердого K_2CO_3 (з KNO_3). Більша частка маси продуктів припадає на CO_2 і H_2O — відносно легкі молекули (середня M дещо знижується). Як наслідок, питомий імпульс для ПОМ-комбінацій виходить порівнянним із полімерними: наприклад, з $I_{sp,vac} \approx 250$ с, (проти 257 с для HDPE+AP). З $LiClO_4$ ПОМ навіть дає трохи вищий I_{sp} (~ 270 с) ніж HDPE (~ 265 с), оскільки Li_2O утворюється в тому ж обсязі, а теплоти вистачає для високого T_{ad} . Натомість з AN та KNO_3 ПОМ-паливо не має переваги, бо там

визначальну роль грає мала енергія окислювача. Таким чином, РОМ може розглядатись як «частково окиснене» паливо: воно забезпечує меншу теплоту, але потребує менше окисника. У сумі це незначно впливає на I_{sp} ($\pm 2-3\%$), але може бути корисним для зменшення маси окислювача на борту.

Алюмінізоване паливо (РЕ+АІ 20%) демонструє підвищення енергетичних характеристик. Додавання алюмінію, який при горінні окиснюється до Al_2O_3 , дає додаткову теплоту реакції (~ 31 МДж/кг АІ). У всіх випадках це підняло T_{ad} на $+150...+250$ К (для порівняння, наприклад, HDPE/AP 2950 К із РЕ+АІ/AP 3150 К). Питомий імпульс також зріс на $\sim 3-5$ с ($2-3\%$) у вакуумі. Найбільше вираш від АІ помітний з кисневими окислювачами: для $LiClO_4$ $I_{sp,vac}$ зріс з ~ 265 до ~ 274 с ($+3.4\%$), для HNO_3 з 230 до 238 с ($+3.5\%$). З АР та АН приріст трохи менший ($+2$ с). Ці результати узгоджуються з літературними даними, де зазначено підвищення теоретичного I_{sp} на $5-7\%$ при введенні $20-30\%$ металевого наповнювача до полімерного палива [28] (для окислювачів типу пероксиду водню або кисню). Менший ефект у випадку АР пояснюється тим, що частина енергії АІ витрачається на утворення менш екзотермічного $AlCl_3$ (в присутності хлору), а також значною часткою HCl в продуктах, яка зменшує вираш. Відзначимо, що Al_2O_3 у продуктах присутній переважно в конденсованій фазі (рідкі частинки, що швидко твердішають). Цей твердий конденсат не розширюється як газ, тому ефективний питомий імпульс може бути дещо нижчим розрахункового рівноважного (у реальному двигуні важкі частинки забирають частку кінетичної енергії потоку). Крім того, наявність Al_2O_3 призводить до сильнішого променистого теплообміну зі стінками [46], що вимагає додаткового охолодження газифікатора. Незважаючи на ці нюанси, загальний позитивний ефект від металізації пального очевидний: зростає густина пального та його теплота згоряння, що підвищує енергетичні характеристики суміші. З практичного погляду, 20% АІ – це типовий вміст для твердих композитних ракетних палив

(наприклад, АРСР 68% АР, 12% полімер, 20% АІ має вакуумний $I_{sp} \approx 260$ с) [58]. Наші результати підтверджують, що такі паливні композиції є близькими до оптимуму: подальше збільшення частки АІ дає спадання I_{sp} через надлишкову масу конденсату в продуктах (наприклад, при 30% АІ I_{sp} вже не зростає помітно).

Розглянемо вплив співвідношення паливо/окислювач (О/П) Як зазначалося, максимум питомого імпульсу зазвичай досягається при паливному надлишку відносно стехіометрії [55]. Для суміші HDPE+АР стехіометричне О/П ≈ 10 , проте максимальний $I_{sp} \approx 262$ с досягається при О/П ≈ 8 (тобто при $\sim 20\%$ надлишку палива). Далі збагачення паливом призводить до зменшення I_{sp} через падіння температури і неповне окиснення (поява значного CO, H_2), хоча середня молекулярна маса все ще знижується [55]. Для HDPE+АН оптимум \sim О/П=14 (стехіометрія ~ 17), для HDPE+KNO₃ \sim О/П =8 (стехіометрія ~ 9), для HDPE+LiClO₄ \sim О/П=4,5–5 (стехіометрія $\sim 5,7$). В усіх випадках для оптимального співвідношення потрібно менше окисника, ніж на стехіометрію. Це спільна риса ракетних палив: максимальний питомий імпульс досягається в області паливного надлишку, при температурі горіння нижчій за максимально можливу. Причина – домінування ефекту зменшення молекулярної маси продуктів над ефектом зниження температури. Наприклад, перехід від стехіометричного до збагаченого режиму для HDPE+АР: T_{ad} падає з 2950 К до ~ 2700 К, але середня M газу зменшується з ~ 26 до ~ 22 , за рахунок чого $I_{sp} \approx$ зростає [55]. При цьому, температура полум'я завжди досягає максимуму при стехіометрії, а в паливно-надлишковій області знижується.

Додавання АІ в паливо впливає на оптимум О/П. Метал потребує додаткового окислювача, тому стехіометричне співвідношення для РЕ+АІ вище, ніж для чистого полімеру (наприклад, для АР: $\sim 11,5$ проти ~ 10). Відповідно, максимум I_{sp} для металізованого палива зміщується до більш окислювальної суміші. З наших розрахунків, для РЕ+АІ+АР оптимум \sim О/Р=9,5 (проти 8 для без

Al), при цьому I_{sp} на ~ 2 с вище стехіометричного. В цілому, виграш від Al дещо менший у паливно-надлишковій області, оскільки надлишок палива може приводити до не повного вигорання Al (частина Al може залишатись в конденсаті без реалізації всієї хімічної енергії). Тому практичні композиції з Al часто близькі до оптимуму за I_{sp} при трохи більшому, ніж стехіометричному, вмісті окисника (що полегшує повне вигорання Al і зменшує втрати).

Висновки до розділу 2

1. Розроблено аналітичну термодинамічну модель згоряння паливної пари поліетилен + амоній перхлорат (ПЕ+АП) у ракетному двигуні в стаціонарному режимі. На основі цієї моделі складено стехіометричне рівняння повного згоряння та визначено теоретичну адіабатичну температуру полум'я (без урахування дисоціації продуктів згоряння).
2. За допомогою програмного комплексу ASTRA-4, що реалізує метод термохімічної рівноваги, обчислено рівноважний склад продуктів згоряння суміші ПЕ+АП. Підтверджено, що стехіометричне співвідношення окислювача до пального становить приблизно 10:1 за масою. Визначено, що при тиску $p \approx 3,12$ МПа адіабатична температура полум'я досягає близько 3010 К для стехіометричної суміші полімерного палива з окислювачем.
3. Встановлено, що відхилення від стехіометричного складу суміші або зниження тиску в камері згоряння призводять до зменшення адіабатичної температури полум'я через неповне вигорання палива та інтенсивнішу дисоціацію продуктів згоряння.
4. Розраховано усереднені теплофізичні властивості продуктів згоряння в камері (середню молекулярну масу, питомі теплоємності, показник адіабати γ , коефіцієнти в'язкості й теплопровідності). Отримані дані використовуються для оцінки теплопередачі в двигуні та слугуватимуть вихідними параметрами для подальшого чисельного моделювання процесів у камері згоряння.
5. Порівняльний аналіз характеристик різних паливно-окиснювальних пар показав, що окислювач LiClO_4 у поєднанні з полімерним паливом

забезпечує найвищий питомий імпульс ($I_{sp} \approx 265$ с у вакуумі) і температуру полум'я ($\sim 3200\text{--}3400$ K) серед розглянутих комбінацій. Амоній перхлорат посідає друге місце за енергетичною ефективністю ($I_{sp} \approx 255\text{--}260$ с, $T_{ad} \approx 2900\text{--}3000$ K), тоді як нітрат амонію та нітрат калію демонструють найнижчі показники ($I_{sp} \approx 230\text{--}240$ с) через меншу теплотворну здатність або утворення важких продуктів згоряння. Додавання $\sim 20\%$ Al до полімерного палива підвищує T_{ad} на $\sim 150\text{--}250$ K і питомий імпульс на 2–3%, покращуючи енергетичні характеристики суміші

6. Для підвищення достовірності результатів проведено аналітичні оцінки окремих параметрів, зокрема теплового потоку до поверхні центрального тіла і палива та в'язкості газової суміші. Встановлено, що отримані аналітичні значення узгоджуються з даними CFD-моделювання, що підтверджує адекватність прийнятих у моделі фізичних припущень і чисельної методики.

РОЗДІЛ 3. МАТЕМАТИЧНА ТА КОМП'ЮТЕРНА МОДЕЛІ ГАЗОДИНАМІЧНИХ І ТЕПЛООБМІННИХ ПРОЦЕСІВ В АВТОФАЖНОМУ ДВИГУНІ

3.1 Система рівнянь тепломасообміну та газової динаміки.

У цьому пункті наведено математичну модель газодинамічних процесів та теплообміну в автофажному ракетному двигуні з полімерним паливом, реалізовану у програмному комплексі ANSYS Fluent. Модель ґрунтується на системі тривимірних рівнянь Нав'є–Стокса для стисливого турбулентного потоку, доповненій рівняннями енергії та стану. Ці рівняння описують закон збереження маси, кількості руху (імпульсу) та енергії для в'язкого теплоносія (продуктів згоряння палива) і є базовими для CFD-моделювання внутрішньої течії в камері згоряння. Нижче подано систему рівнянь газової динаміки і теплопереносу у формі рівнянь у частинних похідних, що використовуються для чисельного розв'язання задачі.

Основні рівняння збереження маси, імпульсу та енергії.

Тривимірний стисливий потік в камері двигуна описується рівнянням неперервності (збереження маси), рівняннями Нав'є–Стокса для збереження імпульсу по координатних напрямках та рівнянням енергії. У векторно-індексній формі систему рівнянь можна записати так:

$$\begin{cases} \frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0, \\ \frac{\partial (\rho \mathbf{v})}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot \boldsymbol{\tau} + \rho \mathbf{f}, \\ \frac{\partial (\rho e)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho e \mathbf{v} + p \mathbf{v}) = \nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{v} - \mathbf{q}) + \rho \mathbf{f} \cdot \mathbf{v}, \end{cases} \quad (3.1)$$

де ρ – густина газу; $\mathbf{v} = (u, v, w)$ – вектор швидкості потоку; p – термодинамічний тиск; e – повна (питома) енергія газу. Перше рівняння (неперервності) виражає закон збереження маси – зміна густини в часі плюс потік маси через границі контрольного об’єму дорівнюють нулю. Друге рівняння є законом збереження кількості руху (імпульсу): зміна імпульсу газу визначається градієнтом тиску та силами в’язкого тертя (дивергенцією тензора напружень $\boldsymbol{\tau}$, а також об’ємними силами $\rho \mathbf{f}$ (наприклад, сила тяжіння) [59, 60]. Третє рівняння – закон збереження енергії – описує баланс повної енергії: зміна сумарної енергії газу (внутрішньої та кінетичної) визначається переносом ентальпії потоком $\nabla \cdot (\rho e \mathbf{v} + p \mathbf{v})$ і теплопровідністю $\nabla \cdot \mathbf{q}$, а також роботою в’язких сил $\nabla \cdot (\boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{v})$ та силою тяжіння $\rho \mathbf{f} \cdot \mathbf{v}$ [59].

Для замикання наведених рівнянь необхідно визначити моделі транспортних потоків – в’язкого тертя та теплопровідності – а також співвідношення стану газу. В’язкий ньютонівський газ описується симетричним тензором напружень зсуву $\boldsymbol{\tau}$, компоненти якого визначаються градієнтами швидкостей. При припущенні лінійної залежності напружень від швидкостей деформації (закону Ньютона для в’язкої рідини) компоненти тензора визначаються як:

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \nabla \cdot \mathbf{v} \right), \quad (3.2)$$

де μ – динамічний коефіцієнт в’язкості (може залежати від температури); δ_{ij} – символ Кронекера; індекси i, j відповідають координатним напрямкам x, y, z . Вираз (3.2) є стандартним визначенням для напружень у стисливому ньютонівському

газі [59]. Теплопровідність газу описується законом Фур'є: тепловий потік спрямований від більш нагрітих областей до холодніших та пропорційний градієнту температури:

$$\mathbf{q} = -\lambda \nabla T, \quad (3.3)$$

де $\mathbf{q} = (q_x, q_y, q_z)$ – вектор густини теплового потоку; T – температура; λ – коефіцієнт теплопровідності газу (також може бути функцією T). Підстановка (3.2) та (3.3) в рівняння (3.1) забезпечує врахування ефектів в'язкого тертя та теплопереносу в енергетичному рівнянні. Крім того, для замикання системи (3.1) необхідна рівняння стану, яке пов'язує термодинамічні параметри. В моделі прийнято газ як ідеальний, тому використовується рівняння стану ідеального газу:

$$p = \rho RT, \quad (3.4)$$

де R – газова стала суміші продуктів згоряння. У межах даної роботи параметри газу (значення R , а також показника адіабати $\gamma = c_p/c_v$ та температурних залежностей теплофізичних властивостей) визначалися на основі термохімічного розрахунку продуктів згоряння палива. Таким чином, рівняння (3.1) разом із моделями (3.2)–(3.4) описують тривимірний стисливий реагуючий потік з урахуванням в'язкості та теплопровідності.

Вищенаведена система рівнянь є диференційною формою законів збереження, яку розв'язують чисельно методом скінченних об'ємів. У програмному середовищі ANSYS Fluent ці рівняння інтегруються в контрольних об'ємах, після чого застосовується дискретизація конвективних та дифузійних потоків з певним порядком точності (в даній роботі використовувалася схема другого порядку точності). Зв'язок між змінними тиску і швидкості забезпечується за допомогою алгоритму SIMPLE (Semi-Implicit Method for Pressure-Linked Equations) для стаціонарного розрахунку [61]. Наведена математична модель реалізована у вигляді стаціонарної задачі, тобто розв'язується встановлений режим течії (усі

$\partial/\partial t = 0$), що відповідає усталеному горінню палива в двигуні. Таким чином, визначаються стаціонарні поля швидкості, тиску і температури газового потоку. Розрахунок проводився з увімкненим енергетичним рівнянням (energy equation = on), тож у моделі враховано теплообмін в робочому тілі (ідеальному газі) за рахунок конвекції і теплопровідності. Граничні умови для області обтікання двигуна задано таким чином, щоб відобразити реальні умови роботи: на вході в камеру подано витрату газу (продуктів згоряння) з заданими параметрами (температурою, тиском, складом), на виході – умовний вихід у атмосферу із заданим тиском (припустимо, близьким до навколишнього) або умовою вільного витікання, а на стінках – умови непроникності та прилипання (no-slip) для швидкості. Теплові граничні умови на стінках прийняті adiabatic wall (адиабатні стінки), оскільки теплообмін зі стінками двигуна в рамках даної моделі враховується спрощено (без розрахунку прогріву твердих стінок).

