

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

Кваліфікаційна наукова праця  
на правах рукопису

**Добродомов Олександр Олександрович**

УДК 623.746-519+621.453/.457.001.5

**ДИСЕРТАЦІЯ**

**СИНТЕЗ ЕФЕКТИВНИХ КОНСТРУКТОРСЬКО-ТЕХНОЛОГІЧНИХ  
РІШЕНЬ СТВОРЕННЯ ТВЕРДОПАЛИВНИХ РАКЕТНИХ  
ПРИСКОРЮВАЧІВ МАЛИХ БЕСПЛОТНИХ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ**

134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка»

13 «Механічна інженерія»

Подається на здобуття ступеня доктора філософії

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

\_\_\_\_\_ Добродомов О.О.

Науковий керівник      КУЛИК Олексій Володимирович  
Кандидат технічних наук, доцент

Дніпро – 2026

## АНОТАЦІЯ

*Добродомов О.О.* Синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних стартових прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка». – Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара МОН України, Дніпро, 2026.

Дисертаційну роботу присвячено вирішенню актуального науково-прикладного завдання синтезу ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних стартових ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів, спрямованого на підвищення універсальності застосування БПЛА, забезпечення їх автономного старту та покращення масо-енергетичних і експлуатаційних характеристик стартових систем.

У **першому розділі** проведено комплексний аналіз сучасного стану розвитку безпілотних літальних апаратів та існуючих стартових систем їх запуску. Розглянуто основні підходи до забезпечення старту БПЛА, виконано їх класифікацію та визначено ключові переваги і недоліки залежно від умов застосування. Проаналізовано особливості застосування твердопаливних ракетних прискорювачів у складі стартових систем, систематизовано існуючі конструктивно-компонувальні рішення та визначено основні напрями підвищення їх ефективності. На основі проведеного аналізу обґрунтовано актуальність створення універсальних, технологічних та енергоефективних твердопаливних прискорювачів для БПЛА легкого класу та сформульовано мету і задачі дослідження.

У **другому розділі** розроблено методичні підходи до проектування стартових твердопаливних ракетних прискорювачів безпілотних літальних апаратів, що базуються на узгодженні параметрів БПЛА, умов старту та характеристик прискорювача. Запропоновано методику визначення проєктних параметрів прискорювача залежно від обраної схеми запуску та

конструктивно-компонувального рішення системи «БПЛА–СТРП». Обґрунтовано вибір матеріалів основних конструктивних елементів прискорювача з урахуванням міцнісних, масових, теплових і технологічних критеріїв. Проведено аналіз сучасних та перспективних зв'язувальних систем твердих ракетних палив, зокрема термопластичних, як альтернативи традиційним рішенням. Розроблено та створено тяговимірвальний комплекс, призначений для експериментального дослідження тягово-часових характеристик прискорювачів, а також для верифікації розрахункових моделей і методик.

У **третьому розділі** вирішено науково-прикладну задачу розроблення конструктивно-компонувальних рішень стартових систем БПЛА з використанням твердопаливних ракетних прискорювачів. Проведено синтез раціональних схем інтеграції прискорювачів у склад безпілотних літальних апаратів з урахуванням вимог до стійкості, керованості та ефективності старту. Запропоновано варіанти компоновання, що забезпечують підвищення універсальності застосування та зниження конструктивної складності системи. Виконано розрахунки основних параметрів прискорювачів за розробленою у другому розділі методикою, проведено чисельні дослідження та їх порівняння. Розроблено алгоритм вибору способу запуску з урахуванням масо-інерційних характеристик апарата, експлуатаційних обмежень та вимог до старту. Отримані результати підтверджено шляхом експериментальної верифікації із використанням розробленого тяговимірвального комплексу, що дозволило оцінити достовірність запропонованих підходів.

У **четвертому розділі** наведено практичну реалізацію результатів дослідження та приклад синтезу конструкторсько-технологічних рішень при створенні твердопаливних ракетних прискорювачів для безпілотних літальних апаратів. Розроблено конструкцію універсальної перехідної рами для інтеграції стартового прискорювача з БПЛА різних типів, що забезпечує гнучкість застосування та спрощення процесу монтажу. Обґрунтовано параметри лінійки універсальних твердопаливних прискорювачів для БПЛА

малого класу з урахуванням їх тактико-технічних характеристик та умов експлуатації. Проведено експериментальні дослідження характеристик прискорювачів у процесі стендових випробувань, а також виконано їх апробацію в умовах, наближених до реальних. Підтверджено ефективність запропонованих конструкторсько-технологічних рішень, що забезпечують підвищення енергетичної ефективності, технологічності виготовлення та розширення умов застосування БПЛА.

За результатами виконаних досліджень сформовано комплекс конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних стартових прискорювачів малих БПЛА, що забезпечує підвищення енергетичної та масової ефективності, розширення умов застосування БПЛА та скорочення виробничого циклу виготовлення прискорювачів. Розроблені методичні положення, конструктивні рішення та експериментальна база можуть бути використані при проектуванні перспективних систем старту безпілотних літальних апаратів.

**Наукова новизна** отриманих результатів полягає у наступному:

Вперше розв'язано задачу узгодження проектних характеристик твердопаливних стартових ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів, що базується на комплексному врахуванні параметрів БПЛА — маси, граничного перевантаження та необхідної кінцевої швидкості — вимог до старту і характеристик прискорювача та забезпечує обґрунтоване формування його проектного вигляду на ранніх стадіях проектування в межах єдиної методики, достовірність якої підтверджено експериментальною верифікацією.

Дістали подальшого розвитку підходи до вибору матеріалів конструктивних елементів твердопаливних стартових прискорювачів малих БПЛА шляхом комплексного врахування міцнісних, масових, технологічних та вартісних критеріїв, що дозволило сформувані раціональні матеріалознавчі рішення для прискорювачів легкого класу, а також вперше обґрунтовано можливість використання частини товщини корпусу в якості внутрішнього

теплозахисного покриття, що дозволило відмовитися від використання додаткових спеціальних матеріалів внутрішньої теплоізоляції.

Здобули подальшого розвитку наукові принципи створення тяговимірjuвальних комплексів для випробування та експериментального відпрацювання стартових ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів, що враховують особливості їх короткочасного режиму роботи, імпульсного характеру тяги та специфіку масо-габаритних параметрів, і забезпечують підвищення точності визначення тягово-часових характеристик.

Вперше для задач стартових прискорювачів малих БПЛА обґрунтовано доцільність застосування термопластичних зв'язувальних систем твердих ракетних палив як технологічної альтернативи традиційним терморективним системам, що забезпечує підвищення технологічної гнучкості виготовлення та можливість переробки паливних зарядів.

**Практичне значення** отриманих у дисертаційній роботі результатів полягає у створенні науково-методичної та конструктивно-технологічної основи розроблення твердопаливних стартових ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів, що може бути використана під час проєктування перспективних стартових систем БПЛА.

Вперше запропоновано алгоритм вибору способу запуску малих БПЛА з урахуванням масо-інерційних характеристик апарата, експлуатаційних обмежень та допустимих перевантажень, який дозволяє визначати доцільність застосування твердопаливного прискорювача та формувати вихідні вимоги до його параметрів, забезпечуючи більш ефективне узгодження параметрів стартової системи з характеристиками літального апарата порівняно з традиційними підходами.

Запропонований алгоритм вибору способу запуску малих БПЛА забезпечує можливість прийняття обґрунтованих рішень щодо застосування твердопаливних стартових прискорювачів залежно від умов експлуатації, характеристик літального апарата та вимог до старту, що сприяє підвищенню

ефективності використання безпілотних систем, зменшенню енергетичних втрат та підвищенню надійності старту.

Удосконалена методика визначення проєктних параметрів твердопаливних стартових прискорювачів може бути використана при інженерних розрахунках стартових систем БПЛА для визначення необхідних тягово-часових характеристик двигунів і параметрів паливних зарядів, забезпечуючи більш точне та ефективне проєктування стартових прискорювачів із урахуванням експлуатаційних вимог.

Отримані результати щодо вибору матеріалів конструктивних елементів прискорювачів та обґрунтування застосування термопластичних зв'язувальних систем твердих ракетних палив можуть бути використані під час розроблення та технологічної підготовки виробництва твердопаливних двигунів, сприяючи підвищенню технологічності їх виготовлення, зменшенню виробничих витрат та підвищенню ефективності виробничих процесів порівняно з традиційними технологічними рішеннями.

Створений тяговимірювальний комплекс і розроблена методика його застосування забезпечують можливість проведення експериментальних досліджень стартових твердопаливних ракетних прискорювачів малих БПЛА та можуть бути використані в наукових установах, навчальних лабораторіях і конструкторських організаціях для отримання достовірних тягово-часових характеристик двигунів, підвищуючи ефективність і точність експериментального відпрацювання стартових систем.

Результати дисертаційної роботи використані у науково-дослідних і проєктно-конструкторських організаціях ракетно-космічної та авіаційної галузі, а також у навчальному процесі закладів вищої освіти при підготовці фахівців за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

Результати дисертаційної роботи захищені двома патентами України на корисну модель.

Ключові результати роботи такі як комплексний підхід до узгодження параметрів безпілотного літального апарата та стартового твердопаливного

прискорювача, методичні положення щодо визначення геометрії паливного заряду, оцінювання енергетичних характеристик палив і вибору конструкційних матеріалів, а також розроблений розрахунковий інструментарій для параметричного аналізу впроваджено в науково-технічну та проєктну діяльність ПрАТ «РАМЗАЙ» при виконанні робіт, пов'язаних із розробкою і модернізацією стартових систем безпілотних літальних апаратів легкого класу (Акт реалізації ПрАТ «РАМЗАЙ» від 19.03.2026 р.).

Ключові результати роботи, зокрема запропонований алгоритм вибору способу запуску безпілотних літальних апаратів залежно від вимог і характеристик авіаційного комплексу, методичні підходи до вибору матеріалів для малорозмірних твердопаливних ракетних двигунів, а також конструктивно-технологічні рішення зі створення універсальних твердопаливних стартових прискорювачів, впроваджено в науково-технічну та проєктну діяльність ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ» (Flight Control LLC) при виконанні робіт, пов'язаних із проєктуванням та створенням стартових пристроїв для літальних апаратів різного призначення (Акт реалізації ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ» від 06.04.2026 р.).

Результати дисертаційного дослідження впроваджено у навчальний процес Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара під час викладання дисциплін, пов'язаних із проєктуванням літальних апаратів, ракетною балістикою, інженерними розрахунками та технологіями виробництва ракетної техніки. Розроблені методичні підходи до визначення параметрів стартових твердопаливних ракетних прискорювачів, алгоритми вибору способу запуску БПЛА, а також результати експериментальних досліджень використовуються при проведенні лекційних, практичних і лабораторних занять та підготовці курсових і кваліфікаційних робіт здобувачів вищої освіти за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка». Це дозволило розширити зміст навчальних курсів сучасними питаннями створення та експериментального відпрацювання стартових систем безпілотних літальних апаратів і підвищити практичну спрямованість

підготовки фахівців (Акт впровадження Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара від 03.05.26).

Здобувач був виконавцем держбюджетної науково-дослідної роботи Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара: «Створення і удосконалення матеріалів та технологій інноваційних та оборонної галузей промисловості» (номер держреєстрації 0122U001286, ФТФ-3-22, 2022-2024). Особистий внесок здобувача: робота за напрямком «Конструктивно-технологічні особливості виготовлення твердопаливного ракетного прискорювача».

Здобувач є відповідальним виконавцем держбюджетної науково-дослідної роботи Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара: «Розробка універсальних твердопаливних ракетних прискорювачів БПЛА та зенітних ракет для перехоплення ударних БПЛА великого радіусу дії на їх основі» (Державний реєстраційний номер: 0126U001728, 2026-2028). Особистий внесок здобувача: відповідальний виконавець, робота за напрямками «Розробка, виготовлення та випробування стендового обладнання для дослідження характеристик твердих ракетних палив», «Дослідження характеристик твердих сумішевих палив», «Управління проектом», «Розробка універсального ракетного прискорювача», «Розробка РДТП маршового ступеня зенітної ракети».

Основні матеріали дисертаційної роботи відображено у 5 наукових статтях які належать до вітчизняних фахових видань категорії Б. Отримано 2 патенти України на корисну модель: «Установка для запуску літальних апаратів» «Стартовий прискорювач» які пов'язані з універсальним стартовим пристроєм для безпілотних літальних апаратів та універсальних стартових прискорювачів для безпілотних літальних апаратів відповідно. Зареєстровано 2 заявки на винаходи «Установка для запуску літальних апаратів» та «Стартовий прискорювач»

**Ключові слова:** ракетний двигун, дзвоноподібний насадок, вектор тяги, безпілотні літальні апарати, БПЛА, перхлорат амонію, ракетний двигун

твердого палива, камера згоряння, зміна щільності палива, аналітичне моделювання, рідиннопаливний ракетний двигун, траєкторія, алгоритм, безпілотний транспорт, літальний апарат, проектування.

## ABSTRACT

Dobrodomov O.O. *Synthesis of Efficient Design and Technological Solutions for the Development of Solid-Propellant Launch Boosters for Small Unmanned Aerial Vehicles*. – Qualification scientific work as a manuscript.

Dissertation for the degree of Doctor of Philosophy in Specialty 134 “Aviation and Rocket-Space Technology”. – Oles Honchar Dnipro National University of the Ministry of Education and Science of Ukraine, Dnipro, 2026.

The dissertation is devoted to solving an actual scientific and applied problem of synthesizing efficient design and technological solutions for the development of solid-propellant launch boosters for small unmanned aerial vehicles (UAVs), aimed at increasing the versatility of UAV applications, ensuring autonomous launch capability, and improving the mass-energy and operational characteristics of launch systems.

In the **first part**, a comprehensive analysis of the current state of development of unmanned aerial vehicles and existing launch systems is carried out. The main approaches to UAV launch are considered, their classification is performed, and key advantages and disadvantages depending on operating conditions are identified. The features of using solid-propellant rocket boosters as part of launch systems are analyzed, existing design and layout solutions are systematized, and the main directions for improving their efficiency are determined. Based on the analysis, the relevance of developing universal, technologically efficient, and energy-efficient solid-propellant boosters for light-class UAVs is substantiated, and the research goal and objectives are formulated.

In the **second part**, methodological approaches to the design of solid-propellant launch boosters for UAVs are developed, based on the coordination of UAV parameters, launch conditions, and booster characteristics. A method for determining the design parameters of the booster depending on the selected launch scheme and the structural-layout solution of the “UAV–booster” system is proposed. The selection of materials for the main structural elements of the booster is substantiated considering strength, mass, thermal, and technological criteria. An

analysis of modern and перспективе binder systems for solid rocket propellants, including thermoplastic binders as an alternative to traditional solutions, is carried out. A thrust measurement system is developed and created for experimental investigation of thrust-time characteristics and verification of calculation models and methods.

In the **third part**, a scientific and applied problem of developing structural and layout solutions for UAV launch systems using solid-propellant rocket boosters is solved. Rational schemes for integrating boosters into UAVs are synthesized, taking into account stability, controllability, and launch efficiency requirements. Layout options are proposed that ensure increased versatility and reduced structural complexity. Calculations of the main booster parameters are performed using the methodology developed in the second chapter, and numerical studies are carried out. An algorithm for selecting the launch method is developed, considering mass-inertial characteristics, operational constraints, and launch requirements. The obtained results are confirmed through experimental verification using the developed thrust measurement system, which made it possible to assess the reliability of the proposed approaches.

In the **fourth part**, the practical implementation of the research results is presented, along with an example of synthesizing design and technological solutions for the development of solid-propellant rocket boosters for UAVs. A universal adapter frame for integrating the booster with UAVs of various types is developed, ensuring flexibility of application and simplification of installation. The parameters of a family of universal solid-propellant boosters for small UAVs are substantiated, taking into account their performance characteristics and operating conditions. Experimental studies of booster characteristics are carried out during bench tests, and their validation under conditions close to real operation is performed. The effectiveness of the proposed solutions is confirmed in terms of improved energy efficiency, manufacturability, and expanded operational capabilities of UAVs.

As a result of the conducted research, a комплекс of design and technological solutions for creating solid-propellant launch boosters for small UAVs has been

formed, providing improved energy and mass efficiency, expanded application conditions, and reduced production cycle time. The developed methodological provisions, design solutions, and experimental base can be used in the design of перспективе UAV launch systems.

**The scientific novelty** of the obtained results is as follows:

For the first time, the problem of coordinating the design characteristics of solid-propellant launch boosters for small unmanned aerial vehicles has been solved, based on the integrated consideration of UAV parameters — mass, allowable overload, and required terminal velocity — together with launch requirements and booster characteristics, which ensures the substantiated formation of the booster design concept at the early stages of development within a unified methodology, the reliability of which has been confirmed by experimental verification.

The approaches to selecting materials for structural elements of solid-propellant boosters have been further developed by comprehensively considering strength, mass, technological, and cost criteria. In addition, the possibility of using part of the casing thickness as an internal thermal protection layer is substantiated for the first time, which makes it possible to отказаться from additional internal insulation materials.

The scientific principles of developing thrust measurement systems for testing and experimental validation of solid-propellant boosters for small UAVs have been further developed, taking into account their short-duration operation, impulsive thrust characteristics, and specific mass-dimensional parameters, which ensures improved accuracy of thrust-time measurements.

For the first time, the feasibility of using thermoplastic binder systems for solid rocket propellants in UAV launch boosters is substantiated as a technological alternative to traditional thermosetting systems, providing increased manufacturing flexibility and the possibility of propellant recycling.

**Practical significance** of the results lies in the creation of a scientific, methodological, and design-technological basis for the development of solid-

propellant launch boosters for small UAVs, which can be used in the design of perspective UAV launch systems.

For the first time, an algorithm for selecting the launch method for small UAVs is proposed, taking into account mass-inertial characteristics, operational constraints, and allowable overloads, which allows determining the feasibility of using a solid-propellant booster and forming initial requirements for its parameters. The proposed algorithm enables substantiated decision-making regarding the use of solid-propellant launch boosters depending on operating conditions, UAV characteristics, and launch requirements, thereby increasing the efficiency of UAV systems.

The improved method for determining the design parameters of solid-propellant boosters can be used in engineering calculations of UAV launch systems to determine required thrust-time characteristics and propellant parameters.

The obtained results regarding material selection and the use of thermoplastic binder systems can be applied in the development and manufacturing preparation of solid rocket motors, contributing to improved manufacturability and reduced production costs.