Модель турбулентності SST. Оскільки режим течії газу в ракетному двигуні є турбулентним (через високу швидкість та характерні масштаби потоку), для адекватного опису переносу імпульсу й енергії необхідно застосувати модель турбулентності. У даній роботі використано двопараметричну модель турбулентності SST (Shear Stress Transport) Ментора [60], яка поєднує переваги моделей $k - \varepsilon$ та $k - \omega$ і особливо ефективна для задач із складною геометрією та сильно вираженими примежевими шарами. Застосування моделі турбулентності означає, що розв'язуються осереднені за Рейнольдсом рівняння Нав'є–Стокса (RANS), в яких вплив пульсацій враховано через додаткові переносні члени – так звані рейнольдсові напруження. Для замикання цих рівнянь використовується гіпотеза про турбулентну в'язкість (Буссінеска), згідно з якою невідомі напруження моделюються аналогічно до молекулярної в'язкості, але з ефективним коефіцієнтом μ_t (турбулентна в'язкість). Модель SST дозволяє обчислити μ_t на основі розв'язання двох диференціальних рівнянь для кінетичної

енергії турбулентності k та питомої швидкості її дисипації ω . Нижче наведено рівняння переносу для k та ω в моделі SST (у стаціонарній постановці, без врахування залежності від часу):

$$\rho \mathbf{v} \cdot \nabla k = P_k - \beta^* \rho k \omega + \nabla \cdot [(\mu + \sigma_k \mu_t) \nabla k], \quad (3.5)$$

$$\rho \mathbf{v} \cdot \nabla \omega = \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2 + \nabla \cdot [(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \nabla \omega] + 2(1 - F_1) \rho \sigma_{\omega 2} \frac{1}{\omega} \nabla k \cdot \nabla \omega. \quad (3.6)$$

Рівняння (3.5) описує баланс турбулентної кінетичної енергії k : конвекція (ліворуч) дорівнює сумі термів генерації P_k та поглинання (дисипації) турбулентної енергії $\beta^* \rho k$ і дифузійного переносу (останній член) [2]. Рівняння (3.6) – баланс питомої швидкості дисипації ω : перший член праворуч відповідає генерації ω за рахунок продукції турбулентності, другий – її власній дисипації $\beta \rho \omega^2$, третій – дифузії, і останній член – так звана *перехресна дифузія* (член з градієнтами k і ω), що виникає в моделі SST при переході від моделі $k - \omega$ до $k - \varepsilon$ (цей член містить функцію F_1) [60]. У наведених рівняннях μ_t – турбулентна (вироджена) динамічна в'язкість, що визначається з співвідношення $\mu_t = \rho a_1 \frac{k}{\max(a_1 \omega_1, S F_2)}$ згідно з методом переносу напружень зсуву Ментора [60]. Тут $S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}}$ – інтенсивність тензора швидкостей деформації (модуль градієнта швидкості); P_k – швидкість генерації турбулентної кінетичної енергії від середнього струменю, що оцінюється як $P_k = \mu_t S^2$ (для негоризонтальних потоків при відсутності підйомних сил, внеском плавучості P_b знехтувано). Константи $\beta^*, \beta, \alpha, \sigma_k, \sigma_\omega, \sigma_{\omega 2}$ та a_1 – емпіричні коефіцієнти моделі, підібрані на основі ряду експериментальних даних і чисельних тестів (типові значення: $\beta^* = 0,09, \beta = 0,075, \alpha = 0,31, \sigma_k = 0,85, \sigma_\omega = 0,5, \sigma_{\omega 2} = 0,856, \alpha_1 = 0,31$ тощо). Функція F_1 – це згадана функція змішування (blending function), яка забезпечує плавне переключення моделі між формулюваннями $k - \omega$ і $k - \varepsilon$: у пристінній області. $F_1 \rightarrow 1$ і модель працює як стандартна $k - \omega$, тоді як далеко від стінки $F_1 \rightarrow 0$ і реалізується режим $k - \varepsilon$. Завдяки цьому підходу модель SST успадковує

переваги обох базових моделей: вона нечутлива до умов на вході вільного потоку (як $k - \varepsilon$) і одночасно здатна точно відтворювати явища в прикордонному шарі аж до стінки без використання напівемпіричних функцій стінки (як $k - \omega$). Більше того, введений у модель SST механізм обмеження величини μ_t (через S та функцію F_2 в наведеній формулі) дозволяє правильно врахувати перенесення напружень зсуву в зонах відриву потоку і сильного градієнта тиску, запобігаючи надмірному зростанню турбулентної в'язкості. Саме тому модель SST (Shear Stress Transport – перенесення напруження зсуву) зарекомендувала себе краще за стандартні двопараметричні моделі при моделюванні течій зі складною геометрією і струминною структурою, зокрема за наявності центральних тіл чи відривних зон. У даній задачі наявність центрального тіла (паливного стрижня) та звужувально-розширювальної конфігурації каналу створює області рециркуляції та обтікання, де можливий відрив потоку; використання SST-моделі дозволяє більш точно спрогнозувати такі явища порівняно з класичною $k - \omega$ -моделлю. Додатково, SST-модель добре працює при наявності інтенсивного теплообміну, оскільки коректно відтворює структуру прикордонного шару при наявності градієнтів температури (зокрема, може бути застосована без використання функцій пристінного шару за достатньої роздільної здатності сітки) [60].

Особливості постановки та припущення. Для проведення CFD-розрахунку прийнято ряд спрощень і умов, що відповідають специфіці задачі моделювання автоживного ракетного двигуна з полімерним паливом. Нижче перераховано основні з них:

- **Стаціонарний режим течії:** розрахунок виконано в стаціонарній постановці (steady-state), тобто розв'язується усталений режим без врахування нестаціонарних коливань. Це відповідає припущенню, що двигун працює в квазістаціонарному режимі після закінчення перехідних

процесів запалювання. Стаціонарний підхід значно знижує обчислювальні витрати і є виправданим, якщо цікавить встановлений розподіл параметрів потоку [61].

- **Турбулентність з моделлю SST:** течія в камері вважається повністю турбулентною; для врахування турбулентних пульсацій використовується описана вище модель SST $k - \omega$ (з автоматичним переключенням на $k - \epsilon$ у далекому полі). Всі рівняння (3.1) розв'язуються для осереднених змінних (RANS-підхід), а вплив турбулентності на середній потік враховується через додаткові в'язкі напруження, обчислені з використанням μ_t . Застосування SST дає змогу точно моделювати тонкі примежові шари на стінках двигуна і зони можливого відриву потоку за центральним тілом [60].
- **Увімкнене рівняння енергії:** при моделюванні увімкнено розрахунок поля температури (energy equation = on), що дозволяє визначати розподіл температури газу та теплові потоки до стінок. Врахування рівняння енергії є необхідним, оскільки продукти згоряння мають високу температуру, і без теплопереносу неможливо оцінити термічні навантаження та зміну густини в потоці. У моделі прийнято, що тепла радіація не враховується (домінує конвективно-кондуктивний теплообмін), а стінки двигуна розглядаються як адіабатичні, тобто тепловий потік до стінок враховується опосередковано через баланс енергії газу.
- **Ідеальний газ без хімічних реакцій:** як зазначалося, робоче тіло моделюється як ідеальний газ із постійним хімічним складом. Це означає, що у розрахунку Fluent не вирішуються рівняння хімічної кінетики або перенос окремих хімічних компонент (модель без реакції). Такий підхід застосований через те, що хімічні реакції горіння не моделювалися у Fluent – процес згоряння полімерного палива розраховано окремо за допомогою зовнішнього термохімічного обчислювального модуля

- . Зокрема, склади продуктів згоряння, їхні теплофізичні властивості (значення R , $c_p(T)$, γ тощо) та параметри на вході в камеру були попередньо визначені за допомогою програми ASTRA-4 [62]. ASTRA-4 – це спеціалізована програма термохімічного розрахунку, призначена для моделювання хімічної та фазової рівноваги при високих температурах, зокрема для розрахунку продуктів згоряння ракетних палив [62]. У цій роботі код ASTRA-4 використовувався для розрахунку процесу газифікації та горіння полімерного палива: на основі заданих умов (тиску в камері, складу полімеру та окислювача), визначалися рівноважний склад газової суміші продуктів, її температура та теплофізичні параметри. Отримана газова суміш продуктів згоряння подавалася як вхідна умова в CFD-модель Fluent. Тобто, на вході в обчислювальну область було задано готову суміш гарячих газів із відомими параметрами (без моделювання хімічних перетворень усередині області течії). Такий підхід суттєво спрощує модель та зменшує обчислювальні витрати, оскільки виключає необхідність розв’язування жорстких систем рівнянь хімічної кінетики в кожному контрольному об’ємі [62]. Він є виправданим, коли можна припустити, що хімічні реакції протікають швидко і завершуються в прикордонній області (наприклад, у зоні горіння поблизу поверхні палива), а далі в камеру надходить вже сформований потік продуктів горіння. В результаті, CFD-розрахунок зосереджується на газодинаміці та теплообміні потоків продуктів згоряння в геометрії двигуна, тоді як розподіл концентрацій хімічних компонент лишається сталим по всьому об’єму.

Підсумовуючи, математична модель, викладена в цьому підрозділі, включає повну систему рівнянь газової динаміки та тепломасообміну для стисливого турбулентного потоку в камері автофажного ракетного двигуна. Використано сучасну модель турбулентності SST, що забезпечує надійне розв’язання задачі

для випадку складної геометрії із центральним тілом та істотним теплообміном. Розрахунки виконано в стаціонарному режимі з ідеальним газом, причому процес горіння винесено за межі CFD-моделі (що досягається шляхом використання результатів коду ASTRA-4). Така постановка моделювання дозволяє отримати поля течії (швидкостей, тиску, температури) та теплові навантаження на стінки камери з достатньою точністю і прийнятними обчислювальними затратами. Отримана у цьому пункті система рівнянь та опис моделі слугуватимуть основою для подальшого аналізу результатів CFD-експерименту в наступних пунктах розділу 3.

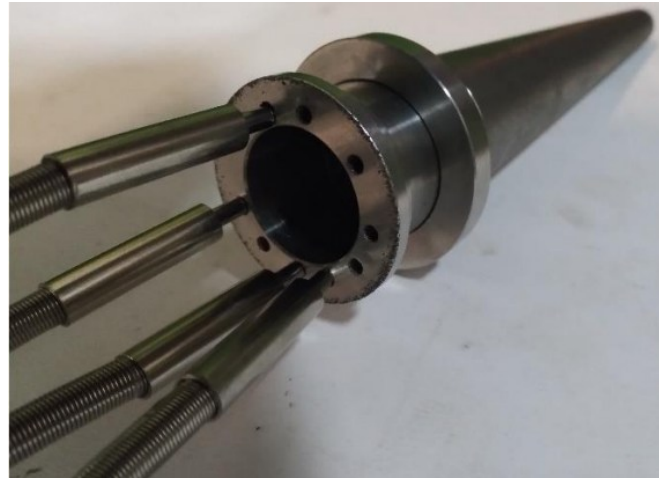
3.2 Комп'ютерна модель

Комп'ютерна геометрична модель двигуна була побудована на основі реального експериментального зразка автофажного ракетного двигуна з полімерним паливом. Спочатку CAD-модель конструкції двигуна (камера згоряння з центральним газифікатором та сопло) була розроблена в системі SolidWorks. На рисунках 3.1 та 1.18 наведено фотографію натурного зразка двигуна з центральним газифікатором, а на рис. 3.2 – його початкову CAD-модель, створену в SolidWorks.

Далі геометрію було експортовано в модуль ANSYS DesignModeler для подальшого спрощення та підготовки до побудови сіткової моделі. При імпорті здійснювалися операції згладжування поверхонь і видалення другорядних дрібних деталей, що не впливають на перебіг газодинамічних процесів (наприклад, технологічні виїмки, кріплення тощо).



а)



б)

Рис. 3.1. а) Експериментальний зразок автофажного двигуна; б) його газифікаційна камера (із під'єднаними термопарами) [34].

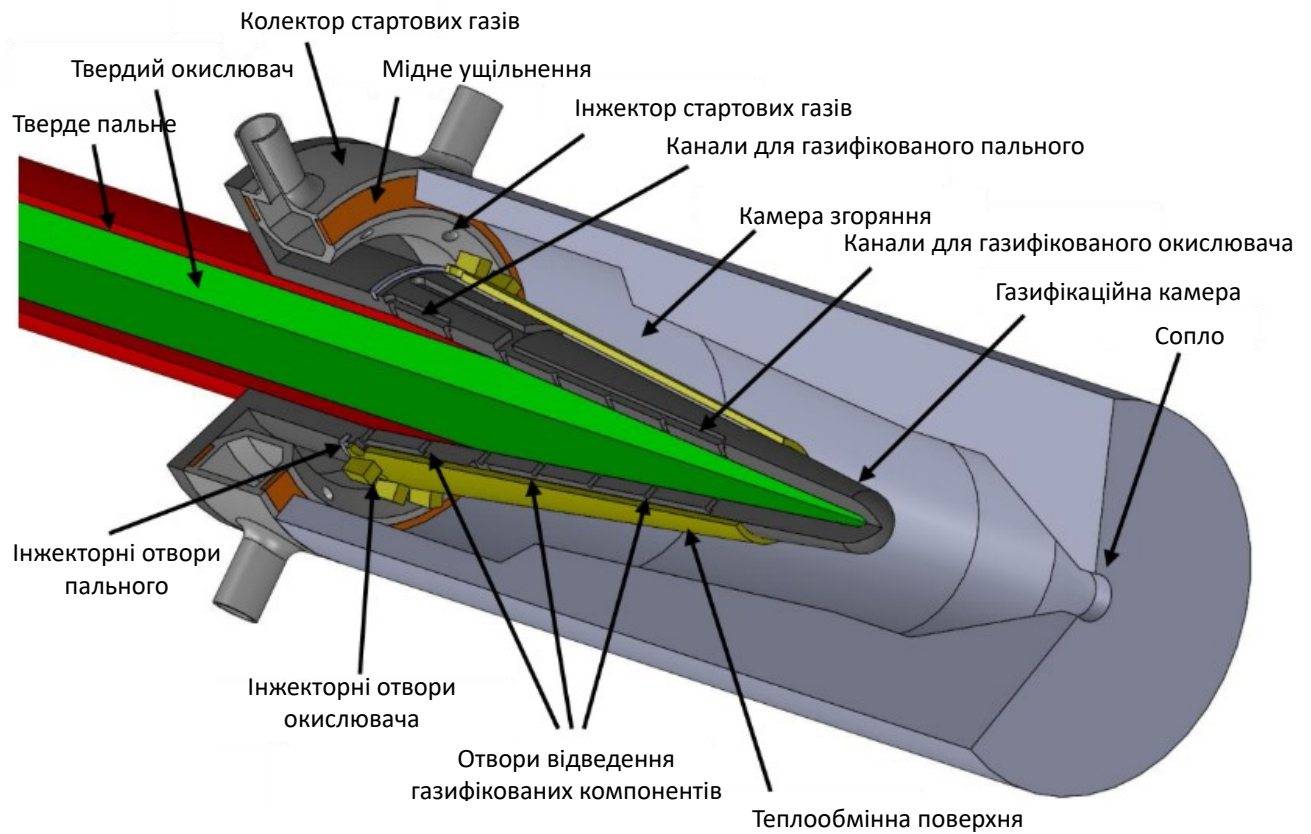


Рис. 3.2. CAD-модель експериментального двигуна [63].