The developed thrust measurement system and its application methodology enable experimental studies of solid-propellant launch boosters and can be used in research institutions, educational laboratories, and design organizations.

The results of the dissertation have been implemented in research and design organizations of the aerospace industry, as well as in the educational process for training specialists in specialty 134 “Aviation and Rocket-Space Technology”.

Two utility model patents of Ukraine protect the results.

Key results of the work, in particular the proposed algorithm for selecting the launch method of unmanned aerial vehicles depending on the requirements and characteristics of the aviation system, methodological approaches to material selection for small-sized solid rocket motors, as well as design and technological solutions for the development of universal solid-propellant launch boosters, have been implemented in the scientific, technical, and design activities of Flight Control

LLC during work related to the design and development of launch systems for aircraft of various purposes (Implementation Act of Flight Control LLC, April 6, 2026).

Key results of the work, including the approach to coordinating UAV and booster parameters, methodological provisions for determining propellant grain geometry, evaluating energy characteristics of propellants, selecting structural materials, and the developed computational tools for parametric analysis, have been implemented in the scientific and engineering activities of PJSC “RAMZAY” in projects related to the development and modernization of launch systems for light-class UAVs (Implementation Act of PJSC “RAMZAY”, March 19, 2026).

The results of the dissertation research have been implemented into the educational process of Oles Honchar Dnipro National University during the teaching of courses related to aircraft design, rocket ballistics, engineering calculations, and rocket manufacturing technologies. The developed methodological approaches for determining the parameters of solid-propellant launch boosters, algorithms for selecting UAV launch methods, as well as the results of experimental studies are used in lectures, practical and laboratory classes, and in the preparation of course and qualification projects for students specializing in Specialty 134 “Aviation and Rocket-Space Technology.” This has made it possible to expand the content of academic courses with modern issues related to the development and experimental validation of UAV launch systems and to improve the practical orientation of specialist training (Implementation Act of Oles Honchar Dnipro National University, May 3, 2026).

The applicant participated as an executant in the state-funded research project of Oles Honchar Dnipro National University: “Development and improvement of materials and technologies for innovative and defense industries” (State Registration No. 0122U001286, 2022–2024).

The applicant is also a responsible executor of the state-funded research project: “Development of universal solid-propellant boosters for UAVs and surface-to-air missiles” (State Registration No. 0126U001728, 2026–2028).

The main results of the dissertation are published in 5 scientific papers in Ukrainian professional journals (Category B) and protected by 2 utility model patents.

**Keywords:** rocket engine, bell-shaped tip, thrust vector, unmanned aerial vehicles, UAV, ammonium perchlorate, solid propellant rocket engine, combustion chamber, propellant density variation, analytical modeling, liquid rocket engine, landing trajectory, unmanned transport, aerial vehicle, algorithm, engineering.

## СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

### *Статті у наукових фахових виданнях України (категорія Б):*

1. Швець, А. С., Пророка, В. А., Добродомов, О. О., Кулик, О.В., & Солнцев, В. А. (2024). Розробка стенду вогневих випробувань ракетних двигунів. Системні технології, 5(154), 181–193. <https://doi.org/10.34185/1562-9945-5-154-2024-19> (особистий внесок Добродомова О.О.: розробка конструкцій стенду, участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП, проведення досліджень, розробка методик аналізу випробувань; особистий внесок Пророки В.А.: участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП, розробка конструкцій стенду, обробка експериментальних даних, формулювання висновків; особистий внесок Швеця А.С.: розробка конструкцій стенду, оформлення ілюстрацій, участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП; особистий внесок Кулика О.В.: постановка задачі, формулювання висновків; особистий внесок Солнцева В.А.: загальне керівництво стендовими вогневими випробуваннями РДТП, розробка апаратної частини стенду).

2. Пророка, В., Солнцев, В., Кулик, О., Добродомов, О., Швець, А., Лук'яненко, І., & Дронь, М. (2024). Верифікація методичних підходів до оцінки характеристик твердих сумішевих ракетних палив. Вісник Дніпровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка, 33(4-29), 11-22. <https://doi.org/10.15421/452446> (особистий внесок Добродомова О.О.: участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП, проведення досліджень, розробка методик аналізу випробувань; особистий внесок Пророки В.А.: систематизація теоретичних методик оцінки параметрів ТСРП, розрахунок теоретичних значень параметрів ТСРП, участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП, обробка експериментальних даних, формулювання висновків; особистий внесок Солнцева В.А.: загальне керівництво вогневими випробуваннями РДТП, розробка складів ТСРП; особистий внесок Кулика О.В.: постановка проблеми, формулювання висновків; особистий внесок Швеця А.С.: участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП, формулювання висновків; особистий внесок Лук'яненко І.Г.: участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП; особистий внесок Дроня М.М.: постановка проблеми, формулювання висновків).

3. Добродомов, О. О. (2025). Grain design influence and manufacturing technologies on the performance of solid-propellant rocket boosters for ultra-light launch vehicles and UAVs. System design and analysis of aerospace technique characteristics. <https://doi.org/10.15421/472511>. Одноосібна стаття.

4. Добродомов, О. О., Ткачов Ю.В. (2023) Перспективи розробки технологій виробництва двигунів з неметалевих матеріалів для легких ракет. Вісник Дніпровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка, 31(4), 67-75. <https://doi.org/10.15421/452309> (особистий внесок Добродомова О.О.: Проведення аналізу матеріалів, підготовка тексту, формулювання висновків;

особистий внесок Ткачова Ю.В.: постановка проблеми, формулювання висновків)

5. Dobrodomov, O., Proroka, V., Dobrodomov, O., Shvets, A., Dalik, M., & Bilotserkovskiy, I. (2026). Universal high-precision thrust stand for solid rocket motor static fire tests. *Journal of Rocket-Space Technology*, 35(1), 8-13. <https://doi.org/10.15421/452557> (особистий внесок Добродомова О.О.: розробка конструкцій стенду, участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП, Проведення аналізу матеріалів, розробка методик визначення характеристик двигуна, підготовка тексту, формулювання висновків; Пророка В.А.: організація та безпосереднє проведення стендових вогневих випробувань РДТП, обробка первинних даних, отриманих з системи вимірювання тяги; участь у підготовці рукопису до публікації.; Добродомов О.О. (Олексій): розробка трикомпонентної схеми вимірювання вектору тяги для просторової оцінки силових характеристик двигуна, проведення калібрування тензодатчиків методом ступінчастого навантаження-розвантаження; участь у проведенні випробувань; Швець А.С.: конструювання модульних рухомих кріпильних кілець для двигунів різного діаметру (50—300 мм), забезпечення універсальності стенду; участь у формуванні висновків; Далік М.О.; метрологічний аналіз похибок вимірювальної системи, розробка методики компенсації динамічних перешкод під час випробувань; Білоцерковський І.В.: аналітичний огляд світових аналогів та нормативних вимог до випробувальних стендів РДТП, визначення технічного завдання для розробки універсального стенду, підготовка рукопису та літературних джерел.

***Список публікацій, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації: Матеріали конференцій (conference paper), що індексуються у наукометричних базах Scopus:***

1. Proroka, V., Dron, M., Kulyk, O., Solntsev, V., Klymenko, S., & Dobrodomov, O. (2022). Perspectives for the use of new solutions in the creation of suborbital launch vehicles. 73rd International Astronautical Congress (IAC). Technical programme. IAC-22-D2,IP,7,x69646. Paris. France. [https://www.researchgate.net/publication/373632738\\_PERSPECTIVES\\_FOR\\_THE\\_USE\\_OF\\_NEW\\_SOLUTIONS\\_IN\\_THE\\_CREATION\\_OF\\_SUBORBITAL\\_LAUNCH\\_VEHICLES](https://www.researchgate.net/publication/373632738_PERSPECTIVES_FOR_THE_USE_OF_NEW_SOLUTIONS_IN_THE_CREATION_OF_SUBORBITAL_LAUNCH_VEHICLES) (особистий внесок: систематизація даних про використання СТРП у якості основи для платформи для суборбітального носія для створення режиму мікрогравітації, дослідження параметрів СТРП, формулювання висновків Пророка В.А.: формулювання концепції використання твердопаливних ракетних прискорювачів (СТРП) як базової платформи для суборбітального носія; організація дослідження; підготовка тексту доповіді та презентації. Дронь М.М.: аналіз існуючих суборбітальних систем та визначення технічних вимог до платформи для забезпечення режиму

мікрогравітації; участь у формуванні висновків.; Кулик О.В.: моделювання траєкторії польоту суборбітального носія з використанням СТРП; оцінка тривалості та якості мікрогравітації; Солнцев В.А. – розробка конструктивно-компонувальних схем інтеграції СТРП з корисним навантаженням; оцінка масових характеристик; Клименко С.В.: аналіз економічної доцільності та перспектив комерціалізації запропонованого рішення; огляд ринку суборбітальних запусків.

2. Proroka, V., Dron, M., Kulyk, O., Solntsev, V., Abaturov, A., Golubek, A., & Dobrodomov, O. (2023). Possibilities for expanding the application areas of suborbital 17 launch vehicles. 74nd International Astronautical Congress (IAC). Technical programme. IAC- 23,D2,IP,6,x77509. Baku. Azerbaijan. [https://www.researchgate.net/publication/375058776\\_Possibilities\\_for\\_Expanding\\_the\\_Application\\_Areas\\_of\\_Suborbital\\_Launch\\_Vehicles](https://www.researchgate.net/publication/375058776_Possibilities_for_Expanding_the_Application_Areas_of_Suborbital_Launch_Vehicles) (особистий внесок: виконання розрахунків для обґрунтування ефективності ідеї використання ТПР в межах цієї задачі по уводу небажаних космічних об'єктів з низьких навколосеземних орбіт, постановка задач для реалізації даної ідеї, формулювання висновків Пророка В.А.: постановка завдання щодо розширення сфер застосування суборбітальних носіїв; визначення цільових функцій для зведення небажаних космічних об'єктів; загальне керівництво та підготовка рукопису.; Дронь М.М.: аналіз динаміки польоту суборбітального носія під час виконання операції з уведення небажаних космічних об'єктів; розрахунок зон досяжності.; Кулик О.В.: балістичне моделювання процесу зближення з небажаних космічних об'єктів на низьких навколосеземних орбітах; оцінка паливних витрат. Солнцев В.А.: розробка варіантів корисного навантаження для захоплення/уведення об'єктів; оцінка конструктивних обмежень.; Абатуров А.О.: аналіз існуючих методів видалення космічного сміття; порівняльна оцінка ефективності запропонованого підходу з використанням твердопаливних прискорювачів.; Голубек О.В.: економічне обґрунтування та оцінка вартості місії з уведення небажаних космічних об'єктів за допомогою суборбітального носія; аналіз ризиків.

#### ***Патенти на корисні моделі України та заявки на винаходи***

1. Добродомов О.О., Дреус А.Ю., Дронь М.М., Кулик О.В., Пророка В.А., Солнцев В.А., Чернюк Д.М., Швець А.С., «Установка для запуску літальних апаратів» № патенту 159603 від 18.06.2025; № заявки u202404995.

2. Солнцев В.А., Добродомов О.О., Лук'яненко І.Г., Пророка В.А., Швець А.С., «Стартовий прискорювач»; № патенту 159507 від 04.06.2025; № заявки u202405885.

3. Добродомов О.О., Дреус А.Ю., Дронь М.М., Кулик О.В., Пророка В.А., Солнцев В.А., Чернюк Д.М., Швець А.С., «Установка для запуску літальних апаратів»; № заявки a202404995 від 21.10.2024.

4. Солнцев В.А., Добродомов О.О., Лук'яненко І.Г., Пророка В.А., Швець А.С., «Стартовий прискорювач»; № заявки a202405884 від 11.12.2024.

*участь у наукових конференціях, семінарах, симпозиумах, круглих столах:*

1. Добродомов, О. О., & Полішко, С. О. (2018). Вплив алюмінію та титану на властивості сталей що використовуються в ракетно-космічній техніці. У XX Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 240).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2018.pdf>  
(особистий внесок: постановка задачі, збір та аналіз інформації, підготовка тексту доповіді)

2. Добродомов, О. О., & Карпович, І. І. (2019). Вибір конструкційних матеріалів та режимів їх обробки при конструюванні ракет надлегкого класу. У XXI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 191–192).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2019.pdf>  
(особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

3. Пророка, В. А., Добродомов, О. О., Білоцерковський, І. В., & Солнцев, В. А. (2020). Особливості проєктування малих дослідницьких ракет. У XXII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 234).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2020.pdf>  
(особистий внесок: збір та аналіз інформації підготовка розділу про РДТП)

4. Добродомов, О. О., Білоцерковський, І. В., & Шевцов, В. Ю. (2021). Перспективи застосування штучного інтелекту в розробці ракетно-космічної техніки. У XXIII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 84).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2021.pdf>  
(особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

5. Добродомов, О. О., Кулик, О. В., & Санін, А. Ф. (2021). Дослідження процесів твердого ракетного палива. У XXIII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 133).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2021.pdf>  
(особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

6. Добродомов, О. О., & Солнцев, В. А. (2022). Аналіз результатів випробувань твердопаливних ракетних двигунів. У XXIV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 28).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2022.pdf>  
(особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

7. Добродомов, О. О., & Солнцев, В. А. (2022). Методика проведення скорочених випробувань твердого ракетного палива. У XXIV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 29).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2022.pdf>

(особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

8. Добродомов, О. О., & Кулик, О. В. (2023). Перспективи використання неохолоджуваних неметалевих камер згоряння рідиннопаливних ракетних двигунів. У XXV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос».

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2023.pdf> (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

9. Добродомов, О. О., Швець, А. С., & Кулик, О. В. (2024). Аналіз сучасних технологій виробництва ракетних прискорювачів для ракет надлегкого класу. У XXVI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 68–69).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2024.pdf> (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

10. Швець, А. С., Добродомов, О. О., & Хуторний, В. В. (2024). Уніфікація вкладного твердопаливного заряду для суборбітальних ракет та прискорювачів БПЛА. У XXVI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 103–104).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2024.pdf> (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

11. Добродомов, О. О., Добродомов, О. О., & Кулик, О. В. (2025). Використання не термореактивних зв'язуючих для виготовлення твердопаливних ракетних зарядів. У XXVII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 97–98).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2025.pdf> (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

12. Dobrodomov, O., Proroka, V., & Kulyk, O. (2024). UAV launch methods. Challenges and Issues of Modern Science, 2, 25–34. <https://cims.fti.dp.ua/j/article/view/153> (особистий внесок: постановка задачі, проведення дослідження, формування підрозділу роботи, пов'язаного з використанням РДТП для запуску БПЛА, формулювання висновків)

13. Shvets, A., Bilotserkovskiy, I., Kulyk, O., & Dobrodomov, O. (2024). Synthesis of design and technological solutions in the development of UAV launch system. Challenges and Issues of Modern Science, 2, 40–46. <https://cims.fti.dp.ua/j/article/view/158> (особистий внесок: постановка задачі, проведення дослідження, формування підрозділу роботи, пов'язаного з використанням РДТП для запуску БПЛА, формулювання висновків)

14. Dobrodomov, O., & Tkachov, Y. (2023). Utilization of elastomeric materials in the conditions of experimental production. Challenges and Issues of Modern Science, 1. <https://fti.dp.ua/conf/2023/06014-1246/> (особистий внесок: постановка задачі, проведення дослідження, формулювання висновків)

15.Добродомов, О. О., Добродомов, О. О., & Кулик, О. В. (2026). Спрощена методика експериментального дослідження властивостей твердих ракетних палив. У *XXVIII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос»* (с. 104–106). <https://doi.org/10.62717/3083-7057-2026-1-023> (особистий внесок: постановка задачі, проведення дослідження, формулювання висновків)

16.Добродомов, О. О., Добродомов, О. О., & Кулик, О. В. (2026). Випробування та відпрацювання рецептур твердих ракетних палив на основі альтернативних зв'язуючих. У *XXVIII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос»* (с. 414–417). <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2026.pdf> (особистий внесок: постановка задачі, проведення дослідження, формулювання висновків)

## ЗМІСТ

АНОТАЦІЯ.....	2
ABSTRACT .....	10
ЗМІСТ .....	22
ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ.....	25
ВСТУП .....	26
РОЗДІЛ 1 .....	36
Аналіз існуючих конструкторсько-технологічних рішень щодо створення ракетних прискорювачів для безпілотних літальних апаратів легкого класу	36
<b>1.1 Аналіз факторів, що визначають ефективність стартових систем безпілотних літальних апаратів .....</b>	<b>36</b>
<b>1.2 Класифікація методів запуску БПЛА .....</b>	<b>39</b>
1.2.1 Запуск без зовнішнього стартового пристрою .....	40
1.2.2 Запуск за допомогою механічних катапульт .....	41
1.2.3 Запуск за допомогою носія .....	42
1.2.4 Запуск за допомогою хімічних акумуляторів енергії .....	43
<b>1.3 Класифікація БПЛА за масою та конструктивно-компонувальні схеми розташування СТРП.....</b>	<b>46</b>
1.3.1 Класифікація БПЛА за масою .....	46
1.3.2 Конструктивно-компонувальні схеми розташування СТРП.....	47
1.3.2.1 Схема з розташуванням СТРП під фюзеляжем .....	50
1.3.2.2 Тандемна схема (послідовна) .....	51
1.3.2.3 Схема з двома СТРП по бортах.....	52
1.3.2.4 Порівняльний аналіз компонентувальних схем розташування СТРП	53
<b>1.4 Конструкція та форма паливних зарядів СТРП.....</b>	<b>54</b>
<b>1.5 Конструктивно-технологічні особливості виробництва твердопаливних зарядів СТРП .....</b>	<b>58</b>
1.5.1 Скріплені (залитні) заряди.....	58
1.5.2 Вкладні заряди.....	61
1.5.3 Перспективні та інноваційні технології .....	63
1.5.3.1 Адитивні технології (3D-друк).....	63
1.5.3.2 Автофажні двигуни.....	63

1.5.4 Вибір конструктивно-технологічних рішень для створення паливних зарядів СТРП БПЛА .....	64
<b>1.6 Аналіз існуючих КТР щодо матеріалів СТРП.....</b>	<b>64</b>
<b>1.7 Дослідження характеристик СТРП.....</b>	<b>66</b>
<b>Висновки до розділу 1.....</b>	<b>68</b>
<b>РОЗДІЛ 2 .....</b>	<b>70</b>
Системний підхід до розроблення та експериментального дослідження твердопаливних ракетних прискорювачів безпілотних літальних апаратів...	70
<b>2.1 Методичні підходи до визначення проєктних характеристик СТРП в залежності від ЛТХ БПЛА та конструктивно-компонувальної схеми системи БПЛА-СТРП .....</b>	<b>70</b>
2.1.1 Визначення характеристик для випадку розташування стартового прискорювача під фюзеляжем.....	70
2.1.2 Визначення характеристик для випадку розташування стартового прискорювача в тандемній схемі .....	73
<b>2.2 Вибір матеріалів для СТРП .....</b>	<b>77</b>
2.2.1 Корпус .....	77
2.2.2. Заглушки .....	82
2.2.3 Вибір матеріалу для критичного перерізу сопла СТРП.....	86
<b>2.3 Перспективні зв'язувальні речовини для заряду твердого ракетного палива.....</b>	<b>88</b>
2.3.1 Сучасні зв'язувальні речовини .....	88
2.3.2 Перспективні зв'язувальні речовини .....	89
2.3.3 Дослідження температурних обмежень при використанні нетерморективних зв'язувальних речовин.....	90
2.3.3.1 Термопластичні зв'язувальні речовини .....	92
2.3.3.2 Високоенергетичні кристалічні речовини.....	93
2.3.3.3 Легкоплавкі металеві сплави .....	93
<b>Висновки до розділу 2.....</b>	<b>93</b>
<b>Розділ 3.....</b>	<b>96</b>
<b>Розрахунково-експериментальна валідація методичних підходів до синтезу ефективних конструкторсько-технологічних рішень щодо створення СТРП БПЛА .....</b>	<b>96</b>
<b>3.1 Розрахунок товщини корпусу.....</b>	<b>96</b>
<b>3.2 Порівняння характеристик зв'язувальних речовин .....</b>	<b>98</b>

<b>3.3 Створення тяговимірювального комплексу для вогневих випробувань твердопаливних ракетних прискорювачів тягою до 50 кН</b>	104
3.3.1 Загальна характеристика розроблюваного комплексу.....	105
3.3.2 Механічна частина конструкції.....	105
3.3.3 Визначення вектору тяги.....	106
3.3.4 Дослідження електричної частини та системи керування.....	110
3.3.5 Оцінка похибок та метрологічне забезпечення.....	111
3.3.6 Калібрування тензодатчиків шляхом ступінчастого навантаження та розвантаження.....	112
<b>3.4 Розроблення алгоритму вибору способу запуску БПЛА.....</b>	117
<b>Висновок до розділу 3.....</b>	119
Розділ 4.....	121
Приклад синтезу конструктивно-технологічних рішень при створенні твердопаливних ракетних прискорювачів безпілотних літальних апаратів.	121
<b>4.1 Розроблення універсальної перехідної рами для інтеграції стартового прискорювача з БПЛА.....</b>	121
<b>4.2 Обґрунтування параметрів лінійки універсальних СТРП для БПЛА малого класу.....</b>	124
<b>4.3 Експериментальне дослідження характеристик СТРП при проведенні стендових випробувань.....</b>	129
<b>4.4 Впровадження розробок шляхом експериментального застосування СТРП для запуску БПЛА.....</b>	132
<b>Висновок до розділу 4.....</b>	137
<b>ВИСНОВКИ.....</b>	139
Список використаних джерел.....	<b>Ошибка! Закладка не определена.</b>
Додаток А.....	155
Додаток Б.....	161
Додаток В.....	163
Додаток Г.....	166

## **ПЕРЕЛІК УМОВНИХ ПОЗНАЧЕНЬ ТА СКОРОЧЕНЬ**

БПЛА – безпілотний літальний апарат

СТРП – твердопаливний ракетний прискорювач

РДТП – ракетний двигун твердого палива

ТЗП – теплозахисне покриття

ТТХ – тактико-технічні характеристики

БПАК – безпілотний авіаційний комплекс

ЗПС – злітно-посадкова смуга

ЦМ – центр мас

## ВСТУП

**Актуальність теми.** Стрімкий розвиток безпілотних літальних апаратів (БПЛА) легкого класу зумовлює зростання вимог до мобільності, автономності та оперативності їх застосування. Одним із ключових факторів забезпечення цих вимог є ефективні стартові системи, здатні забезпечувати запуск БПЛА в обмежених умовах, без використання підготовленої інфраструктури та з мінімальними експлуатаційними витратами.

Серед існуючих способів запуску малих БПЛА значний інтерес становлять стартові системи з використанням ракетних двигунів, рідиннопаливних ракетних двигунів, або стартових твердопаливних ракетних прискорювачів (СТРП), які забезпечують високу питому тягу, компактність, простоту конструкції та можливість автономного застосування. Водночас створення таких прискорювачів потребує вирішення комплексу взаємопов'язаних задач, що охоплюють вибір способу запуску, визначення параметрів прискорювача, його конструктивно-компонувальних рішень, матеріалів, паливних систем та експериментального забезпечення досліджень.

Незважаючи на наявність значної кількості досліджень у галузі твердопаливних ракетних двигунів, питання системного синтезу конструкторсько-технологічних рішень стартових твердопаливних прискорювачів саме для малих БПЛА залишаються недостатньо дослідженими. Особливої актуальності набувають задачі підвищення універсальності застосування прискорювачів, їх технологічності, масової ефективності та створення експериментальної бази для дослідження їх характеристик.

У зв'язку з цим актуальною є науково-прикладна задача синтезу ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних стартових прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів.

### **Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами.**

Дисертаційну роботу виконано на кафедрі ракетно-космічних та інноваційних технологій Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара відповідно до напряму держбюджетної науково-дослідної роботи Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара: «Розробка універсальних твердопаливних ракетних прискорювачів БПЛА та зенітних ракет для перехоплення ударних БПЛА великого радіусу дії на їх основі» (Державний реєстраційний номер: 0126U001728, 2026-2028), а також держбюджетної науково-дослідної роботи Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара: «Створення і удосконалення матеріалів та технологій інноваційних та оборонної галузей промисловості» (номер держреєстрації 0122U001286, ФТФ-3-22, 2022-2024). Особистий внесок здобувача: робота за напрямком «Конструктивно-технологічні особливості виготовлення твердопаливного ракетного прискорювача».

**Мета і завдання дослідження.** Метою роботи є синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних стартових ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів.

Для досягнення поставленої мети необхідно вирішити такі завдання:

1. Провести аналіз існуючих способів запуску та класифікації БПЛА за масою і розробити алгоритм вибору способу запуску та обґрунтувати перспективність використання СТРП для запуску БПЛА зі злітною масою від 15 до 150 кг;
2. Проаналізувати існуючі типи та форми твердопаливних зарядів СТРП, конструктивно-технологічні особливості їх виготовлення та визначити найбільш ефективну форму заряду та перспективні матеріали зв'язувального твердого палива;
3. Визначити особливості проведення стендових вогневих випробувань для визначення характеристик СТРП та тяговимірвальний комплекс для вогневих випробувань стартових твердопаливних ракетних прискорювачів тягою до 50 кН;

4. На основі аналізу можливих конструктивно-компонувальними схемами взаємного розташування СТРП та БПЛА розробити методику для визначення проєктних характеристик СТРП в залежності від ЛТХ БПЛА та конструктивно-компонувальної схеми БПЛА-СТРП;
5. На основі аналізу матеріалів, що використовуються в конструкції СТРП, особливостей використання БпАК, вибрати матеріали та конструкторсько-технологічні рішення, спрямовані на забезпечення високого рівня технологічності конструкції СТРП;
6. Розробити лінійку універсальних СТРП з параметрами, що задовольняють потреби в запуску всього підкласу малих БПЛА;
7. Провести випробування СТРП на розробленому стенді та верифікувати розрахункові дані;
8. Розробити універсальну перехідну раму, як варіант для інтеграції стартового прискорювача з БПЛА.
9. Провести кидкові випробування для верифікації розробленої методики розрахунку проєктних характеристик СТРП в залежності від ЛТХ БПЛА та конструктивно-компонувальної схеми БПЛА-СТРП.

**Об'єкт дослідження** – процеси формування та функціонування стартових систем малих безпілотних літальних апаратів із використанням твердопаливних ракетних прискорювачів.

**Предмет дослідження** – науково-методичні підходи, що визначають ефективність конструкторсько-технологічних рішень твердопаливних стартових ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів.

**Методи дослідження.** Для вирішення поставлених у дисертаційній роботі задач використано комплекс взаємодоповнюючих теоретичних, розрахункових, проєктно-конструкторських та експериментальних методів дослідження, що забезпечують системне опрацювання проблеми створення

твердопаливних стартових ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів.

Аналіз сучасного стану розвитку безпілотних літальних апаратів і стартових систем їх запуску виконано із застосуванням методів системного аналізу, порівняльного аналізу та узагальнення літературних і технічних джерел, що дозволило визначити тенденції розвитку стартових систем БПЛА, встановити обмеження існуючих технічних рішень та сформулювати вимоги до твердопаливних стартових прискорювачів малих БПЛА.

Розроблення системного підходу до синтезу конструкторсько-технологічних рішень твердопаливних прискорювачів здійснювалося із використанням методів системного проектування складних технічних систем, декомпозиції задач та функціонально-параметричного аналізу, що забезпечило узгоджене врахування характеристик БПЛА, умов старту, параметрів прискорювача та технологічних обмежень.

Розроблення методики визначення проєктних параметрів твердопаливних прискорювачів здійснювалося із використанням інженерних методів розрахунку твердопаливних ракетних двигунів, що включають розрахунок внутрішньобалістичних параметрів, оцінювання масових характеристик, визначення параметрів паливного заряду та аналіз режимів роботи двигуна. Чисельні розрахунки, параметричні дослідження та математичне опрацювання моделей виконувалися із застосуванням середовища РТС Mathcad 2015 (університетська ліцензія), що забезпечило можливість реалізації інженерних обчислювальних алгоритмів і проведення варіантних досліджень.

Оцінювання енергетичних характеристик твердих ракетних палив, визначення продуктів згоряння та параметрів робочого процесу двигунів виконано із застосуванням програмного комплексу ProPER 3 Version 1.0.3.0 (програма з відкритим доступом), який реалізує методи термохімічного розрахунку ракетних палив та дозволяє визначати питомий імпульс, температуру згоряння, характеристичну швидкість і склад продуктів згоряння.

Обґрунтування вибору матеріалів конструктивних елементів прискорювачів виконано із використанням методів матеріалознавчого аналізу, розрахунків міцності тонкостінних оболонок, термічного аналізу у Pysis Software (у ліцензія університету) та багатокритеріального інженерного оцінювання.

Проектно-конструкторське опрацювання елементів твердопаливних прискорювачів і стартових систем БПЛА виконувалося із застосуванням систем автоматизованого проектування. Тривимірне моделювання, компонування та розроблення конструкцій здійснювалися у середовищі SolidWorks 2021 (ліцензія університету), а розроблення робочої конструкторської документації та двовимірних креслень — у середовищі Autodesk AutoCAD 2024 (пробна версія).

Експериментальні дослідження характеристик твердопаливних стартових прискорювачів виконано із використанням спеціально створеного тяговимірювального комплексу. Оброблення експериментальних даних здійснювалося із застосуванням методів вимірювальної техніки, цифрової обробки сигналів, статистичного аналізу результатів вимірювань та засобів табличного й графічного опрацювання даних середовища Microsoft Office (ліцензія університету).

Узагальнення результатів дослідження та формування рекомендацій щодо створення твердопаливних стартових прискорювачів малих БПЛА виконано із застосуванням методів систематизації, інженерного аналізу та синтезу технічних рішень.

Застосування зазначеного комплексу методів та програмних засобів забезпечило досягнення поставленої мети роботи, обґрунтованість отриманих результатів та можливість їх практичного використання.

**Наукова новизна** отриманих результатів полягає у наступному:

Вперше розв'язано задачу узгодження проектних характеристик твердопаливних стартових ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів, що базується на комплексному врахуванні параметрів

БПЛА — маси, граничного перевантаження та необхідної кінцевої швидкості — вимог до старту і характеристик прискорювача та забезпечує обґрунтоване формування його проєктного вигляду на ранніх стадіях проєктування в межах єдиної методики, достовірність якої підтверджено експериментальною верифікацією.

Дістали подальшого розвитку підходи до вибору матеріалів конструктивних елементів твердопаливних стартових прискорювачів малих БПЛА шляхом комплексного врахування міцнісних, масових, технологічних та вартісних критеріїв, що дозволило сформуванати раціональні матеріалознавчі рішення для прискорювачів легкого класу, а також вперше обґрунтовано можливість використання частини товщини корпусу в якості внутрішнього теплозахисного покриття, що дозволило відмовитись від використання додаткових спеціальних матеріалів внутрішньої теплоізоляції.

Здобули подальшого розвитку наукові принципи створення тяговимірвальних комплексів для випробування та експериментального відпрацювання стартових ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів, що враховують особливості їх короткочасного режиму роботи, імпульсного характеру тяги та специфіку масо-габаритних параметрів, і забезпечують підвищення точності визначення тягово-часових характеристик.

Вперше для задач стартових прискорювачів малих БПЛА обґрунтовано доцільність застосування термопластичних зв'язувальних систем твердих ракетних палив як технологічної альтернативи традиційним термореактивним системам, що забезпечує підвищення технологічної гнучкості виготовлення та можливість переробки паливних зарядів.

**Практичне значення** отриманих у дисертаційній роботі результатів полягає у створенні науково-методичної та конструктивно-технологічної основи розроблення твердопаливних стартових ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів, що може бути використана під час проєктування перспективних стартових систем БПЛА.

Вперше запропоновано алгоритм вибору способу запуску малих БПЛА з урахуванням масо-інерційних характеристик апарата, експлуатаційних обмежень та допустимих перевантажень, який дозволяє визначати доцільність застосування твердопаливного прискорювача та формувати вихідні вимоги до його параметрів, забезпечуючи більш ефективне узгодження параметрів стартової системи з характеристиками літального апарата порівняно з традиційними підходами.

Запропонований алгоритм вибору способу запуску малих БПЛА забезпечує можливість прийняття обґрунтованих рішень щодо застосування твердопаливних стартових прискорювачів залежно від умов експлуатації, характеристик літального апарата та вимог до старту, що сприяє підвищенню ефективності використання безпілотних систем, зменшенню енергетичних витрат та підвищенню надійності старту.

Удосконалена методика визначення проєктних параметрів твердопаливних стартових прискорювачів може бути використана при інженерних розрахунках стартових систем БПЛА для визначення необхідних тягово-часових характеристик двигунів і параметрів паливних зарядів, забезпечуючи більш точне та ефективне проєктування стартових прискорювачів із урахуванням експлуатаційних вимог.

Отримані результати щодо вибору матеріалів конструктивних елементів прискорювачів та обґрунтування застосування термопластичних зв'язувальних систем твердих ракетних палив можуть бути використані під час розроблення та технологічної підготовки виробництва твердопаливних двигунів, сприяючи підвищенню технологічності їх виготовлення, зменшенню виробничих витрат та підвищенню ефективності виробничих процесів порівняно з традиційними технологічними рішеннями.

Створений тяговимірвальний комплекс і розроблена методика його застосування забезпечують можливість проведення експериментальних досліджень стартових твердопаливних ракетних прискорювачів малих БПЛА та можуть бути використані в наукових установах, навчальних лабораторіях і

конструкторських організаціях для отримання достовірних тягово-часових характеристик двигунів, підвищуючи ефективність і точність експериментального відпрацювання стартових систем.

Результати дисертаційної роботи можуть бути використані у науково-дослідних, проектно-конструкторських і виробничих організаціях авіаційної та ракетно-космічної галузі, а також у навчальному процесі закладів вищої освіти при підготовці фахівців за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

**Особистий внесок здобувача.** Усі результати, наведені у дисертаційній роботі, отримані автором особисто. Автором виконано аналіз літературних джерел, розроблено методичні підходи та алгоритми проектування, проведено розрахункові й експериментальні дослідження, створено конструктивні рішення стартових систем та узагальнено отримані результати.

**Апробація результатів дисертації.** Основні положення та результати дисертаційної роботи доповідалися, обговорювалися та отримали позитивну оцінку на міжнародних і всеукраїнських науково-технічних конференціях, присвячених проблемам ракетно-космічної техніки, безпілотних літальних апаратів і твердопаливних ракетних двигунів.

Зокрема, результати дослідження апробовано на Міжнародних астронавтичних конгресах (International Astronautical Congress, 2022 р., м. Париж, Франція; 2023 р., м. Баку, Азербайджан), де представлено результати досліджень перспектив застосування нових технічних рішень у створенні суборбітальних ракет-носіїв та розширення сфер їх використання.

Окремі результати роботи доповідалися на міжнародних наукових конференціях Challenges and Issues of Modern Science (2023–2024 pp.), де розглядалися питання методів запуску безпілотних літальних апаратів, синтезу конструкторсько-технологічних рішень стартових систем та застосування еластомерних матеріалів в умовах експериментального виробництва.

Результати досліджень також доповідалися на XX–XXIII Міжнародних молодіжних науково-практичних конференціях «Людина і космос» (2018–2025 рр.), де обговорювалися питання вибору конструкційних матеріалів, проєктування малих ракет, дослідження твердих ракетних палив та перспектив розвитку ракетно-космічної техніки.

Матеріали дисертації обговорювалися на наукових семінарах кафедри, що сприяло уточненню окремих положень і формуванню остаточних наукових результатів роботи.

**Публікації.** Основні наукові результати дисертаційної роботи опубліковано у 9 основних наукових працях, серед яких 5 статей у наукових фахових виданнях України (категорія Б), у тому числі 1 одноосібна стаття, а також 15 публікацій у матеріалах міжнародних наукових конференцій, з яких 2 індексуються у наукометричній базі Scopus.

Публікації відображають результати досліджень, пов'язані з розробленням стендової бази експериментальних досліджень твердопаливних двигунів, верифікацією методичних підходів до оцінки характеристик твердих сумішевих ракетних палив, дослідженням впливу геометрії паливних зарядів і технологій їх виготовлення на характеристики прискорювачів, аналізом матеріалів конструктивних елементів ракетної техніки та синтезом конструкторсько-технологічних рішень стартових систем безпілотних літальних апаратів.

Опубліковані роботи повною мірою відображають основні наукові положення, висновки та практичні результати дисертаційної роботи.

**Структура та обсяг роботи.** Дисертаційна робота складається зі вступу, трьох розділів, загальних висновків, списку використаних джерел і додатку. Загальний обсяг роботи становить 171 сторінок, у тому числі 50 рисунків, 16 таблиць, список використаних джерел із 102 найменувань, 4 додатки.