Зокрема, замість множини малих отворів для подачі компонентів палива була використана еквівалентна суцільна кільцева щілина тієї ж площі – це спростило форму області течії та подальшу генерацію сітки. В результаті виконаних дій отримано чисту, «сіткопридатну» геометрію розрахункової області без зайвих елементів (рисунк 3.3). Геометрична модель охоплює внутрішній об'єм камери згоряння разом із центральним тілом (газифікатором), конфузорну та дифузорну частини сопла Лавалю, а також певну ділянку поза соплом для коректного задання граничних умов на виході потоку.

Геометричні характеристики модельної області [50]:

- зовнішній діаметр внутрішнього тіла (газифікатора): 26 мм;
- внутрішній діаметр камери згоряння: 34 мм;
- діаметр критичного перерізу сопла: 2 мм;
- діаметр вихідного перерізу сопла: 6,2 мм;
- коефіцієнт розширення сопла: 9,6 мм;
- розміри модельної області за вихідним перерізом: діаметр — 78 мм, довжина — 102 мм.

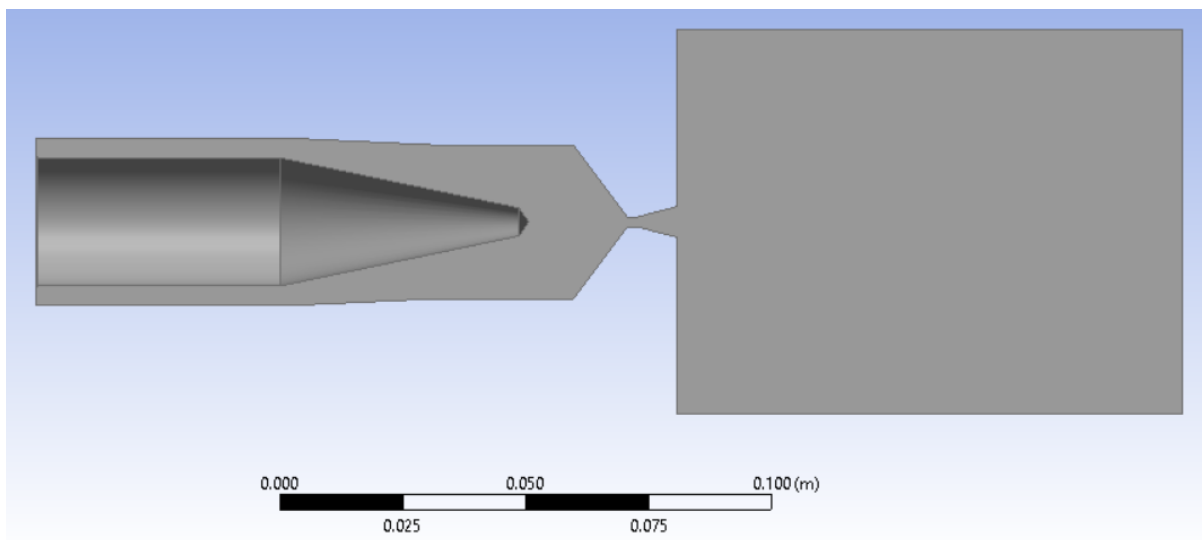
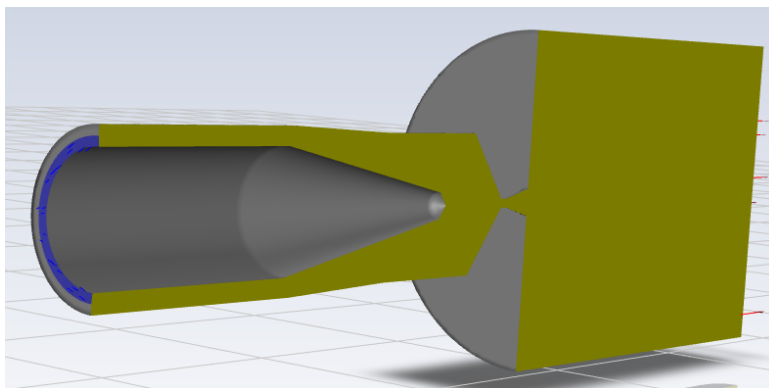


Рис. 3.3. Геометрична модель області CFD моделювання, вигляд в розрізі.

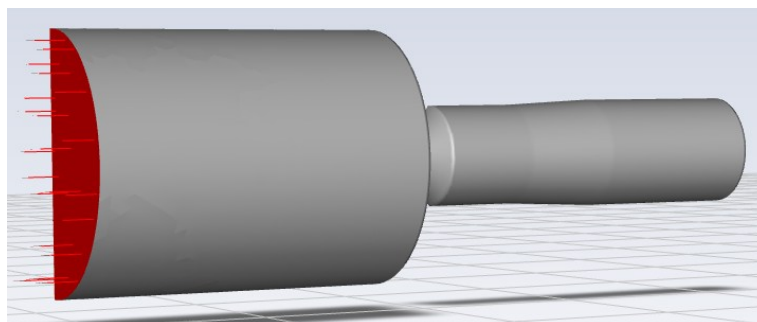
Головною особливістю розробленої конструкції є наявність всередині камери згоряння центрального тіла – газифікатора. Газифікатор являє собою внутрішню порожнисту вставку, де відбувається термічний розклад (піроліз) твердого полімерного пального до газоподібних продуктів перед їх надходженням у зону горіння. На рисунку 3.1 та рисунку 3.3 добре видно конфігурацію розміщення центрального тіла всередині камери. Така компоновальна схема двигуна реалізує автофажний принцип живлення [50] і відрізняється від класичних гібридних ракетних двигунів, де відсутні внутрішні газифікаційні камери. У відомих публікаціях з чисельного моделювання гібридних двигунів [64, 65, 66] зазвичай розглядається горіння в порожнині пальника без жодного центрального елемента всередині. Тож врахування в моделі центрального тіла–газифікатора є науковою новизною цього дослідження. Таким чином, вперше сформовано детальну комп’ютерну модель камери згоряння ракети нового типу з внутрішнім газифікатором, яку не було представлено в попередніх роботах [64, 65, 66].

Для зменшення обчислювальної складності моделі було використано симетрію геометрії. Конструкція двигуна є осесиметричною, тому в розрахунках моделювалася лише половина повного об’єму камери та сопла. На площині, що проходить через подовжню вісь двигуна, накладено умову симетрії. Застосування симетричної області дозволило практично вдвічі скоротити кількість контрольних об’ємів та вузлів сітки, а відтак – істотно зменшити обчислювальні витрати моделювання без втрати точності. На рисунку 3.4 показано фінальний вигляд розрахункової області, яка включає половину геометрії двигуна із зазначенням граничних умов на площині симетрії. На рисунку позначено граничні умови розрахункової моделі таким чином: поверхня виділена жовтим кольором – симетрія, синім – притік газу, червоним – зона витікання, сірим – умова стінки. Таким чином, підсумкова комп’ютерна модель адекватно відтворює

геометрію експериментального двигуна [50] і водночас оптимізована для ефективного чисельного аналізу в ANSYS Fluent.



а)



б)

Рисунок 3.4 Фінальний вигляд 3D моделі розрахункової області в модулі DesignModeler

3.3. CFD-моделювання в ANSYS Fluent: сітка, параметри, розрахунок та результати

Побудова обчислювальної сітки.

Геометрія розрахункової області включає камеру згоряння з центральним тілом та конфузорно-дифузорну частину сопла. Для коректного задання граничних умов на виході до області було додано циліндричний відрізок каналу (додатковий відрізок обчислювальної області), що запобігає впливу виходу на течію в соплі. Обчислювальну сітку побудовано із несегментованих тетраедричних елементів із локальним ущільненням в області критичного перерізу сопла. На тверді поверхні (стілки камери, сопла, центрального тіла) сформовано пристінні шарові елементи (inflation layers) – декілька призмових прошарків підвищеної густини для належного опису прикордонного шару. Загальна кількість комірок склала $\sim 9.5 \times 10^5$ (проведено також тестовий розрахунок на сітці $\sim 3 \times 10^6$ елементів для контролю збіжності сіткового рішення). Якість сітки оцінювалася передусім за критеріями пристінного розрізнення потоку – достатня щільність елементів у прикордонному шарі є критичною для точності моделювання турбулентної течії [67]. Відомо, що навіть при великій загальній кількості елементів відсутність правильно спроектованих пристінних шарів може призвести до значних похибок у результатах [67]. Тому основна увага приділена належному відтворенню структури прикордонного шару сіткою.

Для кількісної оцінки якості пристінної сітки використовується безрозмірна відстань y^+ . Це характеристика положення першого вузла від стінки, нормована на характерну довжину в'язкого підшару (визначається через швидкість тертя та кінематичну в'язкість) [67]. Значення y^+ показує, в якій області прикордонного шару (в'язкий підшар, перехідна буферна зона чи турбулентна область)

знаходиться перший осередок сітки. Для коректного застосування моделей турбулентності важливо розташувати перший шар елементів на стінці або дуже близько до неї ($y^+ \sim 1 \dots 5$ для інтегрування до стінки), або дещо далі ($y^+ > 30$ для використання напівемпіричних пристінних функцій). Необхідно уникати проміжного діапазону $5 < y^+ < 30$, де класичні моделі не мають належної точності [68]. У нашому випадку критерій y^+ перебував саме в перехідній області ($1 < y^+ < 30$), отже застосування спеціальної обробки прикордонного шару є необхідним для отримання точних і стійких результатів. Перший пристінний прошарок сітки було підібрано з урахуванням емпіричних залежностей. Орієнтовну висоту першого шару розраховано за формулою оцінки товщини в'язкого підшару для плоскої пластини, виходячи з очікуваної швидкості потоку та властивостей газу [67]. Отримане значення забезпечує y^+ порядку одиниць на більшості поверхонь і плавний градієнт росту елементів до товщини граничного шару. Таким чином, побудована сітка відповідає вимогам високої роздільної здатності біля стінок і закладає основу для коректного моделювання теплообміну та тертя.

Методи пристінкового моделювання (Wall Treatment). У програмі ANSYS Fluent для турбулентних моделей існують різні підходи до моделювання прикордонного шару: стандартні пристінні функції, покращене пристінне моделювання та низькорейнольдсівські моделі (Low-Re). Вибір методу визначається характером течії та сіткою, насамперед значеннями y^+ . Коротко порівняємо ці методи:

- Стандартні пристінні функції (Standard Wall Functions) – напівемпіричний підхід, що базується на логарифмічному законі стінки. Застосовується з високорейнольдсівськими моделями (наприклад, $k-\epsilon$) для випадків, коли перший вузол лежить у турбулентній зоні потоку ($y^+ \approx 30-300$) [67]. Цей метод дозволяє використовувати відносно грубу сітку біля стінки, скорочуючи обчислювальні витрати. Однак він має обмеження: якщо сітка надто згущена ($y^+ < 30$), стандартні функції дають збій і результати стають

некоректними. Крім того, за наявності сильних градієнтів або відриву потоку від стінки точність стандартних функцій різко знижується. Тому для течій зі значними прикордонними ефектами (протікання вузьких каналів, істотна кривина траєкторій, інтенсивне теплообмінне навантаження тощо) стандартний підхід може бути непридатним [68].

- Покращене пристінне моделювання (Enhanced Wall Treatment) – гібридний метод, реалізований у моделях на основі $k-\omega$ (зокрема, SST). Він поєднує в собі інтегрування рівнянь турбулентності до самої стінки при дрібному y^+ і автоматично переходить на використання $\log\text{-law}$ функцій при більших y^+ . Фактично, ця схема робить модель менш чутливою до значень y^+ (“ y^+ -insensitive”) у широкому діапазоні, забезпечуючи коректні результати як для добре розв’язаної сітки, так і для помірно грубої. У Fluent дана методика встановлена за замовчуванням для всіх моделей типу $k-\omega$, тому в моделі SST вона використовується автоматично. Покращене пристінним моделювання особливо доцільне в ситуаціях, коли y^+ знаходиться в буферній зоні (порядку 5–30) – тобто сітка занадто тонка для чисто логарифмічних функцій, але ще не достатньо тонка для повного інтегрування. За літературними даними, метод EWT забезпечує прийнятну точність при y^+ до ~ 100 і більше, але для підвищення надійності рекомендується прагнути до $y^+ \sim 1\text{--}5$. У нашій моделі величини y^+ на стінках знаходяться якраз у цьому перехідному діапазоні (переважно 1–30), тому застосування покращеного пристінного методу є оптимальним компромісом між точністю та стійкістю розв’язку. Зазначимо, що в ANSYS Fluent реалізовані також так звані масштабовані пристінні функції (Scalable Wall Functions), які автоматично обмежують мінімальний y^+ значенням ~ 11 для уникнення проблем у випадку занадто дрібної сітки. У даній роботі, утім, основний акцент зроблено на використанні високої

роздільності сітки та моделі SST з EWT, тому масштабовані функції не відіграють вирішальної ролі [6967, 70].