## РОЗДІЛ 1

### **Аналіз існуючих конструкторсько-технологічних рішень щодо створення ракетних прискорювачів для безпілотних літальних апаратів легкого класу**

#### **1.1 Аналіз факторів, що визначають ефективність стартових систем безпілотних літальних апаратів**

Сучасний етап розвитку технологій характеризується інтенсивним впровадженням безпілотних літальних апаратів (БПЛА) практично в усі сфери людської діяльності. Від суто військових застосувань, де БПЛА стали одним з ключових елементів розвідки, ударних операцій та радіоелектронної боротьби (Copyright 2026 High Power Media Ltd All rights reserve, 2026), до цивільних галузей – моніторингу довкілля, прецизійного сільського господарства, картографування, охорони правопорядку, логістики та інспекції інфраструктури (Курепін, 2020). Ця універсальність обумовлена низкою переваг БПЛА порівняно з пілотованими апаратами: зниження експлуатаційних витрат, усунення ризику для пілота, збільшення тривалості перебування в повітрі та можливість виконання задач у умовах, небезпечних для людини (Медведєв, 2020).

Однак, широке розповсюдження БПЛА нерозривно пов'язане з вирішенням низки ключових конструкторсько-технологічних та експлуатаційних викликів. Одним з найбільш актуальних є проблема ефективного та універсального запуску. Більшість крилатих БПЛА, особливо легкого та середнього класу, для зльоту потребують або спеціально підготовленої злітно-посадкової смуги (ЗПС) (Minghao Li, 2023), що різко обмежує їх мобільність та застосування в польових умовах, або використання допоміжних стартових пристроїв – катапульт з різними принципами акумуляції енергії (механічні, гумові, пневматичні тощо (Zoran Novaković, 2016)), які іноді є громіздкими, потребують часу на розгортання та мають обмеження за масою і конструктивно-компонувальними схемами БПЛА, що запускається (Логачов, 2023), Здебільшого, збільшення маси БПЛА

призводить до суттєвого збільшення розмірів згаданих стартових пристроїв, створюючи додаткові складно-технічні задачі їх створення, розгортання і експлуатації (Книш, 2018).

Суть цього технічного протиріччя полягає в тому, що площа крила, необхідна для безпечного зльоту та посадки на низьких швидкостях, значно перевищує необхідну площу для ефективного польоту з крейсерською швидкістю (Олексенко, 2023). У пілотованій авіації та у важких БПЛА це протиріччя вирішують за рахунок складної механізації крила (закрилки, передкрилки, тощо), що дозволяє збільшувати його площу на низьких швидкостях та питома навантаження на крило, але суттєво ускладнює конструкцію, збільшує вартість та масу планера. Для переважної більшості серійних, відносно простих та дешевих БПЛА, особливо розрахованих на одноразове або обмежене застосування (наприклад, ударні БПЛА-«камікадзе»), такий підхід є недоцільним (Олексенко, 2023). Використання стартових пристроїв типу катапульти дозволяє швидко (зазвичай десяті долі секунди) досягти необхідної швидкості стійкого польоту (швидкості що перевищує швидкість звалювання) без необхідності використання засобів збільшення підйомної сили на малих швидкостях. Значним недоліком цього процесу є величезні прискорення БПЛА при старті, відповідно і великі значення перевантажень, що необхідно враховувати при проектуванні, конструюванні та виготовленні конструкції. В багатьох випадках коли відсутня можливість розгортання стартових пристроїв (катапульти), конструкції, або бортове радіо-електронне обладнання не витримують стартових перевантажень, потрібно шукати альтернативні способи запуску БПЛА.

Такою альтернативою є використання хімічних джерел енергії для стартового розгону. Серед них найбільш перспективними, особливо для умов, що вимагають високої мобільності, автономності та мінімального часу підготовки, є твердопаливні ракетні прискорювачі (СТРП), що входять до систем ракетного старту (Rocket-Assisted Take-Off, RATO) (Логачов, 2023)

(Медведєв, 2020). Їхня перевага полягає у надзвичайно високій питомій потужності, що дозволяє, з одного боку, досягти необхідної швидкості з малим перевантаженням за короткий час, а з іншого – утримувати БПЛА на розгінній траєкторії в процесі розгону. Крім того, СТРП відрізняються простотою та надійністю конструкції (відсутність рухомих частин); компактності; можливості запуску практично з будь-якої поверхні та за будь-яких погодних умов без необхідності у складній зовнішній інфраструктурі.

Проте, створення ефективного СТРП для БПЛА є комплексною науково-технічною задачею, яка потребує визначення і узгодження ряду взаємопов'язаних конструктивно-технологічних і функціональних параметрів:

- Конструктивно-компонувальна схема СТРП+БПЛА: Вибір розташування прискорювача (під фюзеляжем, у тандемній конфігурації, на фермі) визначає не тільки тягово-часові характеристики, але й впливає на стійкість і керованість апарата на старті (Олексенко, 2023).

- Енергетичні характеристики твердого палива: Забезпечення необхідного питомого імпульсу при дотриманні вимог до безпеки, екологічності та вартості (Пилипенко, 2023).

- Форма та конструкція паливного заряду: Визначає закон зміни тяги з часом, що є критично важливим для розгону БПЛА до швидкості вище швидкості звалювання без перевищення допустимих перевантажень (Накка, 2001).

- Матеріали елементів конструкції СТРП: Забезпечення мінімальної маси при збереженні працездатності (Dobrodomov O. T., 2023)

- Особливості виготовлення СТРП: Пошук рішень, що дозволяють знизити собівартість та підвищити гнучкість виробництва, зокрема, за рахунок використання адитивних технологій та нових компонентів палива.

Таким чином, актуальність даного дослідження зумовлена наступними факторами:

1. Зростаючою потребою у мобільних, автономних системах запуску БПЛА для їх ефективного застосування в цивільній та військовій сферах.

2. Відсутністю універсальних методичних підходів до синтезу ефективних конструкторсько-технологічних рішень при створенні СТРП, що враховували б увесь комплекс взаємозв'язків між льотно-технічними характеристиками БПЛА, компоувальною схемою, параметрами двигуна та використовуваними матеріалами і технологіями.

3. Необхідністю подальшого розвитку конструкцій та вдосконалення технологій виробництва СТРП, спрямованих на підвищення їх енергетичних характеристик, зниження їх маси, вартості, гарантованому забезпеченні працездатності.

Метою першого розділу дисертації є аналіз сучасних способів запуску БПЛА, конструктивно-компоувальних схем системи БПЛА-СТРП, а також класифікації БПЛА за повною спорядженою масою, що у сумі дає комплексне розуміння викликів пов'язаних зі створенням ефективних, надійних та економічно доцільних стартових систем для БПЛА різного призначення.

Наступні підрозділи будуть присвячені детальному огляду існуючих методів запуску, класифікації БПЛА та компоувальних схем, аналізу конструкцій паливних зарядів, технологій виробництва та матеріалів, що використовуються у виготовленні СТРП.

## **1.2 Класифікація методів запуску БПЛА**

Вибір раціонального методу запуску безпілотного літального апарата є критично важливим етапом, що безпосередньо впливає на ефективність, вартість та сферу застосування всього комплексу в цілому. Основним завданням будь-якої стартової системи є передача БПЛА кінетичної енергії, необхідної для досягнення та перевищення швидкості звалювання – мінімальної швидкості, за якої підйомна сила крила перевищує силу тяжіння, і апарат здатний до стабільного керованого польоту (Медведев, 2020), (Szóstak, 2022). Сучасні методи запуску відрізняються великим різноманіттям, і для систематизації їх доцільно класифікувати за основним видом енергії, що використовується для розгону (А. М. Гуменний, 2024).

Вибір раціонального методу запуску безпілотного літального апарата є критично важливим етапом, що безпосередньо впливає на ефективність, вартість та сферу застосування всього комплексу. Основне завдання будь-якої стартової системи — передати БПЛА кінетичну енергію, необхідну для подолання швидкості звалювання, коли підйомна сила крила перевищує силу тяжіння. Сучасні методи запуску відрізняються великою різноманітністю, і для систематизації їх доцільно класифікувати за основним видом енергії, що використовується для розгону.

### 1.2.1 Запуск без зовнішнього стартового пристрою

Ця група методів характеризується максимальною простотою, оскільки не вимагає додаткового обладнання для розгону. До неї належать ручний запуск за допомогою мускульної сили оператора, коли оператор фізично кидає БПЛА в повітря; зліт із злітно-посадкової смуги (ЗПС), коли апарат здійснює розбіг за рахунок тяги власного двигуна; та вертикальний зліт (VTOL), при якому БПЛА злітає по-вертолітному за рахунок спеціальної двигунно-гвинтової системи. Ручний запуск відрізняється найвищою мобільністю та миттєвою готовністю, але різко обмежений за масою, крім того до недоліків відноситься людський фактор. Зліт з ЗПС дозволяє запускати важкі апарати, але потребує обладнаного майданчика значної довжини. VTOL забезпечує незалежність від ЗПС та високу мобільність, проте має складнішу та дорожчу, часто перетяжену конструкцію.



а



б



в

Рис 1.1 запуск без зовнішнього стартового пристрою: а) – RQ-20 ручний запуск (Джерело: (Калкиш, 2022)), б) – Bayraktar TB2 зліт з ЗПС (Джерело: (Брюховецька, 2024)), Bell Eagle Eye призначений для вертикального зльоту-посадки (Джерело: (Kazior, 2013

Отже, сфера застосування методів без зовнішнього пристрою охоплює весь спектр операцій — від тактичної розвідки в піхотних підрозділах (мікро-БПЛА ручного запуску) до багатоцільових місій середньої та великої дальності (БПЛА, що злітають з ЗПС), а також моніторингу в умовах міської забудови або складної місцевості, де незамінними є апарати з вертикальним зльотом.

#### 1.2.2 Запуск за допомогою механічних катапульт

Цей метод передбачає використання зовнішнього пристрою для розгону БПЛА по напрямних рейках.

Розрізняють кілька типів катапульт: пневматичні (використовують енергію стисненого газу рідше енергію газогенератора), механічні (використовують енергію стисненої пружини або розтягнутих гумових джгутів) та електромагнітні (ЕМСАТ), що використовують енергію електромагнітного поля. Пневматичні катапульти відрізняються відносною простотою та надійністю, але потребують джерела стисненого газу. Механічні катапульти мають максимальну автономність, проте мають обмежений ресурс і складність у регулюванні. Електромагнітні системи забезпечують плавне та точне регулювання, але мають надзвичайно високе енергоспоживання та вартість.

Крім того катапультні системи зазвичай мають обмеження по довжині розгону, через що прискорення і як наслідок перевантаження що діють на конструкцію БПЛА великі (до 30g).



а



б



в

Рис 1.2 Запуск за допомогою механічних катапульти: а) – Орлан-10 запусканий за допомогою катапульти з гумовими джгутами (Джерело: (Калкиш, 2022)), б) – Пневматична катапульта для БПЛА масою від 100кг (Джерело: (Khrulev, 2023)), в) – F-18 Hornet під час під

Катапульти системи знаходять своє основним застосування там, де неможливий або недоцільний зліт з ЗПС. Пневматичні катапульти є найпоширенішими для запуску БПЛА класу I та II. Механічні катапульти використовуються переважно для легких апаратів та в дослідницьких системах. Електромагнітні катапульти, через свою складність та вартість, застосовуються переважно у стаціонарних або корабельних системах для запуску важких БПЛА.

### 1.2.3 Запуск за допомогою носія

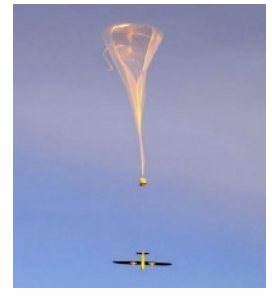
Цей метод передбачає доставку БПЛА в повітря іншим літальним апаратом (літаком, гелікоптером, аеростатом, або іншим БПЛА) з подальшим відокремленням. Основними перевагами є максимальний радіус дії та можливість запуску на великій висоті та швидкості, що значно розширює потенційну зону ураження або моніторингу. Головним недоліком є найвища складність та вартість таких операцій, а також жорсткі обмеження за масою та габаритами підвісного апарата (Butt, 2014).



а



б



в

Рис 1.3 Запуск за допомогою носія: а) – Blackhawk запускає ALTIUS 600 (Джерело: (Mizokami, 2020)), б) – XQ-58A Valkyrie запускає ALTIUS-600 (Джерело: (Insinna, 2021)), в) – концепт запуску дрона з аеростату (Джерело: (Drummond, 2012))

Запуск з носія — це спеціалізована методика, що застосовується для виконання особливих завдань. Вона ідеально підходить для розвідувальних або ударних систем, яким необхідно діяти на значній відстані від точки запуску, а також для операцій, де неможливо використати інші способи старту, наприклад, з борту гелікоптера в умовах відсутності злітних смуг або з аеростата для тривалого баражування.

#### 1.2.4 Запуск за допомогою хімічних акумуляторів енергії

Цей метод передбачає використання енергії хімічної реакції у твердому ракетному паливі для створення тяги за допомогою рідиннопаливних, твердопаливних ракетних прискорювачів (СТРП), або інших газогенераторів. Його ключові переваги — найвища питома потужність, компактність, миттєва готовність та можливість запуску з обмежених і нерівних майданчиків без зовнішніх джерел енергії, а також можливість кластерного (масового) запуску. Основними недоліками є одноразовість, демаскуючі фактори такі як різкий звук роботи двигуна, яскраве полум'я, а також димовий слід (Рисунок 1.4). Проте слід зазначити що ці фактори часто є неважливими оскільки вони мають малу тривалість (декілька секунд роботи двигуна і декілька хвилин до повного розсіяння димового сліду)

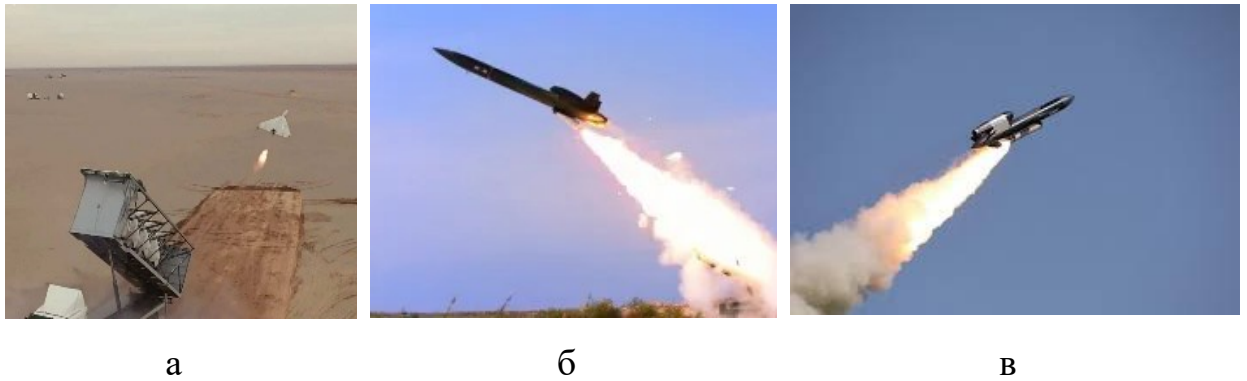


Рис 1.4 запуск БПЛА з СТРП: а) – Shahed-136 *Джерело:* (Wibowo, 2022), б) – LJ-1 (*Джерело:* (LJ-1 High Speed Target Drone, 2026)), в) – FP-5 «Фламінго» *Джерело:* (Сафронов, 2026)

Отже, твердопаливні ракетні прискорювачі мають дуже широку сферу застосування завдяки своїй автономності та потужності. Вони ефективно використовуються для запуску БПЛА різного класу — від легких, таких як Shahed-136 (Стартова маса ~200кг, але за призначенням можна віднести до класу I), які можуть стартувати з майданчиків, що не обладнані інфраструктурою, до важких оперативно-тактичних БПЛА, на кшталт Turplev Tu-141. Цей метод є незамінним, коли потрібна висока мобільність, автономність та запуск у польових умовах (Shubov M. V., 2020).

Крім того слід зазначити що в деяких випадках використовуються комбіновані методи запуску, наприклад використання СТРП для зниження необхідної довжини розбігу по ЗПС, або комбінована катапульта яка на першому ступені використовує пневматичний штовхач, а на другому СТРП та інші (Shubov M. , 2023).

Порівняльний аналіз методів запуску (Таблиця 1.1) дозволяє чітко визначити нішу, яку займають твердопаливні прискорювачі. Вони є раціональним рішенням для завдань, що вимагають високої мобільності, автономності, мінімального часу підготовки та можливості запуску з обмежених, непідготовлених майданчиків. Для БПЛА класу I масою понад 20-25 кг, а також для багатьох апаратів класу II, саме СТРП часто є єдиним рішенням, що поєднує в собі потужність стаціонарної катапульти з мобільністю ручного запуску.

Таблиця 1.1 – Порівняльна характеристика основних методів запуску БПЛА

Метод запуску	Максимальна маса БПЛА, кг	Мобільність	Час підготовки	Складність/Вартість	Незалежність від ЗПС
Ручний	До 5	Найвища	Миттєво	Найнижча	Так
ЗПС	Понад 10000	Найнижча	Хвилини/години	Середня/Висока	Ні
VTOL	До 500	Висока	Хвилини	Висока	Так
Пневмокатапульт	До 300	Середня	Хвилини	Середня	Так
Електрокатапульт	До 1000	Низька	Хвилини	Висока	Так
Носій (літак)	До 500	Низька	Години	Найвища	Так
СТРП	До 600*	Висока	Секунди/хвилини	Середня	Так

\* відомі БПЛА зі значно вищою спорядженою масою що запускаються за допомогою СТРП, проте більшість БПЛА з ракетним запуском мають масу до 600кг (таблиця 1.2)

Узагальнюючи проведений аналіз методів запуску безпілотних літальних апаратів, можна відзначити, що кожен із розглянутих підходів має свої переваги та обмеження, які визначають сферу його раціонального застосування. Запуск без використання зовнішніх пристроїв характеризується високою простотою, однак суттєво обмежений за масою апаратів або потребує наявності підготовленої інфраструктури. Катапультні системи забезпечують необхідну початкову швидкість, проте супроводжуються значними перевантаженнями та конструктивними обмеженнями, а також потребують додаткового обладнання. Запуск із носія, незважаючи на широкі

функціональні можливості, відзначається високою складністю та вартістю реалізації.

На цьому фоні застосування твердопаливних ракетних прискорювачів як засобу стартового розгону дозволяє поєднати високу енергетичну ефективність, автономність, компактність та відносну конструктивну простоту. Це забезпечує можливість реалізації запуску БПЛА в обмежених умовах без використання складної інфраструктури та з контрольованими рівнями перевантажень. Таким чином, використання стартових твердопаливних ракетних прискорювачів є одним із найбільш перспективних напрямів створення ефективних і універсальних стартових систем для безпілотних літальних апаратів, що обумовлює доцільність їх подальшого дослідження та розвитку.

### **1.3 Класифікація БПЛА за масою та конструктивно-компонувальні схеми розташування СТРП**

#### **1.3.1 Класифікація БПЛА за масою**

Для систематизації вимог до стартових систем, зокрема твердопаливних прискорювачів, найбільш розповсюдженою є класифікація за повною злітною масою. Найбільш розповсюдженою та визнаною є класифікація НАТО, яка чітко пов'язує масові габарити з тактико-технічними характеристиками та, як наслідок, з раціональним способом запуску (NATO STANDARDIZATION OFFICE, 2025).

1. Клас I (Маса до 150 кг): Цей клас призначений для тактичних операцій на рівні підрозділів. Він поділяється на три категорії:

– Мікро (до 2 кг): Найменші апарати, часто складні конструкції. Запуск переважно ручний. Призначені для близької розвідки в міських умовах та на полі бою (наприклад, Black Hornet).

– Міні (2-15 кг): Портативні БПЛА, що можуть переноситися одним бійцем. Запуск – ручний або за допомогою мініатюрних пневматичних, або гумо-механічних катапулт. Типовий представник – RQ-11 Raven.

-Малі (15-150 кг): тактичні та оперативно-тактичні БПЛА. Найбільш численна та різноманітна категорія, що є основним об'єктом дослідження в даній роботі. Саме для цих апаратів застосування СТРП є найбільш доцільним і поширеним (Pawel Nowakowski, 2017), оскільки воно поєднує потужність, достатню для розгону значної маси, з мобільністю, що не поступається легшим катапультам. До цієї категорії належать такі відомі БПЛА, як Shahed-136 (~200 кг, формально належить до класу II, але за призначенням скоріше відносяться до класу I), PD-2, а також безпілотні мішені. Саме цьому класу і присвячена ця робота. Способи запуску для цієї категорії найрізноманітніші: від потужних катапульти (пневматичних, механічних) до стартових твердопаливних ракетних прискорювачів (СТРП), які забезпечують запуск у найскладніших умовах за відсутності інфраструктури.

2. Клас II (Маса 150-600 кг): БПЛА тактичного та оперативно-тактичного рівня. Вони мають значнішу дальність, тривалість польоту та можуть нести більше корисного навантаження. Запуск зазвичай здійснюється за допомогою ЗПС, рідше за допомогою потужних катапульти, або СТРП (часто використовуються як засіб зменшення довжини розбігу по ЗПС). Яскраві приклади: Bayraktar TB2, Heron.

3. Клас III (Маса понад 600 кг): Важкі оперативно-стратегічні БПЛА. Ці апарати, такі як MQ-9 Reaper або RQ-4 Global Hawk, зазвичай використовують злітно-посадкові смуги та стаціонарно встановлені на авіаносцях електромагнітні та паро-газові катапульти через свою масу та розміри. Однак, історично СТРП застосовувалися і для таких апаратів (наприклад, радянський Ту-123 "Ястреб"), а також можуть використовуватися як допоміжні стартові прискорювачі для скорочення дистанції розбігу по ЗПС.

### 1.3.2 Конструктивно-компонувальні схеми розташування СТРП

Вибір схеми розташування СТРП відносно БПЛА є критично важливим конструкторсько-технологічним рішенням, що безпосередньо впливає на тягово-часові характеристики, стійкість і керованість системи, на початковій ділянці польоту зв'язки БПЛА-СТРП (слід зазначити що зв'язка може

включати в себе не тільки систему БПЛА+СТРП, а також необхідне для старту на початковій ділянці траєкторії додаткове обладнання таке як контакти підйому, контакти системи живлення, перехідні рами кріплення СТРП, тощо). При проєктуванні комплексу закладаються рішення що забезпечують проходження вектору тяги СТРП через центр маси системи БПЛА-СТРП в іншому випадку виникають паразитні моменти сил (кабруючі, пікіруючі, рискаючі, моменти по крену та їх комбінації).

Таблиця 1.2 – Деякі характеристики відомих БПЛА, що використовують СТРП для запуску

Назва	Маса, кг	Крейсерська швидкість, км/год	Сумарний імпульс СТРП**, кН·с	Компанувальна схема системи БПЛА-СТРП
Sky Saker FX500 (Sky Saker FX500, 2026)	225*	800	50	Під фюзеляжем з СТРП, розвернутим відносно осі
B-200 (B-200, 2026)	95	180	4.75	Під фюзеляжем з СТРП, розвернутим відносно осі
LJ-1 (LJ-1, 2026)	300*	800	67	Під фюзеляжем з СТРП, розвернутим відносно осі
TH-B200 (TH-B200, 2026)	150	200	8.3	Під фюзеляжем з СТРП, розвернутим відносно осі
Model 324 Scarab (Scaled Composites , 2026)	1087	850	256.7	Під фюзеляжем з СТРП, розвернутим відносно осі

BEECH MQM-107 STREAKER / CEI SKEETER (Goebel, 2003)	664	850	157	Під фюзеляжем з СТРП, розвернутим відносно осі
TUPOLEV TU-123 YASTREB (Goebel, 2003)	35610	2700	26707.5	Два СТРП з обох боків фюзеляжа
TUPOLEV TU-141 STRIZH (Goebel, 2003)	5370	1000	1492	Під фюзеляжем з соплом, нахиленим відносно осі двигуна
TUPOLEV TU-143 REYS (Goebel, 2003)	1230	950	325	Під фюзеляжем з соплом, нахиленим відносно осі двигуна
Shahed-136 / Geran-2 (War & Sanctions, 2026)	200	180	10	Під фюзеляжем з соплом, нахиленим відносно осі двигуна
CL-289 (GOEBEL, 2002)	220	720	44	У хвостовій частині
METEOR MIRACH 150 (Goebel, 2002)	345	855	82	Два СТРП з обох боків фюзеляжа
HAROP (IAI, 2023)	135	417	15.6	Під фюзеляжем

\* Орієнтовні характеристики.

\*\* Мінімально необхідний сумарний імпульс для запуску БПЛА, без  
урахування додаткових факторів (виходячи з припущення що швидкість

звалювання  $\approx$  крейсерській швидкості, а гравітаційні та аеродинамічні втрати відсутні).

Розглянемо відомі БПЛА, що запускаються за допомогою СТРП. На жаль, дані про такі приклади у доступних джерелах є обмеженими, оскільки вони несуть комерційну, військову, наукову складову. Саме тому результати визначення сумарного тоді як початковий кут атаки БПЛА та кут напрямку імпульсу представлені орієнтовно, як порівняльні оцінки, напрямку вектора тяги СТРП можна достатньо точно оцінити за фото- та відеоматеріалами пусків (таблиця 1.2).

#### 1.3.2.1 Схема з розташуванням СТРП під фюзеляжем

Ця схема є найбільш поширеною через свою компактність та енергетичну ефективність.

Фізичний принцип: Як зазначено вище вектор тяги СТРП, розміщеного під фюзеляжем, повинен бути спрямований так, щоб його продовження проходило через центр мас (ЦМ) всієї системи БПЛА-СТРП в будь-який момент часу. Це запобігає виникненню паразитних моментів (кабруючого, пікіруючого, рискаючого, моменту по крену та їх комбінації) U.S. (Army Materiel Command, 1974) Проте, у міру вигорання палива в СТРП, ЦМ системи зміщується вперед по поздовжній вісі системи БПЛА-СТРП що призводить до виникнення великого пікіруючого моменту. Протиріччя може бути вирішено за рахунок встановлення рухомого сопла з заданою програмою відхилення вектору тяги, але це дороге та технологічно складне рішення. Тому прискорювач зазвичай встановлюють так, щоб вектор тяги був спрямований на  $2-5^\circ$  нижче початкового положення ЦМ. Це забезпечує невеликий кабруючий момент на старті, який потім змінюється на невеликий пікіруючий момент, коли система вже набрала достатню швидкість для ефективної роботи аеродинамічних поверхонь керування.

Способи реалізації:

1. Встановлення двигуна під кутом до поздовжньої осі БПЛА. Це найпростіший спосіб, але вимагає точного юстування кута монтажу.

2. Використання СТРП з соплом, вісь якого відхилена від осі корпусу двигуна на необхідний кут, що забезпечує можливість встановлення СТРП так щоб досягти проходження вектору тяги через ЦМ БПЛА. Це дозволяє встановити двигун паралельно фюзеляжу, що спрощує кріплення, але ускладнює виробництво самого СТРП.

3. Комбінований спосіб (найпоширеніший). Двигун встановлюється під невеликим кутом, а також використовується сопло, що забезпечує невелике відхилення вектора тяги

Переваги схеми:

1. Компактність: Конструкція може бути інтегрована в обводи БПЛА.

2. Менший зсув положення ЦМ: Положення СТРП ближче до ЦМ БПЛА завдяки чому переміщення ЦМ менше по мірі вигорання твердого ракетного палива.

Недоліки схеми:

1. Високі вимоги до точності юстування кута тяги. Похибка призводить до значних паразитних моментів.

2. Перехідний режим у момент завершення роботи СТРП створює додаткове навантаження на систему керування. Обумовлено це тим, що разом із різким спадом тяги зникає і створюваний нею кабруючий момент (природа якого описана вище). Система керування, яка до цього компенсувала цей момент, не завжди встигає оперативно відреагувати на його відсутність. В результаті виникає динамічний перерегулювання, що проявляється як різкий кабруючий момент від самих органів керування, який може призвести до втрати стійкості

3. Обмеження за кутом атаки на старті. Зазвичай не перевищує 15-20°, що вимагає порівняно рівної та довгої ділянки перед апаратом.

Приклади реалізації: Shahed-136, Tupolev Tu-141 "Strizh", Sky Saker FX500.

#### 1.3.2.2 Тандемна схема (послідовна)

При цьому СТРП розташовується позаду БПЛА на рамі, які забезпечують проходження напрямку дії вектору тяги СТРП через ЦМ

системи БПЛА-СТРП. У цьому випадку Вектор тяги СТРП спрямована вздовж поздовжньої осі конструкції системи БПЛА-СТРП. Після згоряння палива та скидання порожнього СТРП і адаптера, БПЛА продовжує політ у звичайному режимі.

Переваги схеми:

1. Можливість запуску під великими кутами атаки (до 45-80°). Це дозволяє запускати БПЛА з обмежених майданчиків, оточених перешкодами (наприклад, з лісних галявин, урвищ, навіть із заглиблень), що критично важливо для виживання на сучасному полі бою.

2. Уніфікація та простота адаптації. Один тип СТРП на адаптері може бути використаний для запуску різних типів БПЛА, або завдяки адаптеру для одного БПЛА можуть використовуватися різні СТРП.

3. Можливість використання серійних СТРП від інших ракетних комплексів (РСЗВ, ПТРК, ЗРК), що значно знижує вартість.

Недоліки схеми:

1. Більший необхідний загальний імпульс. Значна частина енергії витрачається не на розгін, а на підймання апарату (робота проти сили тяжіння).

2. Значне зміщення загального ЦМ системи БПЛА-СТРП, що може вимагати встановлення додаткових стабілізаторів на адаптері для забезпечення стійкості на старті.

3. Збільшення загальної довжини системи, що може ускладнити транспортування.

Приклади реалізації: безпілотні мішені, радянські БПЛА серії "Рейс",

#### 1.3.2.3 Схема з двома СТРП по бортах

Ця схема є різновидом тандемної, але СТРП розташовуються по обидва боки фюзеляжа, або під крилами. Напрямок результуючого вектору тяги СТРП також повинен проходити через ЦМ системи БПЛА-СТРП

Принцип: Два однакові СТРП створюють тягу, спрямовану вздовж поздовжньої осі БПЛА, що дозволяє уникнути паразитних моментів, якщо тяга симетрична.

Переваги:

1. Можливість використання декількох, вже існуючих, СТРП з меншою енергетикою;
2. Потужність двох СТРП, що сумуються, дозволяє розганяти важчі БПЛА.

Основний недолік: Практична неможливість гарантувати абсолютно одночасний запуск та ідентичний сумарний імпульс обох СТРП.

Приклади: METEOR MIRACH 150, Tupolev Tu-123 "Ястреб".

#### 1.3.2.4 Порівняльний аналіз компоувальних схем розташування СТРП

Порівняння схем розташування СТРП відносно БПЛА наведено в таблиці (Таблиця 1.3)

Таблиця 1.3 – Порівняльний аналіз компоувальних схем розташування СТРП

Критерій	Під фюзеляжем	Тандемна схема	Паралельна схема
Енергоефективність	Висока	Нижча	Середня/Висока
Загальний імпульс	Менший	Більший	Більший
Кут атаки при старті	Обмежений (5-20°)	Великий (45-80°)	Обмежений (5-20°)
Складність інтеграції	Середня	Низька (адаптер)	Висока
Вимоги до експлуатації	Високі	Низькі	Найвищі
Уніфікація	Низька	Висока	Середня
Вплив на положення ЦМ	Незначний	Значний	Середній*
Типові БПЛА	Shahed-136, Tu-141	Безпілотні мішені, Tu-143	Tu-123, 150, MIRACH

\* - Вплив може бути нульовим при розташуванні СТРП в районі ЦМ системи БПЛА-СТРП

Вибір схеми є компромісом між енергоефективністю та експлуатаційною гнучкістю. Для БПЛА, що працюють з підготовлених позицій, раціональною є схема розміщення СТРП під фюзеляжем. Для систем, що вимагають максимальної мобільності та запуску з обмежених майданчиків, перевагу слід віддати тандемній схемі (Della Monica, 2026).

#### **1.4 Конструкція та форма паливних зарядів СТРП**

Конструкція та внутрішня геометрія паливного заряду є основним фактором, що визначає тягово-часові характеристики твердопаливного ракетного двигуна (Williams, 1959). Оскільки процес горіння твердого палива нерегульований і не може бути зупинений, закон зміни тяги в часі заздалегідь «програмується» формою заряду (Parhi, 2015). Для стартових прискорювачів БПЛА це має критичне значення, оскільки необхідно забезпечити різке стартове прискорення без перевищення допустимих перевантажень для конструкції БПЛА. (Wentao Li, 2025)

Фізичний принцип, що лежить в основі, полягає в наступному: швидкість вигорання твердого ракетного палива є приблизно постійною для даного складу за умов сталого тиску (з чого робиться припущення про еквідистантність процесу вигорання шарів твердого ракетного палива) (J. Edmund Fitzgerald, 1971) (Vandenkerckhove, 1959). Отже, миттєва тяга двигуна прямо пропорційна площі поверхні горіння палива (Qingyu, Jinlong, & Kun, 2023). «Програмуючи» зміну цієї площі горіння на етапі розробки СТРП, отримують різні типи тягових характеристик (типи профіля тяги) СТРП, основними є прогресивний – зі збільшенням тяги з часом, регресивний – зі зменшенням тяги з часом, нейтральний – з постійною тягою, а також їх комбінації, крім того слід зазначити що інколи важко чітко визначити тип профілю тяги СТРП, тому класифікація є здебільшого усередненою (M El-Naggar, 2020).

Класифікація форм паливних зарядів за типом тягової характеристики:

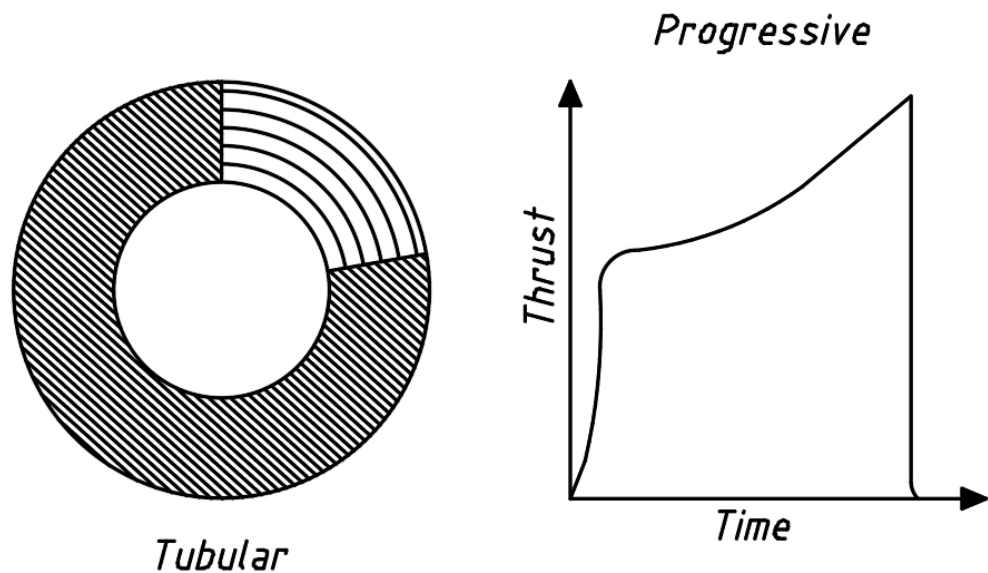


Рисунок 1.5 Циліндричний канал з прогресивним профілем горіння

*Джерело:* (Nakka, 2001)

Циліндричний канал – одна з найпростіших і широко поширених форм. У такому заряді горіння починається з його внутрішньої поверхні, поступово поширюючись назовні. Це забезпечує постійно зростаючу тягу. Широко використовується в ракетомодельюванні та у аматорських ракетах (Рисунок 1.5).