- Low-Re моделі (інтегрування до стінки). Під низькорейнольдсівським підходом мають на увазі моделювання турбулентності з повним розв'язанням в'язкого підшару без використання пристінних функцій. Зазвичай це реалізується або спеціальними версіями k- ϵ з демпфіруючими функціями, або застосуванням k- ω моделей на надтонкій сітці ($y^+ \approx 1$ по всій стінці). Перевагою Low-Re підходу є потенційно вища точність у складних умовах – наприклад, при відриві потоку або змішаному ламінарно-турбулентному режимі течії, де пристінні функції можуть спотворювати профілі. Однак ціною є значне зростання числа елементів у прикордонному шарі (необхідно ≥ 10 –15 шарів до $y^+ \approx 1$ для надійного розв'язання профілю швидкості та температури). Таким чином, Low-Re моделлю слід користуватися, коли це виправдано потребою у максимально детальному розрахунку біля стінки і коли обчислювальні ресурси дозволяють настільки густу сітку. У даному дослідженні був випробуваний варіант надтонкої сітки (~3 млн елементів) з цілковитим інтегруванням до стінки, який підтвердив тенденції основних результатів. Отже, надалі було прийнято рішення використовувати модель SST з покращеним пристінним моделюванням, як здатну забезпечити майже той самий рівень точності при суттєво меншому числі елементів [68].

Обраний підхід. З огляду на наведене порівняння, для розрахунку було застосовано турбулентну модель SST k- ω з покращеним пристінним моделюванням. Цей підхід найбільше відповідає умовам задачі – помірний y^+ та наявність складних ефектів біля стінок. Зокрема, в результатах моделювання спостерігається відрив потоку від стінки сопла, що суттєво впливає на розподіл параметрів і має враховуватися при проектуванні конфігурації соплової частини. Використання SST (яка інтегрує рівняння до стінки) у комбінації з EWT

дозволило правильно передати таке відділення потоку та пов'язані з ним градієнти тиску. Стандартні k-ε моделі з пристінними функціями, навпаки, могли б проігнорувати або змістити точку відриву, оскільки їх перший вузол не захоплює в'язкий підшар, а сама модель не пристосована до різких змін режиму течії [68]. Таким чином, обрана комбінація моделі і сітки забезпечує баланс між точністю (близькою до Low-Re підходу) та стійкістю розрахунку.

Граничні умови та фізична модель. На входному перерізі камери згоряння задано витрату гарячих продуктів згоряння пального. Використано тип граничної умови Mass Flow Inlet: масова витрата $\dot{m} = 0.012$ кг/с (12 г/с), температура $T \approx 3000$, тиск близько 3 МПа (визначається перебігом розрахунку). Вказаний масовий потік відповідає режиму роботи лабораторного зразка двигуна з тягою близько 100 Н. Температуру на вході обрано на основі адіабатичної температури полум'я для композиційного палива (полімер + окислювач) при тиску ~ 3 МПа. Рівноважний склад продуктів згоряння визначено попереднім термодинамічним розрахунком (ASTRA-4) і подано у вигляді масових часток основних компонент. Зокрема, для палива на основі поліетилену з перхлоратом амонію (PE+AP) продукти на 36% складаються з H_2O , на 18% – з CO_2 ; присутні також N_2 , HCl та інші компоненти в менших долях. Вихідні умови (на зрізі додаткового циліндра за соплом) задано типом Pressure Outlet із статичним тиском, близьким до атмосферного (≈ 0.1 МПа). Це відповідає моделюванню двигуна, що працює в умовах близьких до рівня моря. Таким чином, газ, що виходить із сопла, розширюється до тиску навколишнього середовища. На тверді поверхні (стінки камери згоряння, центрального тіла та сопла) встановлено граничні умови типу Wall без продування (непроникна стінка) та з умовою прилипання (no-slip). Теплові граничні умови на стінках прийняті адіабатичними, тобто теплообмін через стінки відсутній. Це відповідає припущенню, що тепло не відводиться назовні (корпус термічно ізольований), а також є консервативним сценарієм з точки зору нагрівання стінки (дає максимальну оцінку температури стінки). За

таких умов увесь теплообмінний потік від газу залишається в межах робочого тіла, і модель дозволяє оцінити максимально можливі температурні навантаження на стінки газифікаційної камери та сопла. У випадку необхідності моделювання тепловідводу можна було б застосувати граничні умови із заданим тепловим потоком або температурою стінки, проте в даній роботі це не розглядалось (при відсутності експериментальних даних про інтенсивність охолодження стінок).

Налаштування розрахунку у Fluent. Розрахунок виконувався у стаціонарній постановці (steady-state) з використанням згаданих турбулентних моделей. Було ввімкнено рівняння енергії для врахування теплопереносу в газі. Хімічні реакції в рамках CFD-моделі не відбуваються – вважається, що на вході вже подаються продукти згоряння постійного складу. Робоче середовище (газ) моделюється як ідеальний газ – його густина обчислюється за рівнянням стану ідеального газу $\rho = p/(R \cdot T)$ з урахуванням локальних значень p і T . Основні термодинамічні властивості газової суміші (теплоємність, в'язкість, теплопровідність) задаються як функції температури на основі отриманого складу, наведені в таблиці 3.1.

Таблиця 3.1. [50]

Параметри газової суміші для входних даних CFD моделювання

Закон зміни густини	Ідеальний газ
Питома теплоємність, C_p	Постійна, $4650,7 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$
Теплопровідність	Постійна, $0,885 \frac{\text{Вт}}{\text{м} \cdot \text{К}}$
Коефіцієнт динамічної в'язкості	Постійна, $9 \cdot 10^{-5} \frac{\text{кг}}{\text{м} \cdot \text{с}}$
Молекулярна вага	Постійна, $26,074 \frac{\text{кг}}{\text{кмоль}}$

Число Маха потоку в критичному перерізі сопла досягає 1.0 (звук), а на виході – близько 3.1, що підтверджує доцільність врахування стисливості газу та використання ідеального газу як модельного наближення. Для розв'язання рівнянь використовувалася схема (Pressure-Based Solver) у зв'язці зі алгоритмом

Coupled Solver (Pressure-Based Coupled Algorithm) (тиско-швидкісний зв'язаний алгоритм), що покращує збіжність для високошвидкісних потоків. Конвективні члени дискретизовано другорядною схемою upwind (Second Order Upwind) з метою підвищення точності. Критерії збіжності встановлено на рівні 10^{-5} для залишків рівнянь імпульсу та енергії. Розрахунок вважався збіжним після досягнення стаціонарних значень контрольованих параметрів (витрати, інтегральні сили, теплонадходження) та стабілізації поля течії.

На рисунках 3.5 та 3.6 наведено ілюстрацію побудованої сітки в області камери згоряння та сопла. Видно концентрацію елементів у прикордонних зонах біля стінок і значне ущільнення сітки в районі критичного перерізу сопла. У наступній частині розділу буде детально розглянуто отримані поля результатів та проведено аналіз теплогазодинамічних процесів, а також надано відповідні рекомендації щодо конструкції.

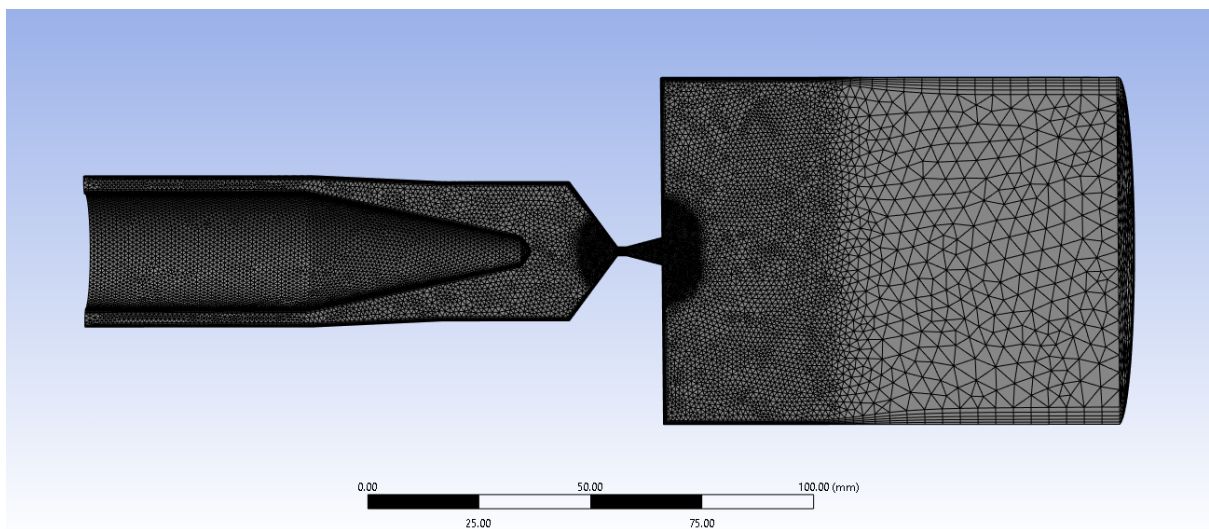


Рис. 3.5. Сіткова модель [50].

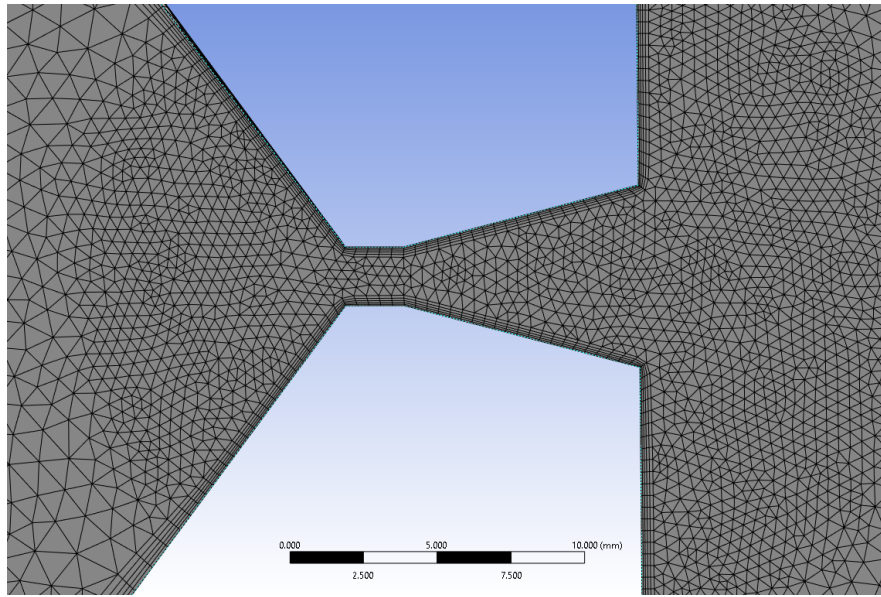


Рис. 3.6. Сіткова модель в зоні сопла та примежовий прошарок.

3.4 Результати CFD-моделювання: аналіз отриманих полів та фізична інтерпретація

Поле температури в камері та соплі

Чисельне моделювання дозволило отримати детальний розподіл температури в об'ємі камери згоряння і сопла двигуна. На рисунку 3.7 показано поле температури: максимальні значення температури досягають приблизно 3000 K у зоні згоряння пального та на вході в сопло [50]. Такі високі температури накладають вимоги на матеріали камери та центрального тіла: необхідне застосування жаростійких конструкційних матеріалів або ефективної системи охолодження. Температурне поле нерівномірне: в області поблизу стінок камери згоряння: температура дещо нижча через відведення тепла до стінок, тоді як у центральній частині камери – поблизу факела горіння – спостерігаються пікові значення.

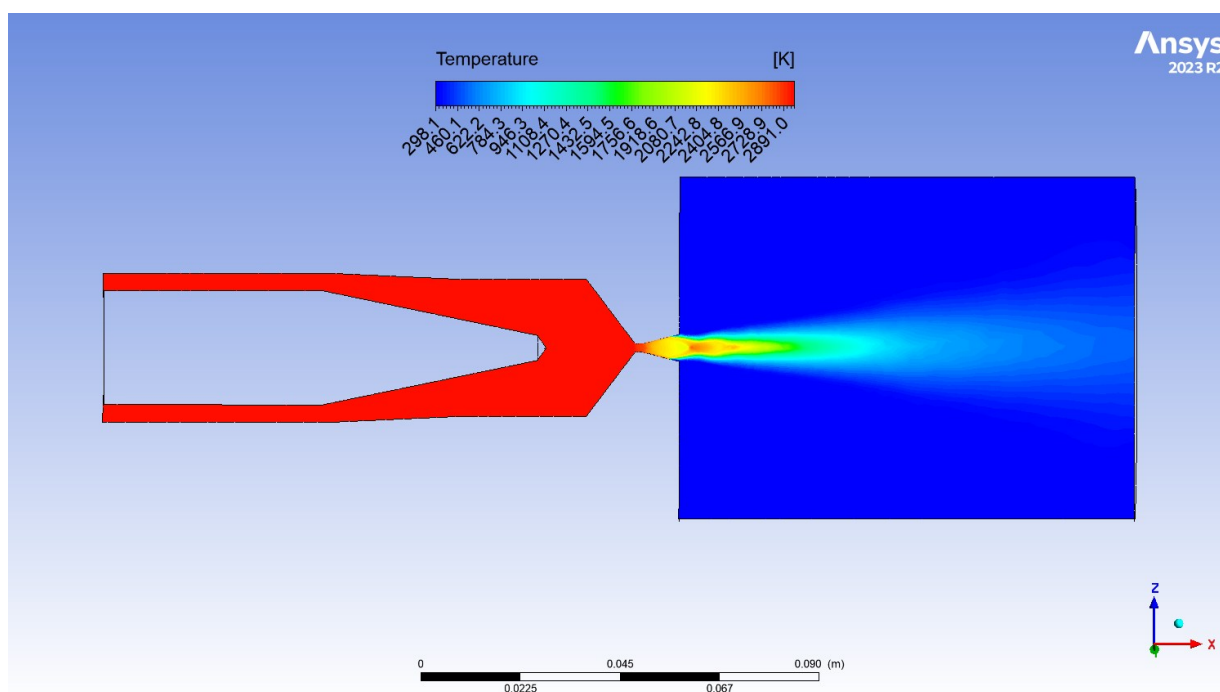


Рисунок 3.7. Розрахунок розподілу температур [50].

Біля поверхні центрального тіла (газифікатора) формуються локальні перегріті зони, оскільки полум'я обтікає газифікатор і нагріває його стінки. Зокрема, передня частина газифікатора, звернена до камери згоряння, зазнає інтенсивного теплового навантаження. Це зона, де відбувається теплообмін для газифікації палива, і модель показала підвищену температуру цієї ділянки – потенційно критичну з точки зору термонапруження конструкції. У соплі після критичного перерізу температура газу поступово знижується внаслідок адіабатичного розширення потоку (на виході – приблизно 2300 K) [50], але все ще залишається достатньо високою, щоб вимагати захисту стінок сопла. В цілому, температурне поле вказує на необхідність врахування температурних піків при проектуванні двигуна – особливо в місцях контакту полум'я з газифікатором та у вузьких перетинах сопла.

Розподіл тиску вздовж осі та в соплі

На рисунку 3.8 наведено розподіл статичного тиску вздовж осі камери згоряння і сопла. У камері згоряння встановлюється відносно рівномірний високий тиск – близько $3,2 \text{ МПа}$, що характерно для сталого режиму горіння в замкнутому об'ємі.

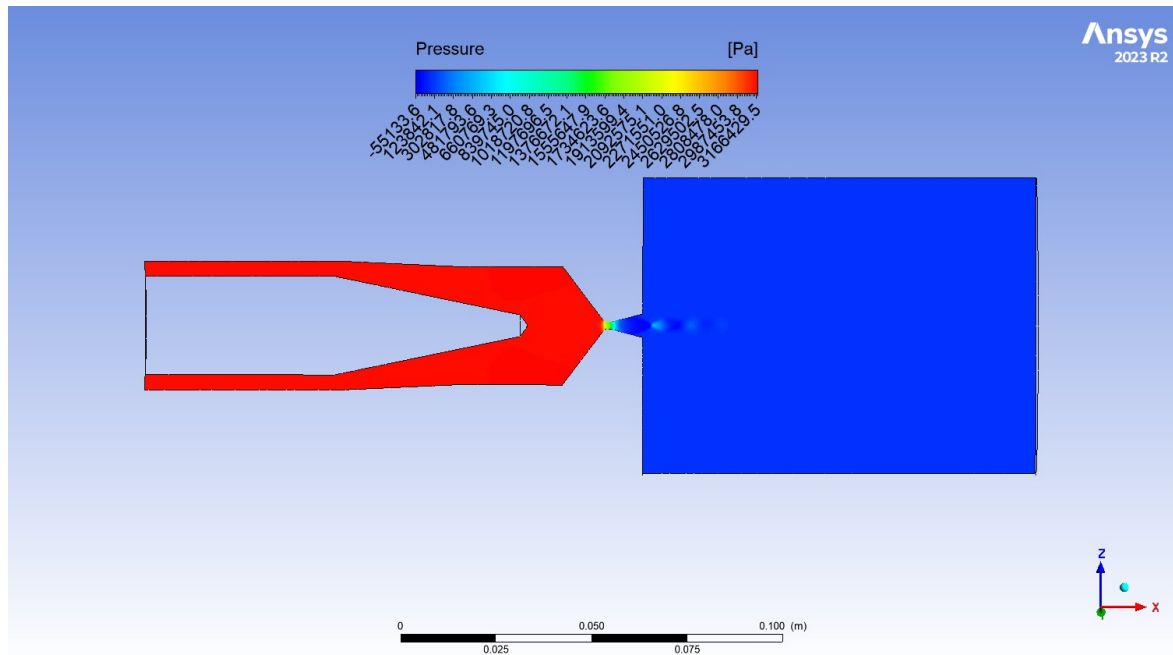


Рисунок 3.8. Розрахунок розподілу тиску [50].

В присутності центрального тіла камера фактично має кільцевий перетин, але це не заважає підтримувати тиск, необхідний для інтенсивного горіння паливних газів. Вздовж камери тиск знижується незначно аж до області звуження. На вході в сопло – у критичному перерізі (на рівні найменшого діаметра сопла) – тиск різко падає до приблизно $1,7\text{--}1,8 \text{ МПа}$. Ця зона відповідає перетокі течії через звуження де Лавалля, де фіксується критичний режим (число Маха ~ 1). Далі в розширювальній частині сопла тиск продовжує падати внаслідок розширення газового потоку. На виході з сопла статичний тиск становить орієнтовно $0,03 \text{ МПа}$ ($\approx 30 \text{ кПа}$), що значно нижче атмосферного. Такий розподіл тиску свідчить, що

робочий процес відбувається при неповному розширенні (перерозширенні) струменя: досягнутий тиск на виході менший за тиск навколишнього середовища, тобто потік «перерозширюється» в соплі. Як наслідок, за межами сопла формується система ударних хвиль для вирівнювання тиску струменя з атмосферним. Розрахунок виявив, що в самому соплі також виникає зона локального відриву потоку від стінки, спричинена тим, що тиск навколишнього середовища перевищує локальний тиск розширеного газу біля стінки. Лінії течії в зоні зрізу сопла, із візуалізацією відриву наведені на рисунку 3.9. Цей відрив супроводжується утворенням зони зворотної течії (рециркуляції) поблизу стінки сопла та ударною хвилею, яка обмежує цю зону.

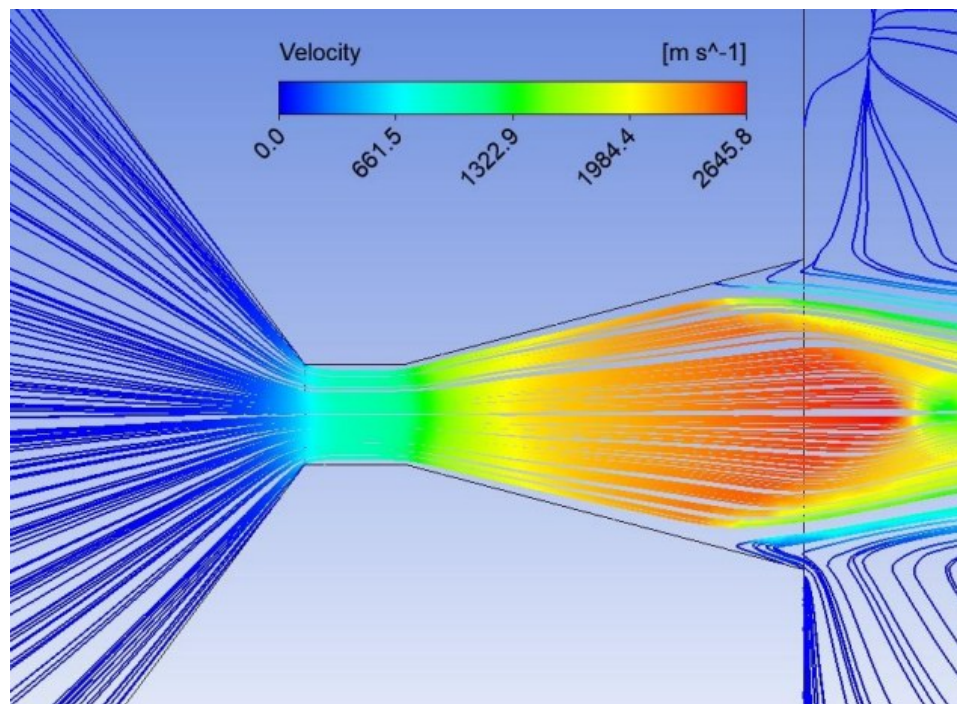


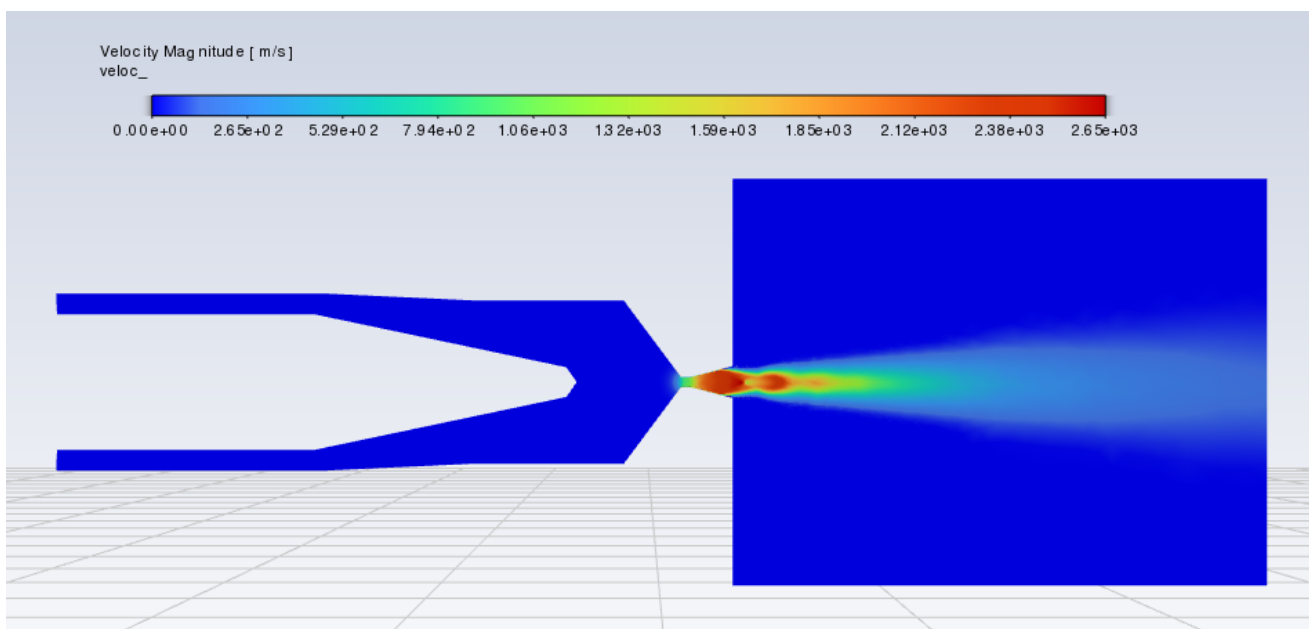
Рис. 3.9 Соплові лінії течії з відривом потоку від стінки, характерним для даної модифікації [50].

Явище відриву потоку є типовим для режимів із перерозширенням струменя і призводить до втрати частини корисного імпульсу: замість

паралельного виходу газів з сопла, частина потоку закручується у відривній зоні [50]. Таким чином, аналіз поля тиску демонструє очікуваний профіль: високий тиск у камері згоряння для забезпечення стабільного горіння, різкий спад на критичному перерізі та подальше розширення з виникненням ударно-хвильових структур при виході струменя.

Поле швидкості та структура течії.

Поле швидкості на рисунку 3.10 характеризує прискорення газового потоку від камери згоряння через сопло до надзвукових швидкостей. У камері згоряння середні швидкості газу відносно невеликі, оскільки об'єм камери достатньо широкий і потік має бути майже нерухливим у середньому для підтримання високого тиску (режим близький до замкненого об'єму). Проте локально, поблизу отворів підводу окисника чи пального (якщо такі змодельовані), можуть бути висхідні струмені з підвищеною швидкістю, а також турбулентні завихрення. У центральній зоні прямо перед газифікатором можливе існування рециркуляційної області: потік, натрапляючи на торець центрального тіла, утворює за ним зону зі зворотними течіями та пониженим тиском [71]. Вперше подібне моделювання було здійснено у роботі [72]. Водночас, у згаданому дослідженні як робоче тіло використовувалась умовна газова суміш, яка не відповідала фактичним продуктам згоряння. Тому отримані результати, хоча й демонструють загальні тенденції, не можуть бути беззастережно перенесені на реальні умови. Така стаціонарна рециркуляційна «бульбашка» характерна для обтікання тупих тіл і виконує важливу роль для стабілізації горіння – вона утримує гарячі продукти згоряння поблизу газифікатора, підтримуючи його розігрів та постійну газифікацію пального.



3.10 Поле швидкостей газового потоку [50].

За результатами моделювання, навколо переднього торця газифікатора формується циркуляційний рух: гарячі гази частково повертаються в напрямку до цього торця, створюючи зону зниженої швидкості та підвищеної температури. Це позитивно впливає на процес газифікації (забезпечує теплопідвод до твердого палива), але може спричиняти додаткове локальне нагрівання стінок газифікаційної камери.

На рисунку 3.10 представлено поле швидкості: видно, що гази різко прискорюються в звуженні сопла, досягаючи біля критичного перерізу швидкості звуку (~ 1000 м/с). Після проходження критичного перерізу, у розширювальній частині сопла, потік продовжує прискорюватися до надзвукових швидкостей – на виході величина швидкості сягає ~ 2500 м/с [50]. Векторне поле швидкості та лінії току ілюструють формування розширеного надзвукового струменя, що виходить з сопла. В ідеальному режимі такий струмінь мав би залишати сопло строго паралельно, проте через згадане перерозширення спостерігається відхилення частини потоку: поблизу стінок сопла частина газу закручується у зворотному напрямку, утворюючи зону рециркуляції (відриву). Основна маса потоку, утім,

рухається далі вздовж осі сопла з високою швидкістю, формуючи потік продуктів згоряння. На виході з сопла напрямки швидкості газів переважно паралельні осі, що відповідає вимогам до ефективного створення тяги. Наявність центрального тіла сприяє вирівнюванню осьового компоненту швидкості – згідно з літературними даними, центральні вставки в соплах роблять витік струменя рівномірнішим і ближчим до осьового напрямку [50]. У нашому випадку газифікатор виступає як така вставка, і поле швидкості показує, що істотних згинів чи асиметрії струменя не виникає – потік симетрично обтікає центральне тіло і виходить назовні практично прямолінійно. Максимальні швидкості зосереджені в області вузького перерізу та одразу після нього (локальний максимум у критичному перетині), а також у зоні вихідного зрізу сопла. Поза соплом, у вільному струмені, через накладення ударних хвиль, швидкість місцями зменшується і збільшується періодично (формуються ударно-хвильові комірки надзвукового потоку [50]). Загалом, аналіз поля швидкості узгоджується з класичною картиною течії в ракетному соплі де Лаваля: дозвуковий потік у камері, звукова швидкість в критиці, і надзвукова на виході, з характерними періодичними зонами розширення і стиснення.

Турбулентність та турбулентна кінетична енергія

Для характеристики турбулентних властивостей потоку були досліджені поля турбулентної кінетичної енергії (ТКЕ) та турбулентної в'язкості. CFD-модель (із застосуванням моделі турбулентності $k-\epsilon$) показала, що максимальні рівні турбулентності концентруються в зонах значних градієнтів швидкості – передусім на межі між потоком, що обтікає центральний газифікатор, і відносно спокійною приповерхневою областю за ним. Іншими словами, за торцем центрального тіла утворюється зривна зона, у якій виникають турбулентні вихори. Саме там значення ТКЕ найвищі, що відображає інтенсивне перемішування палива з окисником та продуктами горіння. Також підвищена турбулентна кінетична енергія спостерігається поблизу стінок камери згоряння у

місцях вводу реагентів (якщо моделювались форсунки або щілинні подачі газу) – тут утворюються струменя, навколо яких розвиваються турбулентні шари. У соплі рівень турбулентності зазвичай знижується у центральній частині прискореного потоку (через домінування осьового руху), але може зростати біля стінок, особливо в області відриву потоку. Розрахунок показав, що в зоні, де струмінь відокремлюється від стінки сопла (рисунок 3.9), турбулентність зростає – там виникають хаотичні коливання параметрів потоку внаслідок взаємодії потоку та зворотної рециркуляції. Підвищена турбулентна в'язкість у цих областях вказує на посилене перемішування і дисипацію енергії. Важливо зазначити, що конструкція з центральним тілом впливає на турбулентну структуру потоку: газифікатор, з одного боку, стабілізує горіння (оскільки рециркуляція за ним діє як стабілізатор полум'я), а з іншого – може генерувати додаткову турбулентність у зоні обтікання.