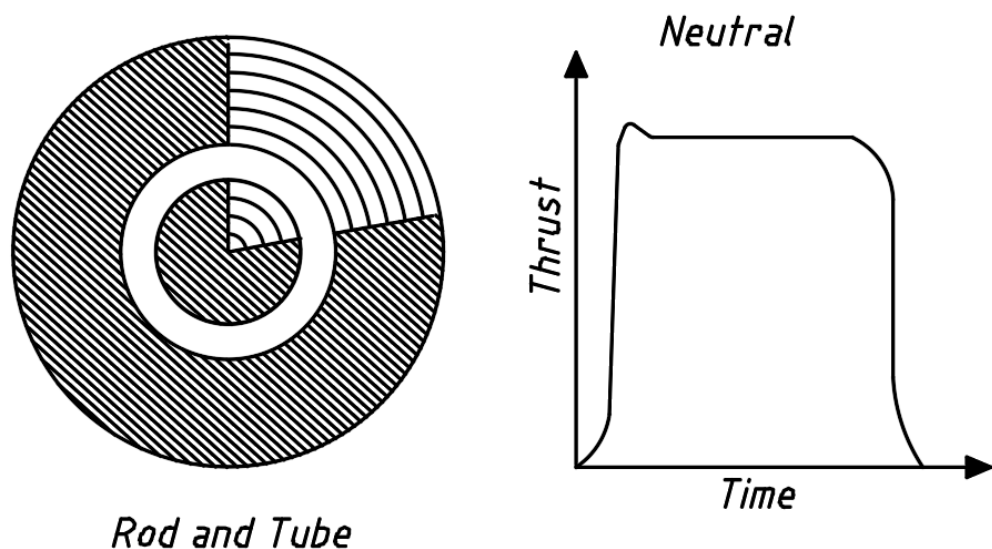


Рисунок 1.6 Трубчастий канал з нейтральним профілем *Джерело:*

(Nakka, 2001)

Трубчастий канал – зустрічається у 2 варіантах у вигляді шашки що горить по всіх поверхнях та як циліндричний канал з внутрішнім стрижнем

(Рисунок 1.6), завдяки своїй формі забезпечує постійний рівень тяги, часто застосовується у двигунах розгінних блоків зенітно-ракетних комплексів.

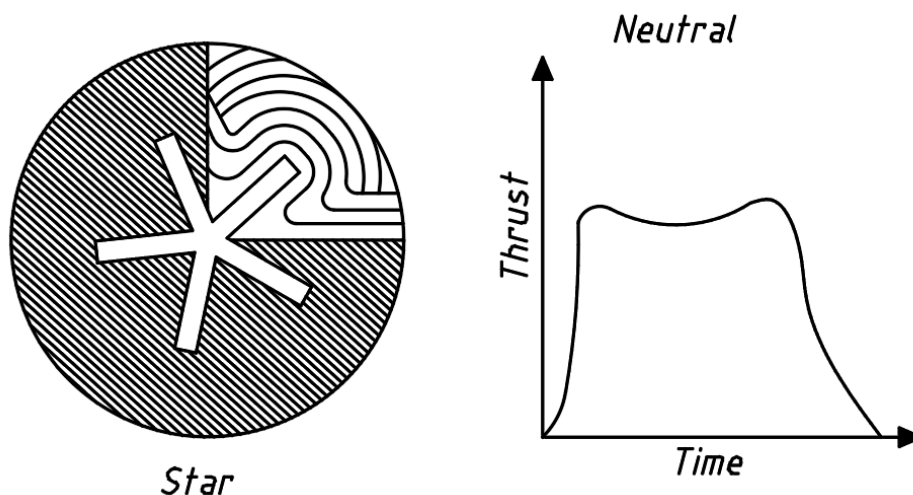


Рисунок 1.7 Зіркоподібний з нейтральним профілем горіння *Джерело:* (Nakka, 2001)

Зіркоподібний канал – канал у вигляді багатопелюсткової зірки, зазвичай геометрія підбирається виходячи з того щоб початкова і кінцева тяга двигуна співпадали, таким чином забезпечується майже нейтральний профіль тяги (Рисунок 1.7). Проте використовуються і зірки з регресивними і прогресивними профілями тяги для ракетних двигунів спеціального призначення (Sarma, 2021).

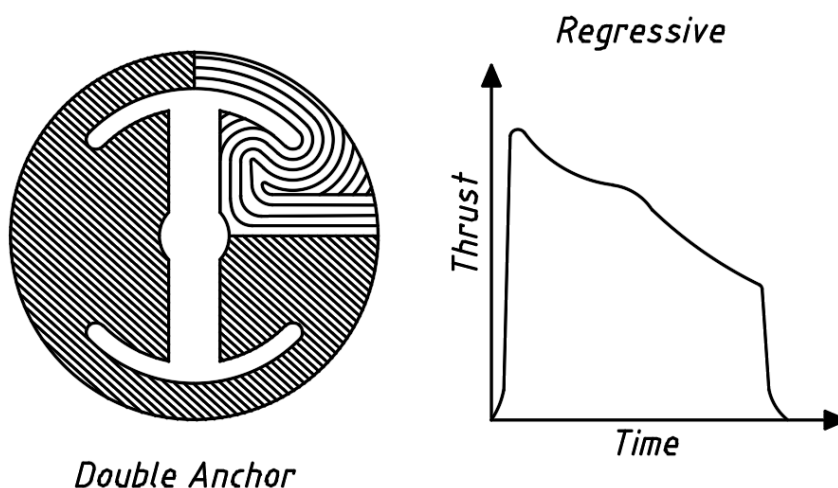


Рисунок 1.8 Двоякірний канал з регресивним профілем горіння *Джерело:* (Nakka, 2001)

Двоякірний канал – заряд із розгалуженим центральним каналом. Ця форма дозволяє на початку горіння мати більшу поверхню, що забезпечує

високий рівень тяги. Згодом площа зменшується, що дозволяє плавно знижувати тягу, такий заряд може використовуватись для ракет носіїв так як перевантаження не ростуть при вичерпуванні запасів палива і зниження сумарної маси апарату (Рисунок 1.8).

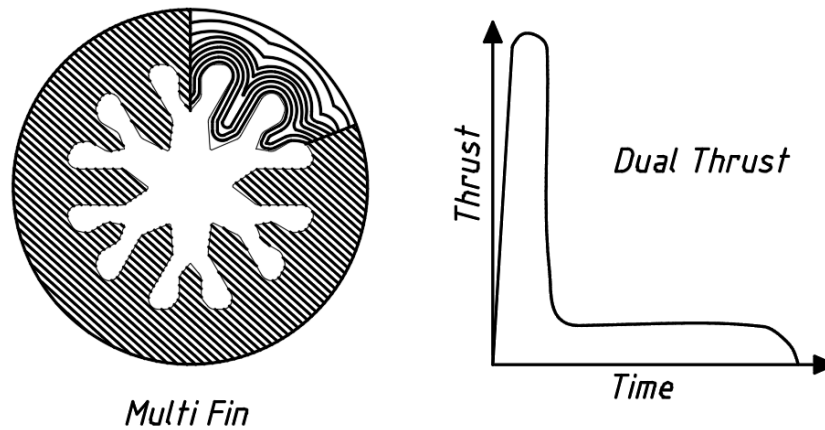


Рисунок 1.9 Зіркоподібний канал з розгалуженою поверхнею, дворезимний Джерело: (Nakka, 2001)

Розгалужений зіркоподібний канал – зіркоподібний канал з великою початковою площею і відносно невеликою площею кінцевою тягою (Рисунок 1.9). Використовується у ракетах повітря-повітря для того щоб швидко розігнатися, а потім підтримувати швидкість (Calabro, 2002).

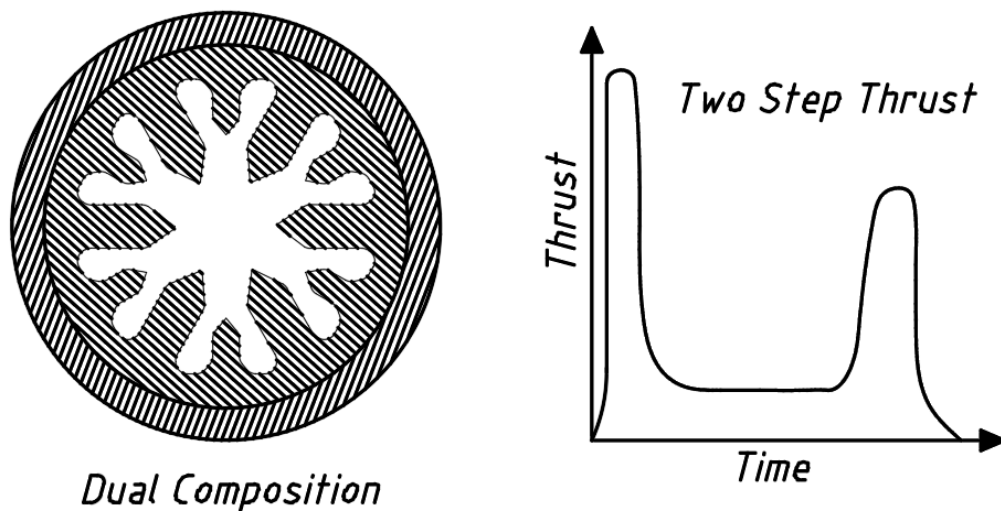


Рисунок 1.10 Зіркоподібний канал з розгалуженою поверхнею та двома видами палива Джерело: (Nakka, 2001)

Двокомпозиційні заряди – заряди спеціального призначення, можуть комбінувати декілька різних паливних композицій з різною щільністю, законом горіння (наприклад флегматизована та каталізована), тощо для вирішення спеціальних задач (наприклад Рисунок 1.10) (Pandu Ranga Sarma Mallela, 2025).

Отже, враховуючи невелику масу СТРП відносно системи БПЛА-СТРП, для стартових СТРП БПЛА найбільш ефективними є слабо регресивні та нейтральні заряди, які забезпечують потрібний потужний початковий імпульс для швидкого розгону до швидкості коли рульові аеродинамічні поверхні стають ефективними і дозволяють керувати БПЛА, а потім знижують навантаження на конструкцію та систему керування БПЛА оскільки різка відсічка тяги може призводити до не коректної роботи автопілота.

Вибір конкретної геометрії є результатом оптимізації між вимогами до профілю тяги, обмеженнями маси та габаритів, а також технологічними можливостями виробництва (Ahmed, 2019).

## **1.5 Конструктивно-технологічні особливості виробництва твердопаливних зарядів СТРП**

Технологія виробництва твердопаливних зарядів є критично важливою ланкою, що безпосередньо впливає на енергетичні характеристики, надійність, безпеку та собівартість стартового твердопаливного ракетного прискорювача (СТРП) діаметром до 150мм. Вибір технології визначається передусім конструкцією заряду, необхідними масо-габаритними показниками та обсягами виробництва. Для БПЛА, де часто постає завдання швидкого та економічного виготовлення спеціалізованих прискорювачів, цей вибір є особливо актуальним (Alblooshi, 2024).

### **1.5.1 Скріплені (залівні) заряди**

Скріплені заряди – це заряди твердого ракетного палива, які формуються заливанням безпосередньо в камеру згорання СТРП і наступним скріпленням з її внутрішньою поверхнею (Бетіна, 2021). Це конструктивно-

технологічне рішення є найпоширенішим для виробництва двигунів зі складноманіттям внутрішньої геометрії заряду (Рисунок 1.11).



Рисунок 1.11 Модель СТРП БПЛА з скріпленням зарядом та зіркоподібним каналом: 1 – запальний болт (ініціатор); 2 – передня заглушка; 3 – ущільнюючі кільця; 4 – корпус; 5 – заряд твердого палива; 6 – зіркоподібний канал; 7 – графітова вставка в критичний переріз; 8 - кріплячі гвинти; 9 – задня заглушка; 10 – сопловий блок. *(розроблено автором у SolidWorks 2021)*

Процес виготовлення включає наступні основні роботи:

1. Підготовка корпусу двигуна. Корпус очищається і на його внутрішню поверхню наноситься термоізоляційно-адгезійний шар. Цей шар захищає корпус від високотемпературних продуктів згоряння і забезпечує міцне зчеплення палива зі стінкою;

2. Приготування паливної суміші. Компоненти палива (окисник, пальне, зв'язувальне, каталізатори, модифікатори) змішуються в спеціальних мішалках-змішувачах при контрольованій температурі та вологості. Процес проводиться у вакуумі для видалення повітря, що потрапило в суміш, і запобігання утворенню пор;

3. Заливка в корпус. Рідка, в'язкопластична паливна суміш заливається в корпус двигуна, у якому попередньо встановлений каналоутворюючий стрижень (оснастка). Геометрія цього стрижня точно відповідає формі майбутнього внутрішнього каналу заряду (наприклад зірка);

4. Полімеризація. Корпус із залитою сумішшю поміщається в термостат, де протягом тривалого часу (від кількох годин до декількох діб) відбувається процес полімеризації зв'язувального. Паливна суміш перетворюється з рідкого

стану в твердий, міцний, гумоподібний матеріал, що міцно з'єднаний з корпусом;

5. Вилучення оснастки. Після завершення полімеризації каналоутворюючий стрижень видаляється, залишаючи після себе канал горіння заданої форми.

Переваги:

1. Міцне зчеплення з корпусом: Паливо працює як частина теплоізоляції, що дозволяє зробити термоізоляційно-адгезійний шар тоншим і як наслідок всю конструкцію легшою;

2. Висока механічна міцність заряду, що важливо для роботи у умовах вібрацій та перевантажень;

3. Високе заповнення об'єму камери згоряння.

Недоліки:

1. Неможливість ремонту та переробки. Дефектний заряд практично неможливо вилучити з корпусу;

2. Тривалий виробничий цикл через процес полімеризації;

3. Висока вартість оснастки (каналоутворюючих стрижнів) для кожного типу заряду;

4. Необхідність використання спеціального обладнання і технологій неруйнівного контролю для контролю відсутності дефектів паливного заряду (пустот, розшарувань тощо) і якості його скріплення з корпусом після заливки і полімеризації;

5. Неврахування при створенні СТРП значень теплових деформацій міцноскріплених корпусу СТРП і паливного заряду призводить до руйнування останнього в процесі роботи СТРП;

6. Необхідність використання високоеластичних полімерів. (при використанні скріплених з корпусом зарядів під час роботи двигуна тверде паливо вигоряє утворюючи значну кількість продуктів згоряння і відповідно високий тиск у камері згоряння. Заряд не спроможний самостійно утримувати такий тиск тому необхідно передати це навантаження на корпус двигуна через

що паливний заряд деформується. Деформація може призвести до виникнення тріщин, тому використовують саме високоеластичні полімери);

7. Великий об'єм і термін експериментального відпрацювання (оскільки технологічне оснащення індивідуальне для кожного двигуна необхідно виготовляти окремий комплект оснащення для кожного кроку при розробці СТРП, особливо критично при ітеративному підході до проектуванні системи).

### 1.5.2 Вкладні заряди

Вкладні заряди – заряди твердого ракетного палива які виготовлені поза двигуном, а потім закріплені в камері за допомогою спеціальних пристроїв. Ця технологія передбачає виготовлення паливної шашки окремо від корпусу двигуна з подальшим її монтажем у СТРП (Рисунок 1.12). (Бетіна, 2021)

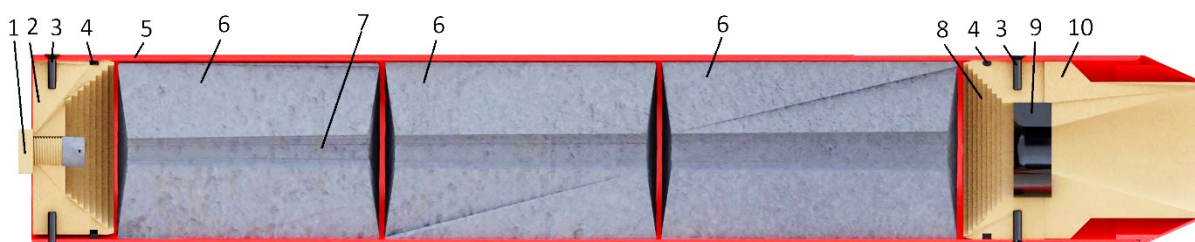


Рисунок 1.12 Модель СТРП БПЛА з вкладним зарядом та зіркоподібним каналом: 1 – запальний болт (ініціатор); 2 – передня заглушка; 3 – кріпильчі гвинти; 4 – ущільнюючі кільця; 5 – корпус; 6 – заряд твердого палива; 7 – комбінований торцево-циліндричний канал ; 8 – задня заглушка; 9 – графітова вставка в критичний переріз; 10 – сопловий блок. (розроблено автором у SolidWorks 2021)

Процес виготовлення включає наступні основні роботи:

1. Виготовлення шашки. Паливна суміш може формуватися різними способами:

– Пресування: Порошкоподібна суміш запресовується в металевій або полімерній матриці під великим тиском;

– Екструзія: В'язкопластична пастоподібна суміш видавлюється через філер із певним профілем, формуючи безперервний стрижень, який потім нарізається на шашки;

– Заливка в розбірну оснастку: Суміш заливається в тимчасову форму, де проходить полімеризація, після чого форма розбирається;

2. Обробка та зважування: Готові шашки механічно обробляються для забезпечення точних розмірів. На зовнішню поверхню часто наносять бронювання, яке перешкоджає горінню в небажаних напрямках;

3. Складання двигуна. Паливна шашка вставляється в корпус двигуна. Для компенсації теплового розширення та забезпечення надійного контакту з корпусом може використовуватися проміжний шар (наприклад, гума).

Переваги:

1. Простота контролю якості. Кожну шашку можна перевірити (наприклад, рентгеном або методами ультразвукового контролю) до складання з корпусом;

2. Можливість заміни. Дефектну шашку можна вилучити та замінити.

3. Можливість створення заряду будь-якої складної геометрії з високою точністю;

4. Гнучкість. Один тип корпусу може використовуватися з різними конструктивно-технологічним виконанням паливних шашок;

5. Потенційно більш швидкий виробничий цикл порівняно зі скріпленими зарядами за рахунок можливості паралельного виконання робіт, як результат менша собівартість виробництва;

6. Можливість використання широкого спектру зв'язувальних матеріалів у складі палива.

Недоліки:

1. Зазвичай більша маса двигуна порівняно з скріпленими.

2. Необхідність у зазорі між шашкою і корпусом та у додаткових елементах кріплення шашок призводить до менш ефективного використання об'єму.

### 1.5.3 Перспективні та інноваційні технології

#### 1.5.3.1 Адитивні технології (3D-друк)

3D-друк заснований на шарованому вирощування паливного заряду з заданою внутрішньою структурою. Найбільш перспективним для палив є екструзійне осадження (FDM), коли нитка термопластичного палива розплавляється і наноситься шар за шаром, а також пряме надрукування пасти (DIW), коли високонаповнена пастоподібна паливна суміш видавлюється через сопло.

Переваги:

1. Безпрецедентна свобода у створенні геометрії: Можливість створення порожнин, каналів та градієнтних структур, недосяжних традиційними методами;
2. Швидке прототипування та персоналізація;
3. Можливість створення "функціонально-градієнтних" зарядів, де склад палива змінюється по об'єму для реалізації специфічних програм тяги;
4. Мінімізація відходів.