Тепловий потік на стінки

Одним із ключових результатів теплового аналізу є визначення густини теплового потоку на стінки камери згоряння та газифікатора. За допомогою CFD-моделі розраховано теплові потоки, що передаються від гарячих продуктів згоряння до поверхонь конструкції. Встановлено, що найбільшим тепловим навантаженням зазнає поверхня газифікаційної камери (центрального тіла), яка безпосередньо контактує полум'ям. На рисунку 3.11 умовно показано розподіл теплового потоку по поверхні центрального тіла.

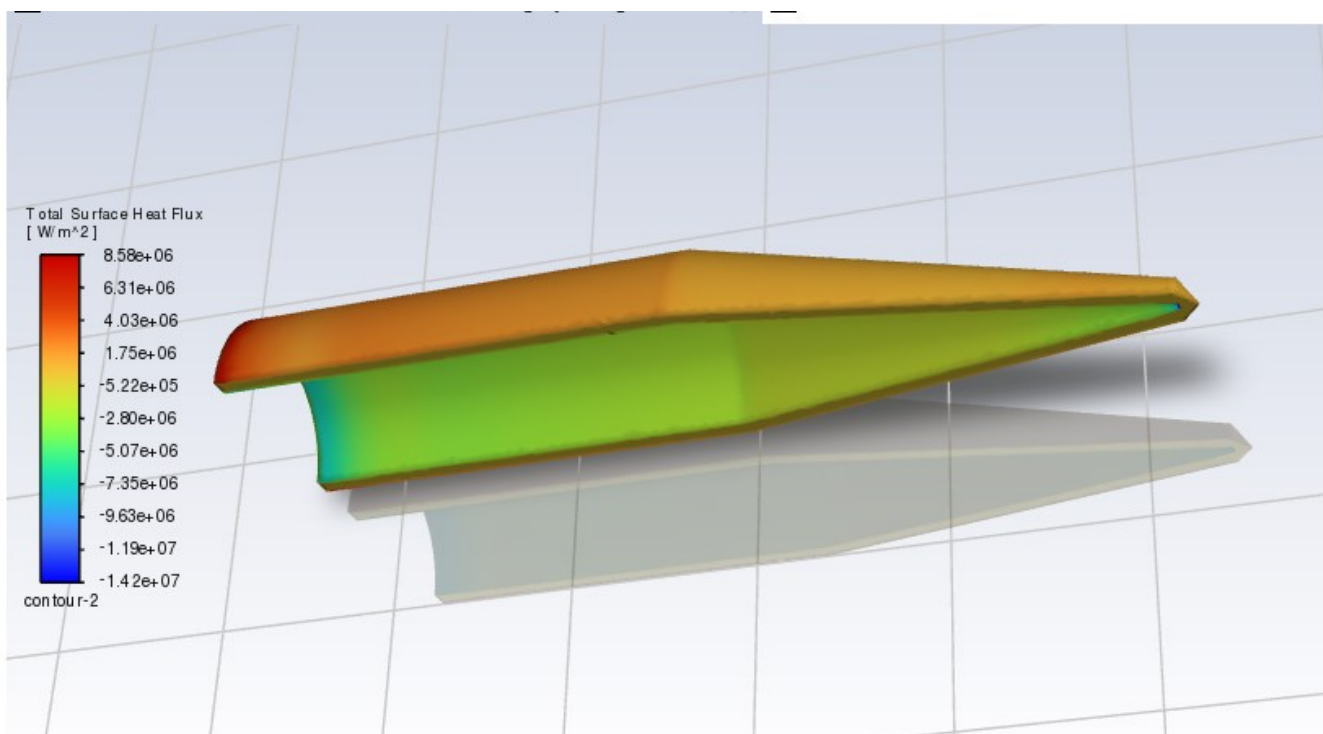


Рис. 3.11 Розподіл теплового потоку по поверхні центрального тіла – газифікаційної камери, вигляд в розрізі.

В числовому еквіваленті, пік густини теплового потоку на стінку газифікатора досягає значень порядку величини 10^5 – 10^6 Вт/м² (залежно від режиму та моделі теплообміну) – такі значення є типовими для внутрішніх поверхонь камер згоряння ракетних двигунів і потребують ретельного врахування при виборі матеріалів. Тепловий потік на стінки зовнішньої камери згоряння (корпусу двигуна) теж значний, проте трохи менший, оскільки частина тепла відбирається газифікатором. Найкритичніша ділянка зовнішньої стінки – область біля соплового звуження (горловини): там висока температура і швидкість газів призводять до інтенсивного теплового потоку до стінки. Відомо, що зона критичного перерізу сопла є однією з найбільш теплонавантажених в ракетних двигунах, і наше моделювання це підтверджує – тепловий потік у горловині сопла сягає максимальних значень у всій конструкції. Це пояснюється концентрованим потоком гарячого газу високої швидкості, який омиває стінки в найвужчому місці,

де час контакту зростає, а теплообмін інтенсифікується. Далі вздовж розтруба сопла тепловий потік дещо спадає, оскільки газ розширюється і охолоджується. Отримані дані щодо теплових потоків є надзвичайно важливими для подальшого проектування: вони вказують, які ділянки двигуна потребують охолодження або виготовлення з матеріалів, стійких до нагріву. Зокрема, центральне тіло-газифікатор має витримувати як високі температури, так і великі теплові потоки, тож може вимагати, наприклад, теплоізоляційного покриття чи абляційного захисту. Моделювання дозволило кількісно оцінити ці навантаження і виявити зони потенційного перегріву, які в експерименті визначити складно.

Розподіл чисел Маха

Для кращого розуміння режиму течії було проаналізовано поле чисел Маха у двигуні – від входу в сопло до вихідного зрізу. На 3.12 представлено поля чисел Маха: вони підтверджують, що в камері згоряння потік є дозвуковим (число Маха $M < 1$ у більшості об'єму камери, за винятком локальних струменів від форсунок). У критичному перерізі сопла (звуження) число Маха досягає $M = 1$ – тут потік переходить через звуковий бар'єр. Далі, у розширюваній частині сопла, число Маха стрімко зростає, відображаючи перехід газового потоку в надзвуковий режим. На виході з сопла розрахункове число Маха становить близько $M \approx 3$ [50], що відповідає глибоко надзвуковому витіканню. Це значення узгоджується з очікуваннями для даного співвідношення тисків: розширення потоку від ~ 3 МПа до десятків кПа дає приріст швидкості до кількох тисяч м/с і високий надзвук. На картині поля Маха помітно також зони, де значення Маха різко змінюється – це область біля стінок сопла в районі відриву потоку (тут через зворотне завихрення локально M зменшується) та позасопловий простір, де наявність ударних хвиль призводить до чергування областей підвищеного і зниженого числа Маха (характерна інтерференційна схема ударних хвиль надзвукового потоку).

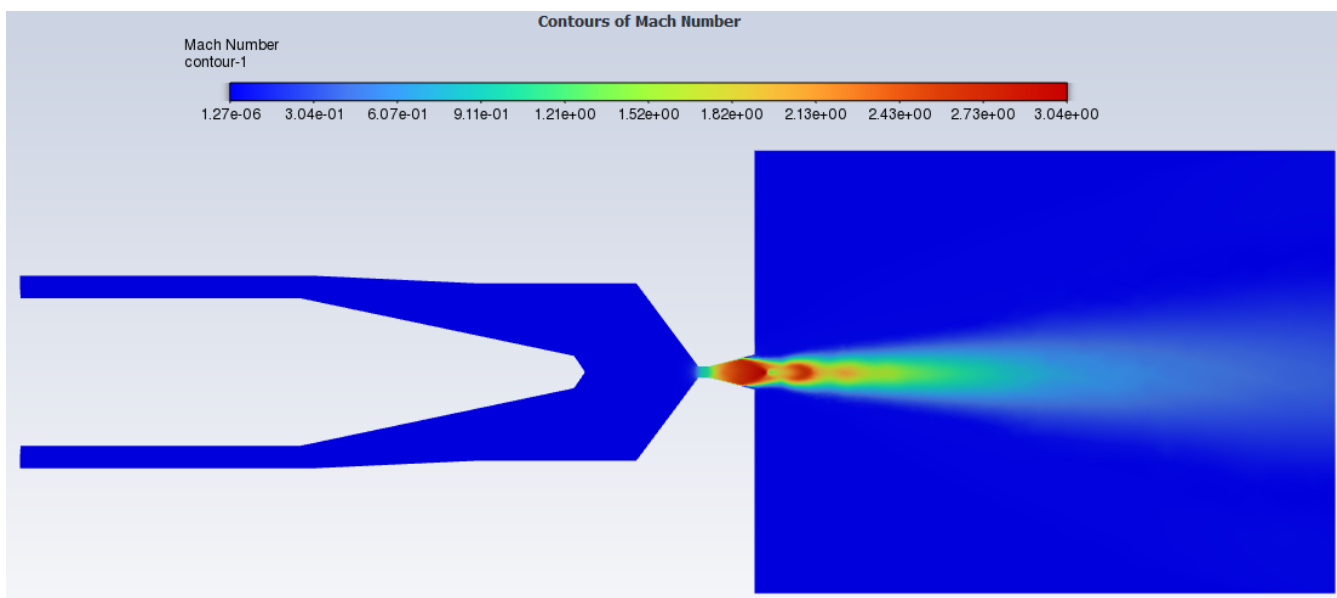


Рисунок 3.12. Розрахунок розподілу чисел Маха [50].

Загалом, аналіз числа Маха підтверджує ефективність розгону газів у соплі: отримано надзвуковий витік, необхідний для створення високого реактивного імпульсу. Для оптимальної роботи двигуна бажано, щоб число Маха на виході було досягнуто без утворення внутрішніх зон відриву; це може вимагати удосконалення геометрії сопла (наприклад, зміни кута розширення або використання адаптивного вихідного перерізу).

Фізична інтерпретація та обговорення результатів

Отримані результати CFD-моделювання в цілому підтверджують теоретичні уявлення про процеси в двигуні з центральним тілом, водночас надаючи уточнену кількісну картину цих процесів. Перш за все, роль центрального тіла (газифікатора) проявилася у формуванні специфічної структури течії. Газифікатор займає центральну область камери, змушуючи гази рухатись навколо нього кільцевим потоком. Це призвело до виникнення рециркуляційної зони за торцем газифікатора, яка відіграє позитивну роль: вона утримує гарячі гази поруч із твердим паливом, забезпечуючи сталий тепловий розклад (газифікацію) полімеру. Подібні явища добре відомі в техніці горіння – центральні вставки або

блакитні тіла в камерах згоряння застосовуються як стабілізатори полум'я саме за рахунок утворення зворотних течій [71]. Таким чином, моделювання підтвердило ефективність використання центрального газифікатора: він не лише виконує свою основну функцію (подача газифікованого палива), але й сприяє формуванню сприятливої аеродинамічної структури для стійкого горіння. З іншого боку, центральне тіло впливає на розподіл навантажень – очевидно, воно зазнає інтенсивного нагріву, і це слід враховувати. Відомо, що наявність центрального тіла суттєво ускладнює конструкцію і вимагає додаткового охолодження [50]. Наші результати кількісно це підтверджують: без спеціального охолодження температура газифікатора може досягати граничних значень, а тепловий потік – створювати потенційне перевантаження матеріалу.

Зони рециркуляції та відриву потоку. У розрахунку виявлено дві різні за природою рециркуляційні зони: (1) в камері згоряння за центральним тілом та (2) в соплі біля стінок (при відриві потоку). Перша зона, як обговорено, позитивно впливає на процес горіння, збільшуючи час перебування реагентів у гарячій зоні і сприяючи повнішому вигоранню палива. Вона фактично підвищує ефективність камери згоряння, оскільки забезпечує повторне залучення непрореагованих часток палива і покращує змішування. Друга ж рециркуляційна зона, що виникає в соплі при перерозширенні, має негативні наслідки для ефективності двигуна. Ця зона означає, що частина потоку рухається не уздовж осі сопла, а закручується всередині, утворюючи зону зворотної течії. Через це знижується корисна площа виходу струменя та втрачається частка кінетичної енергії газів на турбулентне перемішування в відривній області. Ударні хвилі, що супроводжують відрив, також спричиняють додаткові втрати тиску. У підсумку, наявність відриву в соплі дещо зменшує коефіцієнт корисної дії соплового розширення. В ідеалі, хотілося б уникнути цього явища, налаштувавши режим роботи двигуна на проектний (з повним розширенням струменя до атмосферного тиску). Проте в нашому випадку двигун працює в умовах, близьких до рівня моря, і тому повного розширення до

0,1 МПа не досягається – звідси і перепади тиску та відрив. Ці результати узгоджуються з відомими даними про надзвукові сопла: при невідповідності тисків виникає або феномен недорозширення, або перерозширення з характерними хвильовими структурами [50]. Наш випадок відповідає перерозширенню (вихідний тиски < навколишній), і CFD-моделювання чітко показало відповідні наслідки.

Ефективність розширення в соплі. Попри наявність зазначених втрат, результати моделювання вказують, що розширення газів у соплі відбувається доволі ефективно. Більша частина потенціалу високого тиску в камері перетворюється на кінетичну енергію струменя на виході. Досягнута швидкість і число Маха (близько 3) на виході є близькими до тих, що очікувалися теоретично для даного тиску в камері. Це підтверджує правильність вибору геометрії сопла в першому наближенні. Відзначимо, що наявність центрального тіла дещо змінює характер розширення. Центральне тіло виконує функцію подібну до часткового аероспайка: воно спрямовує потік уздовж своєї поверхні і може зменшувати втрати від розширення під надто великим кутом. Літературні джерела вказують, що сопла з центральними вставками іноді дозволяють поліпшити аеродинамічну досконалість потоку і наблизити його до осьового напрямку [50]. Наші результати демонструють, що струмінь на виході справді має досить рівномірний, близький до паралельного, профіль – немає значного розходження потоку, яке б зменшувало ефективну проєкцію тяги. Таким чином, конструкція сопла з центральним газифікатором може мати перевагу з точки зору формування більш прямого струменя. Проте форма центрального тіла та сопла в цілому ще може бути оптимізована. Наразі зафіксована в CFD картина ударних хвиль і відрив підказують, що профіль сопла можна вдосконалити (наприклад, плавніше розширювати потік або використовувати адаптивний вихідний діаметр), щоб зменшити інтенсивність ударних структур. Такі вдосконалення підвищили б коефіцієнт використання імпульсу і загальну ефективність двигуна.