Виклики:

1. Забезпечення однорідності палива, висока вартість обладнання, обмеження по швидкості виробництва;
2. Контроль за утворенням мікропор та щілин в процесі виготовлення;
3. Пошук необхідних термопластичних зв'язувальних на заміну термореактивних.

#### 1.5.3.2 Автофажні двигуни

Принцип роботи автофажних двигунів полгає у тому що корпус двигуна виготовляється з паливного полімерного композиційного матеріалу, який згоряє разом із основним зарядом.

Переваги: Кардинальне зниження сухої маси двигуна після вигорання палива, що підвищує загальну ефективність системи.

Виклики: Складність забезпечення стабільності горіння корпусу, розробка матеріалів з необхідними механічними та балістичними властивостями.

#### 1.5.4 Вибір конструктивно-технологічних рішень для створення паливних зарядів СТРП БПЛА

Вибір конструктивно-технологічних рішень для створення паливних зарядів СТРП БПЛА відбувається за наступними вимогами:

- Для серійних, оптимізованих за масою БПЛА частіше використовуються СТРП зі скріпченими зарядами.
- Для уніфікованих систем, дослідних зразків або БПЛА, де вага не є критичною, перевага може віддаватися вкладним зарядам через простоту та гнучкість.
- Адитивні технології є найперспективнішими для швидкого створення прототипів, виготовлення малих серій спеціалізованих прискорювачів з унікальним профілем тяги та для дослідження принципово нових конструкцій зарядів.

Таким чином, розвиток технологій виробництва твердопаливних зарядів СТРП напряму спрямований на задоволення вимог до сучасних БПЛА: зниження маси СТРП, підвищення енергоефективності СТРП, скорочення часу та вартості виробництва СТРП.

В межах даного дослідження було прийнято рішення використовувати вкладний заряд що горить по двох поверхнях з внутрішньою та зовнішньою циліндричними поверхнями, оскільки такий заряд поєднує в собі простоту виготовлення та профіль горіння що забезпечує постійну тягу весь час роботи.

#### **1.6 Аналіз існуючих КТР щодо матеріалів СТРП**

На конструктивно-технологічні рішення при створенні СТРП впливають вимоги до льотно-технічних характеристик (ЛТХ) БПЛА і (тактико-технічних характеристик) безпілотного авіаційного комплексу (БПАК) в цілому, а також їх постійні зміни з урахуванням специфіки роботи. Це накладає додаткові

вимоги до створення СТРП зокрема до вибору матеріалів що використовуються в конструкції (S. Rajesh, 2018).

Вибір матеріалів для СТРП визначається екстремальними умовами експлуатації, серед яких високий внутрішній тиск (5-20 МПа), температура газів, що досягає 3000-3500 К, інтенсивний тепловий потік, а також значні механічні навантаження та вібрації. Для БПЛА критично важливими факторами є мінімізація маси та собівартості, що формує особливі вимоги до матеріалознавчих рішень для кожного конструктивного елементу двигуна.

Основним несучим елементом СТРП є корпус (камера згоряння), призначений для утримання високого тиску продуктів згоряння. Сучасна тенденція полягає у повному переході від традиційних металевих матеріалів (високоміцних сталей, алюмінієвих та титанових сплавів) до конструкцій з полімерних композиційних матеріалів з волокнистими наповнювачами. Найперспективнішим матеріалом для корпусів СТРП БПЛА визнається вуглепластик — композиційний матеріал на основі вуглецевого волокна, який забезпечує найвищу питому міцність і жорсткість при мінімальній масі.

Враховуючи високу вартість високоміцних вуглецевих волокон і конструкцій з них, та їх відсутність сьогодні на ранку України, для виробництва СТРП доцільніше використовувати склопластикові корпуси, що мають меншу собівартість і доступні в Україні.

Технологія автоматизованого намотування дозволяє створювати безшовні корпуси складної геометрії, що на 30-50% легші за металеві аналоги при збереженні необхідної міцності.

Найбільш теплонапруженим елементом СТРП є сопловий апарат, через який проходять розжарені продукти згорання з надзвуковою швидкістю. Для його виготовлення використовуються переважно конструкційні матеріали що використовують абляційний механізм відведення тепла. Класичним рішенням є фенольно-вуглецеві композиційні матеріали, де фенольна матриця забезпечує теплостійкість, а вуглецеве волокно забезпечує міцність конструкції. Для найбільш навантажених ділянок перспективними є вуглець-

вуглецеві композиційні матеріали (C/C), що володіють найвищою термостійкістю (до 3500 K), та керамічні матричні композиційні матеріали на основі карбіду кремнію (SiC/SiC), які демонструють високу стійкість до термічних ударів і ерозії.

### **1.7 Дослідження характеристик СТРП**

Вогневі стендові випробування є одним з ключових етапів розробки ракетних двигунів різного призначення, у тому числі прискорювачів літальних апаратів, оскільки дозволяють отримати експериментальні значення їх основних характеристик. Незважаючи на постійний розвиток чисельних методів моделювання, саме стендові випробування залишаються єдиним надійним джерелом отримання експериментальних даних, необхідних для верифікації теоретичних моделей горіння, поведінки двофазного потоку, оцінки стійкості роботи двигуна та перевірки конструкторсько-технологічних рішень при виготовленні зарядів твердого ракетного палива у реальних умовах навантаження. (Швець, 2024)

У сучасних умовах зростання інтересу до створення твердопаливних прискорювачів БПЛА, РДТП суборбітальних ракет-носіїв, а також малих ракетних комплексів, виникає потреба у створенні високоточних, легко адаптивних комплексів для проведення вогневих випробувань РДТП тягою до декількох кілоньютонів. Комплекс має забезпечувати:

- високу точність вимірювань;
- безпечність експлуатації;
- можливість проведення випробувань широкого спектру двигунів;
- можливість вимірювання величини, кута відхилення та координати точки прикладання вектора тяги;
- автоматизацію процесів збору даних про роботу двигуна.

Виходячи з потреб дослідницьких команд, що працюють над твердопаливними прискорювачами середнього класу, було розроблено універсальний стенд для вогневих випробувань двигунів з максимальною тягою до 50 кН, що дозволяє тестувати двигуни діаметром до 300 мм та

довжиною до 1,5 м. Крім вимірювання тяги у реальному часі з точністю 0,2%, стенд забезпечує визначення напрямку вектора тяги, що є критично важливим для систем старту БПЛА та ракетних комплексів.

Створення твердопаливних прискорювачів БПЛА, в умовах розширення застосування БПЛА подвійного призначення, вимагає наявності лабораторної бази для оперативного експериментального підтвердження правильності прийнятих конструкторсько-технологічних рішень. Особливо важливим є дослідження:

1. закону зміни тяги двигуна з часом та похідних характеристик: сумарного та питомого імпульсу;
2. стабільності горіння зарядів твердого ракетного палива;
3. взаємозв'язку конструкції заряду та профілю тяги, який полягає у відповідності розрахункової площі горіння реальним процесам, що протікають у камері згорання.

2. Наявним дефіцитом універсальних бюджетних стендів та обмеженим доступом до професійної експериментальної бази

Існуючі професійні стенди промислового рівня є дорогими, громіздкими, малодоступними для університетських та приватних дослідницьких команд. У той час як компактні стенди переважно обмежуються тягою до 1 тс і часто не забезпечують необхідної точності вимірювань або можливості налаштування, а також не мають можливості вимірювання необхідного набору характеристик вектору тяги.

3. Потребою у вимірюванні просторового положення вектора тяги

Для систем БПЛА з запуском за допомогою твердопаливних прискорювачів критично важливо знати не лише величину тяги, а й кут нахилу її вектора та координату точки прикладання.

Ці параметри визначають величину та знак збурюючих факторів, які діють на апарат під час запуску – бокової відхиляючої сили, а також моментів, які розвертають ЛА відносно його ідеального положення під час запуску. Вимірюванню наведених характеристик до цього часу не приділялося

достатньої уваги, що підтверджується обмеженим висвітленням даного питання у працях інших дослідників.

#### 4. Необхідністю верифікації аналітичних моделей

Результати чисельного моделювання (наприклад, з використанням ProPER 3 (Cooper, 2016)) потребують підтвердження шляхом порівняння з даними фізичного експерименту. Отримана у дослідженні точність вимірювання тяги у 0,2% дозволяє здійснювати такі порівняння з високою достовірністю.

Отже, розробка стенду, описаного в даній роботі, є актуальною задачею, спрямованою як на розвиток наукових методик, так і на забезпечення практичних потреб вітчизняних дослідницьких центрів.

### **Висновки до розділу 1**

У першому розділі дисертаційної роботи вирішено науково-аналітичну задачу дослідження сучасного стану, тенденцій розвитку та конструктивно-технологічних особливостей створення твердопаливних ракетних прискорювачів для безпілотних літальних апаратів легкого класу, спрямовану на формування теоретичної та методичної основи подальшого синтезу ефективних стартових систем.

За результатами проведеного аналізу отримано такі основні результати:

1. виконано систематизацію існуючих способів запуску безпілотних літальних апаратів та визначено область раціонального застосування твердопаливних ракетних прискорювачів як засобу забезпечення автономного старту в умовах обмеженої або відсутньої інфраструктури;

2. проаналізовано класифікацію БПЛА за повною спорядженою масою та встановлено взаємозв'язок між масовим класом апарата, вимогами до старту та параметрами твердопаливного прискорювача;

3. досліджено основні конструктивно-компонувальні схеми розташування твердопаливних прискорювачів у складі системи БПЛА–СТРП та визначено їх переваги, недоліки і області доцільного застосування;

4. розглянуто конструкцію та форму паливних зарядів, а також конструктивно-технологічні особливості їх виготовлення, включаючи скріплені та вкладні заряди, що дозволило оцінити їх вплив на енергетичні, масові та експлуатаційні характеристики прискорювачів;

5. проаналізовано сучасні та перспективні технології виробництва, зокрема адитивні підходи та інноваційні концепції двигунів, що визначають напрямки подальшого розвитку твердопаливних стартових систем;

6. узагальнено експериментальні та розрахункові підходи до дослідження характеристик твердопаливних ракетних прискорювачів, що забезпечує основу для подальшого методичного опрацювання їх проектування.

Таким чином, результати першого розділу сформували науково обґрунтовану базу знань щодо конструктивних, технологічних та експлуатаційних аспектів створення твердопаливних ракетних прискорювачів для БПЛА легкого класу, що дозволило визначити ключові фактори їх ефективності та сформувати передумови для розроблення методики проектування і експериментального дослідження, розглянутої у наступному розділі дисертаційної роботи.

## РОЗДІЛ 2

### Системний підхід до розроблення та експериментального дослідження твердопаливних ракетних прискорювачів безпілотних літальних апаратів

#### 2.1 Методичні підходи до визначення проєктних характеристик СТРП в залежності від ЛТХ БПЛА та конструктивно-компонувальної схеми системи БПЛА-СТРП

##### 2.1.1 Визначення характеристик для випадку розташування стартового прискорювача під фюзеляжем

Як було зазначено вище, вектор тяги стартового прискорювача повинен бути спрямований у центр мас системи БПЛА-СТРП (точка  $O$  на Рисунок 2.1), інакше виникають паразитні моменти (кабруючі, пікіруючі, рискаючі, моменти по крену та їх комбінації).

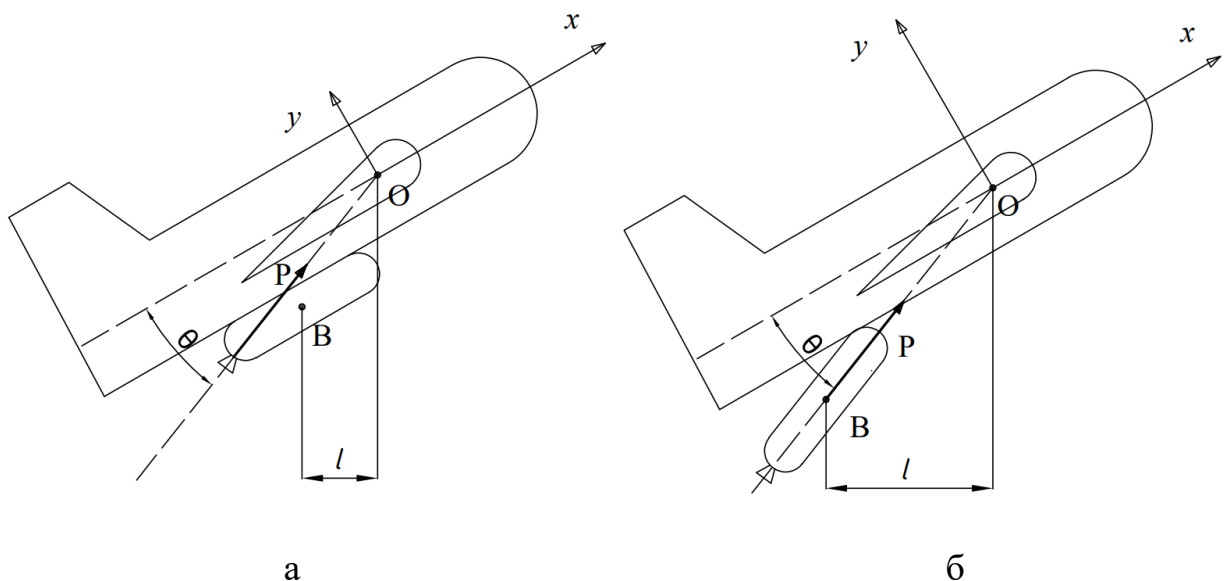


Рисунок 2.1 Схеми компоновання розташування стартового прискорювача: (а) з вектором тяги, спрямованим під кутом відносно осі корпусу СТРП; (б) з СТРП, розташованим під кутом відносно осі фюзеляжу:  $B$  – центр мас СТРП;  $O$  – центр мас системи БПЛА-СТРП;  $\theta$  – кут напрямку вектору тяги СТРП;  $P$  – вектор тяги СТРП;  $l$  – відстань від центру мас СТРП до центру мас системи БПЛА-СТРП. (розроблено автором)

Як було зазначено вище, вектор тяги стартового прискорювача повинен бути спрямований у центр мас системи БПЛА-СТРП (точка О на Рисунок 2.1), інакше виникають паразитні моменти (кабруючі, пікіруючі, рискаючі, моменти по крену та їх комбінації). Очевидно, що центр мас зміщуватиметься вперед відносно поздовжньої осі БПЛА, оскільки маса СТРП зменшуватиметься в міру витрати палива. Це означає, що при встановленні СТРП двигун слід монтувати так, щоб вектор тяги проходив на  $2-5^\circ$  нижче центру мас. Таким чином, у початковий момент апарат отримає невеликий кабруючий момент, який згодом зміниться пікуючим моментом, однак до того часу система управління зможе нейтралізувати цей ефект, оскільки буде досягнуто достатньої швидкості для аеродинамічного маневрування.

На Рисунок 2.1 видно, що при встановленні двигуна під кутом відстань від центру мас системи до центру мас СТРП більша, ніж при використанні двигуна з соплом, встановленим під кутом до корпусу СТРП. З одного боку, встановлення СТРП під кутом до фюзеляжу збільшує навантаження на систему керування БПЛА, але з іншого боку спрощує конструкцію СТРП. На практиці часто використовується комбінація цих методів, особливо при великих кутах  $\theta$  (порядку  $30^\circ$ ).

Нижче наведено формули для визначення первинних проєктних вхідних параметрів для проєктування СТРП для БПЛА. З огляду на специфіку застосування розрахункова модель ґрунтується на наступних припущеннях:

- Нехтування зміною маси палива СТРП, яка зазвичай становить 2–3% маси БПЛА (іноді до 10%), а похибка від цього припущення веде до збільшення запасу кінцевої швидкості БПЛА;
- Нехтування кривизною Землі, оскільки відстань розгону рідко перевищує 1 км; на таких відстанях Землю можна вважати плоскою;
- Нехтування аеродинамічним опором, оскільки більшість БПЛА, що запускаються цим методом, злітають з маршовим двигуном, що працює на режимі максимальної тяги, що сприяє розгону і в кінцевому підсумку також призводить до похибки кінцевої швидкості БПЛА в бік її запасу;

- Приймається, що необхідна швидкість після ділянки розгону  $\geq$  швидкість звалювання

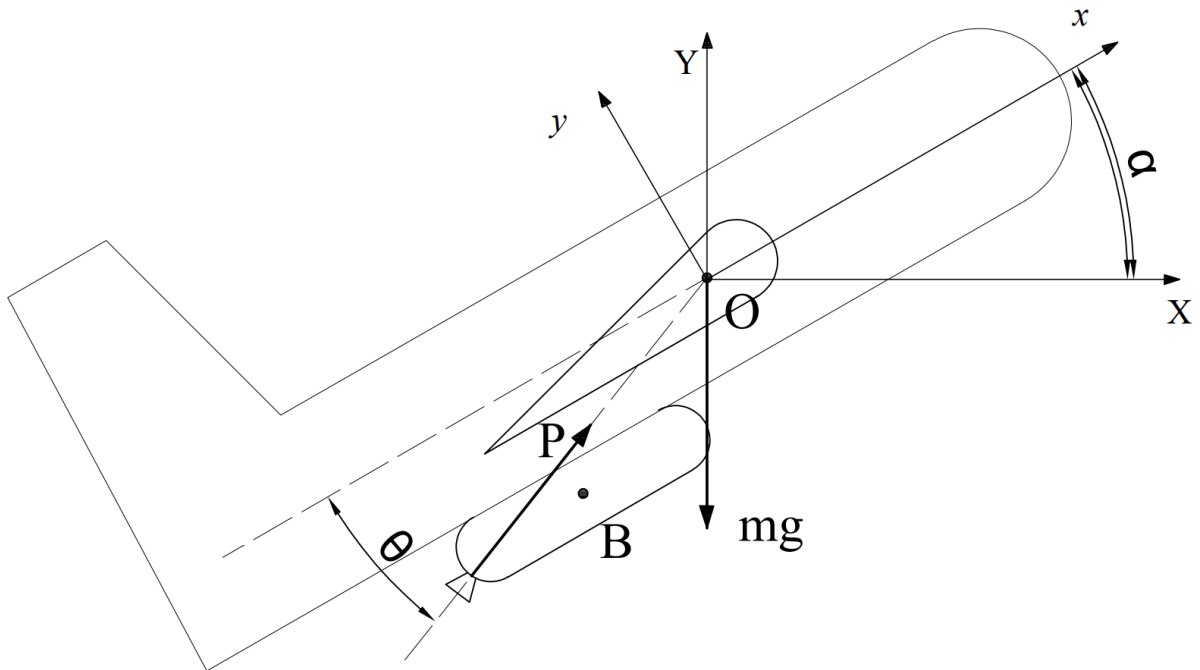


Рисунок 2.2 Вектори сил, що діють на БПЛА під час розгону з СТРП, розташованим під фюзеляжем: В – центр мас СТРП; О – центр мас системи БПЛА-СТРП;  $\theta$  – кут напрямку вектору тяги СТРП; P – вектор тяги СТРП; l – відстань від центру мас СТРП до центру мас системи БПЛА-СТРП; mg – вектор сили тяжіння системи БПЛА-СТРП;  $\alpha$  – початковий кут атаки.