Зони потенційного перегріву та рекомендації для конструкції. Дуже цінним результатом моделювання є виявлення ділянок, де концентруються теплові та механічні навантаження. Як згадувалося, це: передня частина газифікатора, звуження сопла, а також (в меншій мірі) стінки камери згоряння в зоні горіння. Дані CFD вказують, що саме газифікатор потребує найпильнішої уваги – йому необхідно забезпечити ефективне охолодження. Можливими інженерними рішеннями є інтеграція каналів охолодження всередині центрального тіла або використання абляційного матеріалу, який випаровуватиметься і захищатиме структуру від перегріву. Щодо сопла, підтверджено, що найбільш теплонавантаженою є критична область; в рідинних ракетних двигунах це місце зазвичай охолоджують регенеративно чи іншими способами – аналогічно, для даної установки варто розглянути захист горловини. Рециркуляція в соплі, окрім втрат імпульсу, може викликати і локальне підгоряння стінки через тривале контактування гарячих газів.

Підтвердження теорії та нові уточнення. Загалом, результати моделювання узгоджуються з теоретичними оцінками й експериментальними даними, наявними для подібних систем. Вони підтверджують працездатність концепції двигуна з центральним тілом на полімерному пальному [50]. Зокрема, досягнутий рівень тиску в камері і температура згоряння свідчать, що газифіковане полімерне паливо може забезпечити високий питомий імпульс – це співпадає з очікуваннями, висловленими в попередніх дослідженнях автофажних ракет [50]. У той же час CFD дозволило побачити деталі, недоступні при аналітичних оцінках: наприклад, точну форму рециркуляційної зони, структуру надзвукового струменя з чергуванням ударних ділянок, розподіл теплового потоку по всій внутрішній поверхні двигуна. Ці нюанси дали можливість виявити потенційні проблемні зони конструкції. Отже, чисельний експеримент виконав не лише перевірку теоретичних положень, але й виступив інструментом оптимізації проєкту. На основі отриманих полів можна рекомендувати зміни в конструкції:

покращити тепловий захист газифікатора, переглянути геометрію сопла для усунення відриву (можливо, застосувати інше співвідношення розширення або центральний тіло іншої конфігурації), а також врахувати розподіл турбулентності при розміщенні паливоподаючих отворів (щоб уникнути зон застою або нерівномірного вигорання).

Висновком даного етапу дослідження є те, що CFD-моделювання успішно відобразило основні газодинамічні та теплообмінні процеси в двигуні з центральним тілом. Модель підтвердила, що концепція є життєздатною і досягає заявлених характеристик, одночасно висвітливши аспекти, які потребують інженерної уваги. Виявлені зони потенційного перегріву та неідеального розширення струменя стануть основою для подальших вдосконалень конструкції автофажного ракетного двигуна.

Висновки до розділу 3

1. Виконано серію чисельних експериментів для дослідження роботи автофажного ракетного двигуна з центральним паливним тілом за різних режимів. Отримано просторово-часові розподіли параметрів потоку (тиску, швидкості) та температури в газифікаційній камері і камері згоряння, що дозволило проаналізувати характер течії та теплові навантаження на елементи конструкції двигуна.
2. Показано, що теплообмін між газифікаційною камерою та камерою згоряння суттєво впливає на робочий процес двигуна. Збільшення теплового потоку до поверхні центрального тіла прискорює його газифікацію і підвищує подачу палива в камеру згоряння, що веде до зростання тяги; однак надмірне нагрівання конструкції може спричинити погіршення ефективності роботи або навіть пошкодження матеріалу.
3. Встановлено, що розроблена модель забезпечує стійке горіння і стабільну роботу двигуна протягом усього періоду вигорання паливного стержня (прототипу ракетного корпусу). Зокрема, тиск у камері згоряння та рівень тяги залишаються відносно стабільними і не виходять за межі, допустимі для нормального режиму роботи двигуна, що підтверджує працездатність концепції автофажного двигуна.
4. Отримано залежності ключових характеристик роботи двигуна від параметрів процесу газифікації центрального тіла. Визначено, як зміна швидкості газифікації та геометричних розмірів центрального тіла впливає на величину тяги, тиск у камері згоряння і теплонапруженість конструкції; це дозволяє обґрунтувати рекомендації щодо вибору оптимальних конструктивних параметрів і режимів роботи автофажного двигуна.

5. Результати чисельного моделювання узгоджуються з проведеними аналітичними оцінками та відомими опублікованими експериментальними дослідженнями з газифікації компонентів та вогневих випробувань зменшеної лабораторної моделі двигуна автофажної ракети. Це підтверджує адекватність розробленої моделі і достовірність отриманих даних, які можуть бути використані для подальшого проектування та оптимізації ракетних двигунів з автофажним принципом дії.

ВИСНОВКИ

1. На основі проведеного огляду досліджень встановлено, що одним із найперспективніших напрямів здешевлення запусків малих космічних апаратів є застосування автофажних ракет-носіїв із полімерним паливом. Теоретично, використання автофажних РН дозволяє забезпечити індивідуальні й гнучкі запуски на цільові орбіти, тоді як традиційні кластерні пуски на важких РН не відповідають вимогам оперативності та орбітальної гнучкості для невеликих вантажів. Автофажні ракетні двигуни принципово відрізняються від класичних: для них характерна неперервна подача твердої полімерної речовини та твердого окислювача, що газифікуються безпосередньо перед згорянням, а конструкція сопла може містити центральне тіло. Ці особливості вимагають врахування взаємопов'язаних процесів газифікації пального, реакцій горіння, руху газового потоку та інтенсивного теплообміну з елементами конструкції, що істотно ускладнює їхнє моделювання порівняно з традиційними ракетними двигунами.
2. Розроблено комплексну чисельну модель роботи ракетного двигуна з автофажним принципом дії, побудовану з використанням програми ASTRA для термохімічних розрахунків і ANSYS Fluent для тривимірного CFD-моделювання процесів у двигуні. Такий підхід дозволив врахувати ключові фізичні процеси: теплові навантаження на металевий газифікатор від продуктів згоряння, теплопередачу до паливного каналу і газифікацію твердого пального та окислювача, подачу газифікованих компонентів через газифікатор у камеру згоряння, а також динаміку потоку й горіння в камері.
3. Загальні результати дослідження підтверджують вирішальну роль вибору пари окислювач–пальне для ефективності роботи автофажного ракетного двигуна. Зокрема, використання окислювача з високою масовою часткою кисню (наприклад, перхлорат літію) з полімерним паливом забезпечує максимальний теоретичний питомий імпульс (близько 265 с у вакуумі), тоді як менш ефективні з точки зору теплоти згоряння пари (нітрат амонію, нітрат калію) забезпечують суттєво нижчі значення питомого імпульсу

($\approx 230\text{--}240$ с). Це підкреслює важливість оптимального підбору компонентів палива для досягнення максимальної ефективності роботи автофажного двигуна.

4. Досліджено вплив металізації пального додаванням алюмінієвого порошку. Показано, що введення алюмінієвої добавки підвищує температуру полум'я та збільшує питомий імпульс двигуна: зокрема, додавання Al дозволило підвищити температуру горіння до ~ 3400 К, а питомий імпульс – до ~ 265 с. Отриманий приріст енергетичних характеристик свідчить про суттєве посилення тепловиділення при металізації пального, що є перспективним для підвищення ефективності двигуна за умови забезпечення допустимих теплових навантажень на конструкцію.
5. За результатами CFD-моделювання визначено, що максимальний тиск у камері для розглянутих вихідних даних сягав $\sim 3,12$ МПа. Отримано детальні розподіли температури в стінках газифікатора, полів швидкостей і в'язкості газового потоку, а також щільності теплових потоків на поверхнях конструкції. Це дозволило виявити потенційно критичні зони перегріву та слугує підґрунтям для інженерних рішень щодо термозахисту газифікатора (вибору жароміцних матеріалів, систем охолодження тощо).
6. Результати дослідження підтверджують працездатність і високий потенціал концепції ракетного двигуна з автофажним принципом дії та мають важливе практичне значення для подальших експериментальних досліджень і проєктування таких двигунів. Запропоноване моделювання та отримані чисельні характеристики можуть бути використані для оптимізації геометрії газифікатора, підбору жароміцних матеріалів і вдосконалення складу твердого пального, що в підсумку сприятиме підвищенню ефективності й надійності ракетних двигунів даного типу.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. NASA Cost Estimation Handbook. – Washington, D.C.: NASA Headquarters, 2020. – 130 с.
2. Koelle, D. E. Handbook of Cost Engineering for Space Transportation Systems. – Bonn: TransCostSystems, 2003. – 368 p.
3. Kulu, E. Small Launchers – 2021 Industry Survey and Market Analysis: доповідь на 72-му Міжнародному астронавтичному конгресі (ІАС 2021), 25–29 жовтня 2021 р., Дубай, ОАЕ. – 2021. – 22 с.
4. Wertz, J. R., Everett, D. F., Puschell, J. J. Space Mission Engineering: The New SMAD. – El Segundo: Microcosm Press, 2011. – 1040 p.
5. Дреус, А. Ю., Ємець, В. В., Дронь, М. М., Малайчук, В. П., Дубовик, Л. Г. Передумови створення надлегких ракет-носіїв з полімерними корпусами // Системне проєктування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2023. – Т. XXXII. – С. 55–63. – DOI: 10.15421/472303.
6. U.S. Environmental Protection Agency. Hazardous Air Pollutants from Solid Rocket Motors. – EPA/600/R-10/093. – Washington, D.C., 2010. – 38 p.
7. Sutton, G. P., Biblarz, O. Rocket Propulsion Elements. – 9th ed. – Hoboken: John Wiley & Sons, 2017. – 784 p.
8. CubeSat Database [Електронний ресурс]. – Режим доступу: <https://www.nanosats.eu> – Назва з екрана.
9. Space Foundation. The Space Report: 2023 Q3 [Електронний ресурс]. – Colorado Springs: Space Foundation, 2023. – 82 p. – Режим доступу: <https://www.thespacereport.org/resources/the-space-report-2023-q3> – Назва з екрана.

10. McIntyre Stuart et al. How to launch small payloads? Evaluation of current and future small payload launch systems. 14th Reinventing Space Conference, 24 – 27 October 2016, London.
11. Nanosatellite launches with forecasts [Электронний ресурс] // Nanosats.eu. – 2024. – Режим доступу: https://www.nanosats.eu/img/fig/Nanosats_years_forecasts_2024-05-31.pdf – Назва з екрана.
12. Wekerle T., Pessoa J. B., Costa L. E., V. L. D. & Trabasso, L. G. Status and trends of smallsats and their launch vehicles – An up-to-date review. *Journal of Aerospace Technology and Management*. 9, P. 269–286. <https://doi.org/10.5028/jatm.v9i3.853>
13. BryceTech. *Smallsats by the Numbers – 2022* [Електронний ресурс]. – Режим доступу: https://brycetek.com/reports/report-documents/Bryce_Smallsats_2022.pdf – Назва з екрана.
14. Visual Capitalist. *The Cost of Launching into Space* / B. Vendetti [Електронний ресурс]. – 2023. – Режим доступу: <https://www.visualcapitalist.com/cost-of-launching-into-space/> – Назва з екрана.
15. Yemets V. Launch vehicle with combustible polyethylene case gasification chamber design basis // *Journal of the British Interplanetary Society*. – 2008. – Vol. 61. – P. 32–38.
16. Yemets V., Sanin F., Kostritsyn O., Maslyany M., Minteev G. Is the combustible inertial pico launch vehicle feasible? // *Journal of the British Interplanetary Society*. – 2010. – Vol. 63.
17. Mykola M. Dron', Olena S. Kositsyna, Andrii Yu. Dreus. Prospects of using polyolefins as alternative structural materials for ultralight launch vehicle. *Journal of Chemistry and Technologies*, 2023, 31(4), 835-843 doi: 10.15421/jchemtech.v31i4.289212

18. Sachin Kumar, Achyut K. Panda, R.K. Singh, (2011) A review on tertiary recycling of high-density polyethylene to fuel, *Resources, Conservation and Recycling*, Volume 55, Issue 11, P. 893-910, <https://doi.org/10.1016/j.resconrec.2011.05.005>
19. Kundan Kumar Jha, T.T.M. Kannan, Recycling of plastic waste into fuel by pyrolysis - a review, *Materials Today: Proceedings*, Volume 37, Part 2, 2021, pp. 3718-3720, <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2020.10.181>.
20. S.M. Al-Salem, Sriraam R. Chandrasekaran, Animesh Dutta, Brajendra K. Sharma, Study of the fuel properties of extracted oils obtained from low and linear low density polyethylene pyrolysis, *Fuel*, Volume 304, 2021, 121396, <https://doi.org/10.1016/j.fuel.2021.121396>.
21. Ito, S., Kamps, L., & Nagata, H. (2021). Fuel Regression Characteristics in Hybrid Rockets Using Nitrous Oxide/High-Density Polyethylene. *Journal of propulsion and power*, 37(2), 342-348. <https://doi.org/10.2514/1.B37875>,
22. Quero Granado, E., Hijlkema, J., Lestrade, J. Y., & Anthoine, J. (2021). Development and Validation of a 1.5-D Combustion Chamber Model for a Hybrid Rocket Engine Applied to a Cylindrical HDPE Chamber. In *AIAA Propulsion and Energy 2021 Forum* (p. 3495). <https://doi.org/10.2514/6.2021-3495>
23. Kositsyna, O.S., Dron, M.M., Yemets, V.V. The environmental impact assessment of emission from space launches: The promising propellants components selection. *Journal of Chemistry and Technologies*, 2020, 28(2), стр. 186–193
24. Yemets V., Prince S., Wilkinson R. Investigations of a combustible inertial launch vehicle design // *Journal of the British Interplanetary Society*. – 2015. – Vol. 68. – P. 188–199.
25. Кондратюк Ю. Завоювання міжпланетних просторів [Електронний ресурс] / Ю. Кондратюк. – Вінніпег, 1929. – Режим доступу:

- <https://diasporiana.org.ua/wp-content/uploads/books/1581/file.pdf> (дата звернення: 11.06.2025).
26. Кондратюк Юрій. Photo gallery [Електронний ресурс]. – Офіційний сайт КПІ. – Режим доступу: <https://kpi.ua/en/kondratiuk-photo> (Дата звернення: 11.06.2025).
27. Soviet Rocketry [Електронний ресурс]. – Wikipedia: вільна енциклопедія. – Режим доступу: https://en.wikipedia.org/wiki/Soviet_rocketry (Дата звернення: 11.06.2025).
28. Ємець В. В. Наукові та технологічні основи створення ракет-носіїв із спалимими баковими оболонками: дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.02 / Дніпропетровський національний університет ім. Олеся Гончара. – Дніпропетровськ, 2012.
29. Pat. 4703694 USA. Single Stage Autophage Rocket [Текст] / M.J. Corbett, 1987.
30. Ємець В. В. Перспектива реалізації ефективної мікроракети-носія шляхом використання полімерної бакової оболонки як пального // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. — 2010. — № 10 (77). — С. 24–27.
31. Yemets V., Dron' M., Pashkov A. Autophage Engines: Method to Preset Gravity Load of Solid Rockets // *Journal of Spacecraft and Rockets*. – 2020. – Vol. 57, No. 2. – P. 309–318. – DOI: 10.2514/1.A34597.
32. Yemets V., Dron' M., Pashkov A., Dreus A., Kositsyna Y., Yemets M., Dubovyk L., Kostritsyn O., Zhuravel P. Method to Preset G-Load Profile of Launch Vehicles // *Proceedings of the 71st International Astronautical Congress (IAC)*, The CyberSpace Edition, 12–14 October 2020. – IAC-20,D2,4,12,x59847.
33. Yemets V., Motsyk O., Prince S., Wilkinson R., Verhoeven Ch., Dyukov V., Minteev H., Kostritsyn O., Maslyany M., Becker Ch., Heldens J., Krusharev I., Olde M., Sridharan S., Werner R., Yemets T., Yemets M. The Infinite Staging Rocket – First Step to Realization // *Proceedings of the 64th International*

- Astronautical Congress (IAC)*, Beijing, China, 23–27 September 2013. – IAC-13,D2.7.7,x17847.
- 34.Yemets, V., Dron, M., Dreus, A., Yemets, M., Pashkov, A. (2021) Heat flows in the gasification chamber of the polymer propelled autophage launch vehicle Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC, 2021, 2021-October
 - 35.Khare, S., Saha, U.K. "Rocket nozzles: 75 years of research and development." *Sādhanā* 46, 76, (2021). <https://doi.org/10.1007/s12046-021-01584-6>
 - 36.Walid Hamaidia W., Zebbiche T. , Sellam M., and Allali A. "Performance improvement of supersonic nozzles design using a high-temperature model." *Proc ImechE: Part G: J Aerospace Engineering* 232, no.3, (2019): 1–16. DOI: <https://doi.org/10.1177/0954410019831862>
 - 37.Hagemann, G., Immich, H., and Terhardt, M. "Flow phenomena in advanced rocket nozzles-the plug nozzle." In 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, p. 3522, 1998. <https://doi.org/10.2514/6.1998-3522>
 - 38.Ferlauto M., Ferrero A., Marsilio R. Fluidic thrust vectoring for annular aerospike nozzle."In AIAA Propuls. Energ. Forum, p.3777, 2020. <https://doi.org/10.2514/6.2020-377>
 - 39.Yang M., Xiao S., Kang C., Wang Y. "Effect of Geometrical Parameters on Submerged Cavitation Jet Discharged from Profiled Central-body Nozzle." *Chinese journal of mechanical engineering* 26, no. 3, (2013):·476–482. <https://doi.org/10.3901/CJME.2013.03.476G>
 - 40.Jiang Bian, Xuewen Cao, Lin Teng, Yuan Sun, Song Gao, Effects of inlet parameters on the supersonic condensation and swirling characteristics of binary natural gas mixture, *Energy*, Volume 188, 2019, 116082, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.116082>.

41. Rezaei, H., Rahimi, M., Ovaysi, S., & Abdulaziz Alsairafi, A. (2022). Computational Fluid Dynamics Modeling of Heat Transfer and Condensation in a Modified Laval Nozzle. *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, 36(3), 667-675. <https://doi.org/10.2514/1.T6355>
42. Wang, C. H., Liu, Y., and Qin, L. Z.. "Aerospike nozzle contour design and its performance validation. " *Acta Astronautica*, no 64(11-12), (2009): 1264-1275. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2008.01.045>
43. *Thermodynamic Properties of Selected Gaseous Compounds at 1 Atmosphere Pressure* [Электронный ресурс] / J. H. Ellis, J. F. Magee, R. E. D. Clark, R. L. Pitzer. – National Aeronautics and Space Administration, 1989. – (NASA Technical Memorandum 102185). – Режим доступа: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19890012363>
44. *Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications. Part I: Analysis* [Электронный ресурс] / Sanford Gordon, Bonnie J. McBride. – NASA Reference Publication 1311. – National Aeronautics and Space Administration, 1994. – Режим доступа: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19950013764>
45. Nakka, R. *Technical Notepad #4 – Calculation of Convective Heat Transfer Coefficient* [Электронный ресурс] // Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site. – Режим доступа: <https://www.nakka-rocketry.net/techs3.html>
46. Chiu H.-H. Radiation Effect on Rocket Engine Performance: [NASA/ASEE Summer Faculty Fellowship Program Report]. – Huntsville: Marshall Space Flight Center, NASA, 1988. – 34 p. – Report No: N89-21734. – Contract No: NGT-01-022-099. – URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19890012363/downloads/19890012363.pdf> (дата звернення: 11.06.2025).

- 47.L. Stepien, M. Ściażko. *A Modified Gibbs Free Energy Minimisation Model for Fluid Bed Coal Gasification. Chemical and Process Engineering*, 2015, том 36, № 1, с. 73–87. DOI: 10.1515/cpe-2015-0006
- 48.Chaconas D., Pichardo P., Manousiouthakis I.V., Manousiouthakis V.I. Equilibrium analysis of CH₄, CO, CO₂, H₂O, H₂, C mixtures in C–H–O atom space using Gibbs free energy global minimization // *AIChE Journal*. – 2021. – Vol. 67, No. 1. – Article e17052. – DOI: 10.1002/aic.17052.
- 49.Huang M., Wang Z., Yin X., Zhang N., Wang H., Liang D. Thermodynamic model of coal direct chemical looping combustion // *International Journal of Coal Preparation and Utilization*. – 2024. – Published online: 18 Dec 2024. – DOI: 10.1080/19392699.2024.2442453.
- 50.Dreus A., Yemets M., Dron M., Khaminich O., Rudominskyi M. CFD Analysis of Gas-Dynamic and Heat Transfer Processes in a Propulsion System Using Polymer Fuel // *Journal of Advanced Research in Numerical Heat Transfer*. – 2024. – Vol. 21, No. 1. – P. 14–25. – ISSN 2735-0142. – doi: 10.37934/arnht.21.1.1425.
- 51.Chaconas D., Pichardo P., Manousiouthakis I.V., Manousiouthakis V.I. Equilibrium analysis of CH₄, CO, CO₂, H₂O, H₂, C mixtures in C–H–O atom space using Gibbs free energy global minimization // *AIChE Journal*. – 2021. – Vol. 67, No. 1. – Article e17052. – DOI: 10.1002/aic.17052.
- 52.Incropera F.P., DeWitt D.P. *Fundamentals of Heat and Mass Transfer*. – 7th ed. – Wiley, 2011. – 1040 p.
- 53.Kee R. J., Coltrin M. E., Glarborg P. *Chemically Reacting Flow: Theory and Practice*. – Hoboken (NJ): John Wiley & Sons, 2003. – 561 p. – ISBN 978-0-471-26179-7. – DOI: 10.1002/0471461296.
- 54.Atkins P., de Paula J. *Physical Chemistry*. 10th ed. – Oxford: Oxford University Press, 2014. – 972 p. – ISBN 978-0-19-969740-3.

55. Miller, R. O., & Ordin, P. M. (1948). *Theoretical performance of some rocket propellants containing hydrogen, nitrogen, and oxygen* (NACA RM E8A30). National Advisory Committee for Aeronautics. Отримано з NASA Technical Reports Server: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19930085381>
56. Wilke C.R. *A Viscosity Equation for Gas Mixtures*. // J. Chem. Phys., 18:4 (1950), 517–519
57. Martinez-Sanchez M. *Lecture 7: Convective Heat Transfer in Rocket Nozzles*. MIT OCW 16.512, 2005
58. Turns S. R. *Thermal-Fluid Sciences: An Integrated Approach*. Cambridge : Cambridge University Press, 2012. 960 с.
59. Versteeg H. K., Malalasekera W. *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*. 2nd ed. Harlow : Pearson Education, 2007. 503 с.
60. Menter F.R. Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // *AIAA Journal*. – 1994. – Vol. 32, No 8. – С. 1598–1605
61. Patankar S.V. *Numerical Heat Transfer and Fluid Flow*. – NY: Hemisphere Publishing, 1980. – 210 с.
62. Трусов Б. Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах «Астра-4». Москва : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1991. 40 с.
63. Yemets V., Harkness P., Dron M., Pashkov A., Worrall K., Middleton M. Autophage Engines: Toward a Throttleable Solid Motor // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2018. Vol. 55, No. 4. P. 1-10. DOI: 10.2514/1.A34153.
64. Ito S., Kamps L., Nagata H. Fuel Regression Characteristics in Hybrid Rockets Using Nitrous Oxide/High-Density Polyethylene // *Journal of Propulsion and Power*. – 2021. – 37(2). – P. 342–348. DOI: 10.2514/1.B37875.
65. Quero Granado E., Hijlkema J., Lestrade J.Y., Anthoine J. Development and Validation of a 1.5-D Combustion Chamber Model for a Hybrid Rocket Engine

- Applied to a Cylindrical HDPE Chamber // *AIAA Propulsion and Energy Forum*. – 2021. – Paper 2021-3495. DOI: 10.2514/6.2021-3495.
66. Yun Y., Huh J., Kim Y. та ін. Scale-Up Validation of Hydrogen Peroxide/High-Density Polyethylene Hybrid Rocket with Multiport Solid Fuel // *Journal of Spacecraft and Rockets*. – 2021. – **58**(2). – P. 552–565. DOI: 10.2514/1.A34707.
67. LEAP Australia. *Tips & Tricks: Turbulence Part 2 – Wall Functions and Y+ requirements* [Електронний ресурс] // LEAP CFD Blog, 2013. – Режим доступу: computationalfluidynamics.com.au (дата звернення: 09.06.2025).
68. Ingemar P. *Best Practice: RANS Turbulence Modeling in Ansys CFD: Quick Start Guide*. – 2022. – 15 с. [Електронний ресурс] – Режим доступу: ingemecaeronautique.files.wordpress.com.
69. El Gharbi N., Absi R., Benzaoui A., Amara E.H. Effect of near-wall treatments on airflow simulations // *Proceedings of the 2009 International Conference on Computational Methods for Energy Engineering and Environment (ICCM3E)*, Sousse, Tunisia, 20–22 November 2009. – P. 185–189.
70. ANSYS, Inc. *ANSYS FLUENT 12.0 Theory Guide – 4.12.4 Enhanced Wall Treatment* [Електронний ресурс]. 2009. URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/th/node101.htm>
71. Rozenman, T. Recirculation patterns in the initial region of coaxial jets / T. Rozenman, H. Weinstein // *NASA contractor report NASA CR-1595*. – Chicago : Illinois Institute of Technology, 1970. – 78 p. – Режим доступу: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19700017249/downloads/19700017249.pdf> (дата звернення: 12.06.2025).
72. Middleton M. E. Autophage rocket design : MSc Individual Project / M. E. Middleton ; supervisor P. Harkness. Glasgow : University of Glasgow, School of Engineering, 2017. 120 с.

ДОДАТОК А

Список публікацій автора за темою дисертації

1. Yemets, M., Yemets, V., Harkness, P., Dron, M., Worrall, K., Pashkov, A., Yemets, T., Kostriysyn, O. and Zhuravel, P., 2018. Caseless throttleable solid motor for small spacecraft, Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC 2018. ISSN: 00741795 | **(Scopus)**.
2. Yemets, V., Dron, M., Dreus, A., Pashkov, A. and Yemets, M., 2021. Heat Flows in the Gasification Chamber of the Polymer Propelled Autophage Launch Vehicle, Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC 2021. ISSN: 00741795 | **(Scopus)**.
3. Dreus, A., Yemets, V., Dron, M., Yemets, M., & Golubek, A. (2022). A simulation of the thermal environment of a plastic body of a new type of launch vehicle at the atmospheric phase of the trajectory. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 94(4), 505-514. DOI: 10.1108/AEAT-04-2021-0100. ISSN: 0002-2667 | **Scopus, видання, віднесене до другого квартиля Q2 відповідно до класифікації SCImago Journal**
4. Dreus, A., Yemets, M., Dron, M., Khaminich, O., Rudominskyi, M. CFD Analysis of Gas-Dynamic and Heat Transfer Processes in a Propulsion System using Polymer Fuel, Journal of Advanced Research in Numerical Heat Transfer, 2024, DOI: 10.37934/arnht.21.1.1425. ISSN: 2735 - 0142 | **Scopus, видання, віднесене до першого квартиля Q1 відповідно до класифікації SCImago Journal**

Тези наукових доповідей

1. Михайло Ємець, Микола Дронь. Development of a method to predetermine g-load for autophage rocket. Актуальні проблеми механіки суцільного середовища і міцності конструкцій/ Тези доповідей Другої міжнародної науково-технічної конференції пам'яті академіка В.І. Моссаковського. Дніпро: 2019. С. 334-335.
2. Ємець, М., Хакнес, П., Ємець, В., Дронь, М. Двигунні установки зі спалимими паливними оболонками для малих супутників. Космічні технології: теперішнє та майбутнє/ Тези доповідей 7ї міжнародної конференції. 2019 С. 50-51.. М. Ємець.
3. Ємець, М., Дронь М., Ємець В. Autophage solid quasi single-stage-to-low-orbit launch vehicle with pulse engine and constant g-loading. XXVII Міжнародна науково-практична конференція «Людина і Космос». Дніпро 15-17 квітня 2020.
4. Yemets, V., Dron, M., Pashkov, A., Dreus, A., Kositsyna, Y., Yemets, M., Dubovy k, L., Kostriysyn, O. and Zhuravel, P., 2020. Method to preset G-load profile of launch vehicles, Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC 2020.