(розроблено автором)

$$t = \frac{V_x}{a_x - g \sin \alpha} \quad (2.1)$$

$$\begin{cases} P = \frac{t \sin \theta}{v_x} \\ \theta = \arcsin\left(\frac{mg}{P}\right) - \alpha \end{cases} \quad (2.2.)$$

$$I = Pt \quad (2.3)$$

$$m_f = \frac{I}{I_{sp}} \quad (2.4)$$

Де t – час роботи СТРП; g – прискорення вільного падіння;  $\alpha$  – початковий кут атаки; В – центр мас СТРП; О – центр мас системи БПЛА-СТРП;  $a_x$  – максимально допустиме поздовжнє прискорення;  $V_x$  – необхідна швидкість; m – маса системи БПЛА-СТРП;  $\theta$  – кут напрямку вектора тяги

СТРП;  $I$  – необхідний сумарний імпульс СТРП;  $I_{sp}$  – питомий імпульс палива;  $m_f$  – маса палива СТРП;  $P$  – максимальна тяга СТРП.

Аналізуючи формулу (1), бачимо, що для зменшення сумарного імпульсу СТРП необхідно зменшити  $\alpha$  до  $0^\circ$ , при цьому  $\sin\alpha = 0$ . Тоді:

$$t = \frac{V_x}{a_x} \quad (2.5)$$

Однак через нерівності місцевості БПЛА не може літати строго над землею; інакше було б дуже важко вибрати місце запуску без пагорбів, будівель та дерев у напрямку запуску, а також зі сприятливим напрямком вітру. Тому  $\alpha$  часто встановлюють у межах  $5\text{--}20^\circ$ , залежно від типу БПЛА, його швидкопідйомності, крейсерської швидкості, тягоозброєності та інших ЛТХ.

З наведених формул також вочевидь зрозуміло, що простіше запускати БПЛА з меншою масою та нижчою крейсерською швидкістю однак ці характеристики жорстко обмежені технічним завданням і не можуть бути змінені.

#### 2.1.2 Визначення характеристик для випадку розташування стартового прискорювача в тандемній схемі

У цьому випадку застосовуються ті самі залежності, але є низка особливостей:

Оскільки СТРП розташований далеко від центру мас БПЛА, він значно зміщує центр мас, що може призвести до статичної аеродинамічної нестійкості. Це вирішується встановленням додаткових аеродинамічних поверхонь (на СТРП, або на рамі кріплення СТРП до БПЛА), які також знижують чутливість до відхилення напрямку вектору тяги СТРП від ЦМ системи БПЛА-СТРП.

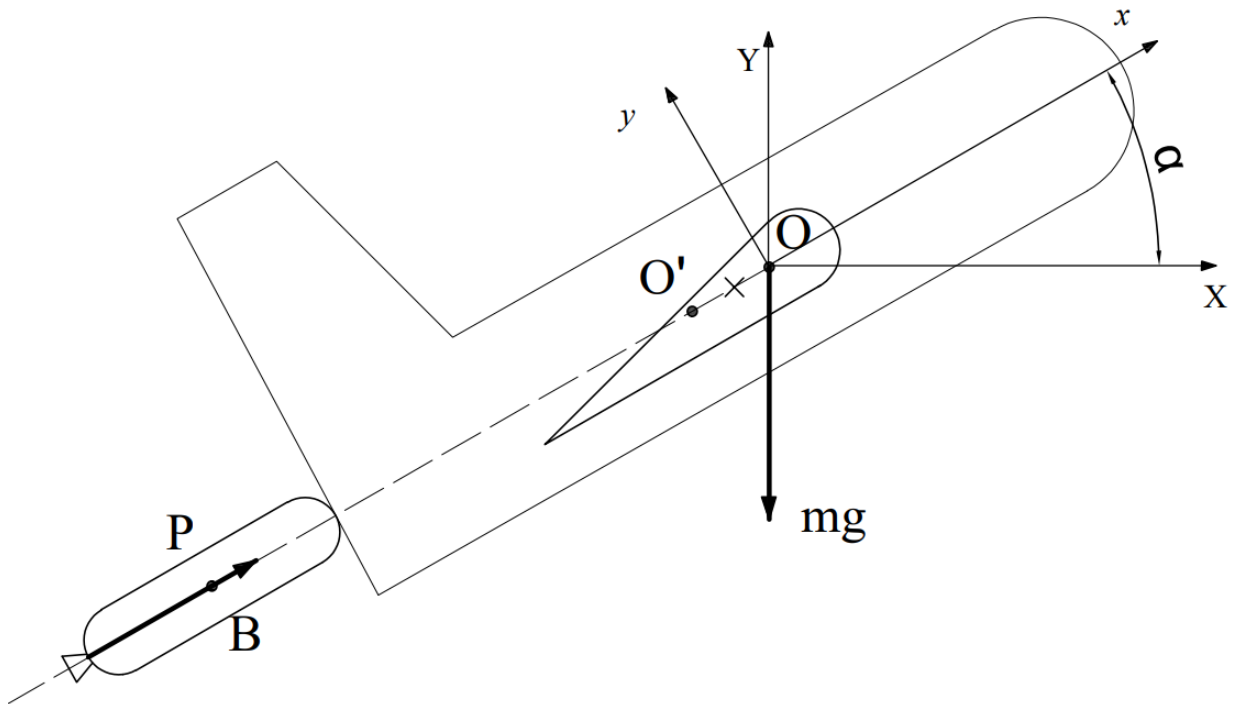


Рисунок 2.3 Схема векторів сил, що діють на БПЛА під час розгону з СТРП, розташованим в тандемі:  $O$  – центр мас;  $O'$  – центр мас з системи БПЛА-СТРП;  $x$  – центр статичного аеродинамічного тиску;  $B$  – центр мас СТРП;  $\alpha$  – початковий кут атаки. (розроблено автором)

Рисунок 2.3 Схема векторів сил, що діють на БПЛА під час розгону з СТРП, розташованим в тандемі:  $O$  – центр мас;  $O'$  – центр мас з системи БПЛА-СТРП;  $x$  – центр статичного аеродинамічного тиску;  $B$  – центр мас СТРП;  $\alpha$  – початковий кут атаки. (розроблено автором)

Ця схема часто використовується для запуску крилатих ракет. У цьому випадку масу стартового прискорювача не слід нехтувати, оскільки його маса може становити 20–30% маси апарату.

При запуску БПЛА з прямоточним повітряно-реактивним двигуном тягою нехтувати не можна, оскільки такі двигуни працюють лише в певному діапазоні швидкостей.

Загалом, цей спосіб запуску є дуже перспективним, оскільки дозволяє збільшити  $\alpha$  до 80–90°, що дає змогу розміщувати БПЛА з укриттів, або в складках місцевості.

Крім того, за такої схеми існуючі БПЛА можна дообладнати для ракетного запуску за допомогою спеціальної адаптерної рами, що дозволяє легко використовувати готові СТРП для запуску - наприклад, СТРП з систем залпового вогню, суборбітальних ракет, оперативно-тактичних ракетних комплексів, зенітних керованих ракет тощо.

Слід також зазначити, що при використанні гібридної схеми (при розміщенні пари двигунів на фюзеляжі, або під крилами з результируючим напрямком дії вектору тяги обох, спрямованим вздовж осі фюзеляжу та таким що проходить через ЦМ), розрахунок збігається з цією (тандемною) схемою (див. таблиця 1.2). У цій ситуації двигуни можуть розташовуватися ближче до центру мас БПЛА, що, з одного боку, вирішує проблеми, викликані великим зміщенням центру мас системи БПЛА-СТРП, описаного вище, але з іншого, також вимагає спрямування вектору тяги СТРП у центр мас БПЛА, оскільки забезпечити одночасне запалювання обох СТРП та однаковий профіль їх тяги практично неможливо.

На основі аналізу методичних підходів до визначення проектних характеристик ТРП для БПЛА можна зробити такі ключові висновки:

1. **Ключовим принципом** проектування є спрямування векторе тяги ТРП через ЦМ комбінованої системи «БПЛА-СТРП». Невідповідність цій вимогі призводить до виникнення паразитних моментів, що ускладнює управління під час стартового розгону. Для компенсації зміни положення ЦМ внаслідок витрати палива рекомендується установлювати СТРП з невеликим кутом ( $2-5^\circ$ ) нижче розрахункового ЦМ.

2. **Для схеми з розташуванням прискорювача під фюзеляжем** основним компромісом є вибір між простотою конструкції СТРП (його установка під кутом до фюзеляжу) та зменшенням навантаження на систему управління БПЛА (використання косої зрізу сопла). Розрахункові залежності, побудовані на спрощених припущеннях (нехтування зміною маси, опором), дозволяють визначити базові параметри: час роботи, необхідну тягу, сумарний імпульс та масу палива. Оптимальний кут атаки розгону ( $\alpha$ )

обирається в діапазоні  $5\text{--}20^\circ$  як компроміс між зменшенням необхідного імпульсу (при  $\alpha=0$ ) та можливістю запуску з нерівної місцевості.

3. **Тандемна схема розташування СТРП** має суттєві переваги, такі як можливість запуску під великими кутами (до  $80\text{--}90^\circ$ ), що дозволяє розміщувати стартове обладнання в укриттях, та широка сумісність з серійними ракетними прискорювачами. Однак вона вимагає подолання серйозного недоліку – значного зміщення ЦМ, що може призвести до аеродинамічної нестійкості. Це вирішується встановленням додаткових стабілізаційних поверхонь на самому СТРП або рамі кріплення. Для такої схеми нехтування масою СТРП часто неприпустиме.

4. **Вибір схеми компоновання та розрахунок параметрів СТРП** жорстко залежать від ЛТХ цільового БПЛА (маси, крейсерської швидкості, аеродинаміки) та умов його застосування. Схема під фюзеляжем більш поширена для класичних БПЛА. Тандемна схема є перспективнішою для спеціалізованих апаратів, запуску з обмежених майданчиків або для швидкої адаптації існуючих БПЛА під ракетний старт за допомогою універсальних адаптерних рам. Також слід зазначити що вибір компоновальної схеми розташування СТРП залежить від компоновальної схеми БПЛА, а саме місця розташування маршового двигуна БПЛА, а також його типу: при розташуванні двигуна в носовій частині обмеження в виборі компоновальної схеми системи БПЛА-СТРП відсутні; для БПЛА з задньомоторною компоновальною схемою ускладнене використання тандемної схеми (для БПЛА оснащеним повітряно-реактивним двигуном неможливе), а розташування СТРП під фюзеляжем вимагає конструктивного забезпечення відсутності перетинання конусу факела продуктів згоряння з СТРП та штовхаючого гвинта.

Таким чином, процес визначення характеристик СТРП є ітераційним і потребує поєднання аналітичних розрахунків на основі спрощених моделей з урахуванням практичних обмежень та компромісів, що впливають з обраної конструктивно-компоновальної схеми та конкретних вимог до запуску БПЛА.

## 2.2 Вибір матеріалів для СТРП

При виборі матеріалів для СТРП необхідно враховувати ряд ключових особливостей сучасного стану проблематики виробництва та експлуатації СТРП серед яких:

1. Доступність сировини та напівфабрикатів.
2. Здатність витримувати високий тиск та температуру всередині камери згоряння
3. Корозійна стійкість та можливість довготривалого зберігання
4. Технологічність та можливість масштабування виробництва

Таблиця 2.1 – Основні особливості СТРП та типові навантаження СТРП

Характеристика	Значення
Тиск у камері згоряння, МПа	5 – 20
Температура у камері згоряння, К	3000
Тривалість роботи, с	2 – 10
Типова тяга, кН	1 – 10
Гарантійний термін зберігання, років	$\geq 5$
Діапазон робочих температур навколишнього середовища, °С (К)	-50 - +50 (223-323)

### 2.2.1 Корпус

Історично для виготовлення корпусів малих СТРП використовували високоміцні леговані сталі, що пов'язано з їхньою низькою собівартістю при масовому виробництві та широким спектром технологічних операцій (штампування, зварювання, вальцювання тощо). Однак цей підхід був ефективним за використання баліститних порохів, температура згоряння яких не перевищує  $\sim 1700$  К, а час роботи двигуна становить 1.5–3 с, що дозволяло сталевому корпусу витримати короткочасне теплове навантаження.

У сучасних умовах, застосовуються високоенергетичні сумішеві палива. Температура їх горіння сягає  $\sim 3000$ К, а тривалість роботи двигуна 2–10с. У таких умовах металеві сплави (сталі, алюмінієві, титанові) втрачають міцність

і не можуть забезпечити конструкційну цілісність. Теоретичним рішенням є застосування теплозахисних покриттів, проте це суттєво ускладнює технологію виготовлення сталевих корпусів та збільшує їх масу, крім того слід зазначити що композиційні матеріали мають вищі характеристики за показниками питомої міцності та питомої жорсткості.

Найбільш перспективним підходом є використання полімерних композиційних матеріалів — вуглепластиків, склопластиків, органопластиків, базальтопластиків. Їхня перевага полягає у поєднанні високої питомої міцності зі здатністю протистояти короткочасному впливу екстремальних температур (Robinson, 1961). Для умов, що вимагають мінімізації собівартості та максимальної доступності (наприклад, при створенні БПЛА в Україні), раціональним техніко-економічним рішенням є використання готових труб виготовлених з композиційних матеріалів (S., 2001).

Для вирішення поставленої задачі було проаналізовано велику кількість труб що представлені в Україні. Використано склопластикові труби, які виготовляють шляхом косошарого поздовжнього поперечного намотування з коефіцієнтом анізотропії 2 та співвідношенням руйнівної напруги у кільцевому напрямі до руйнівної напруги у поздовжньому напрямі 2,04 (460/225 МПа) (Карандашов, 2017), які базуються на епоксидному олігомері Epicote 828 (Nederland), тверднику – метилтетрогідрофталевий ангідрид (МТНРА), прискорювачі – 2,4,6 трис-(метиламіном етил)фенол (DMP-30). Наповнювач – скляний ровінг ЕС 13-600.

Враховуючи те що обрано вкладний заряд твердого палива на корпус буде впливати значний тепловий потів весь час роботи, тому необхідно мати шар аблюючого теплозахисного покриття.

У початковий момент по всій товщині ТЗМ має початкову температуру  $T_{\text{поч}}$ . Під впливом теплового потоку поверхневий шар починає прогріватися. Через низьку теплопровідність матеріалу глибина прогріву мала, а профіль температури крутий. У часі зростає температура поверхні покриття і збільшується товщина прогрітого шару. У матеріалі не відбуваються фізичні

чи хімічні процеси, він залишається у вихідному стані. Період інертного нагрівання матеріалу - закінчується при досягненні поверхні температури розкладання.

Спочатку рвуться довгі ланцюжки мономолекул органічних сполук зв'язуючого та наповнювача. Утворюються газоподібні продукти та твердий залишок у вигляді жорсткого вуглецевого з'єднання. Твердий залишок разом із матрицею наповнювача ущільнюється. Пористий коксовий шар, за пором якого протікають газоподібні продукти розкладання. Процеси розкладання відбуваються у зоні деструкції. З урахуванням сильної залежності швидкості хімічних реакцій від температури та крутого профілю температури у ній величина цієї зони дуже мала. Всі процеси розкладання протікають за температури розкладання на фронті деструкції. Процеси розкладання відбуваються у зоні деструкції. З урахуванням сильної залежності швидкості хімічних реакцій від температури та крутого профілю температури у ній величина цієї зони дуже мала. У міру розкладання матеріалу товщина коксового шару наростає. Температура поверхні збільшується. Поверхня коксу нерухома. Йде лише переміщення фронту деструкції углиб матеріалу зі швидкістю розкладання, тобто. відбувається внутрішній винесення ТЗП. Процес триває до моменту, коли температура поверхні покриття досягне температури руйнування коксового шару.

На початку третього періоду на поверхні починають протікати процеси, що призводять до руйнування та винесення коксу.

1. Хімічне винесення. Руйнування основи коксового шару при хімічній взаємодії вуглецю з продуктами згоряння. При температурах вище 1800...1900 де починають протікати реакції вуглецю коксу з газами. Відбувається винесення газоподібного оксиду вуглецю.
2. Механічне винесення поверхневого шару коксу під дією наступних факторів:

- a. зовнішніх: напружень тertia газowego потоку на поверхні коксу та динамічного тиску потоку на виступаючі за прикордонний шар його елементи;
- b. внутрішніх: термічних напружень через градієнт температури в шарі і напружень, обумовлених перепадом тисків газів при фільтрації по порах коксового шару.

Плавлення та випаровування (а іноді і сублімація) елементів окремих наповнювачів (наприклад, склониток). Руйнування та винесення коксового шару обумовлює переміщення поверхні всього покриття. У режимі швидкості переміщення фронту деструкції і поверхні коксу однакові і рівні квазістаціонарної швидкості розкладання. Якщо товщина коксу почне збільшуватися, що рівнозначно зменшенню швидкості переміщення його поверхні, то збільшиться частка тепла, що надходить ззовні, на більший нагрів маси коксу. Отже, відбудеться зменшення кількості тепла на нагрівання та розкладання нової порції вихідного теплозахисного матеріалу, що призведе до зниження швидкості переміщення фронту деструкції, тобто. до вирівнювання обох швидкостей.

Для нанесення якісного теплозахисного покриття необхідно розробляти, виготовляти та налагоджувати спеціалізовану оснастку й обладнання, що є недоцільним при великосерійному або масовому виробництві СТРП для запуску БПЛА через зростання вартості та технологічної складності. З урахуванням експлуатаційних особливостей СТРП, а саме: малого часу роботи, відсутності необхідності збереження несучої здатності конструкції після завершення роботи двигуна, а також достатньо високих теплозахисних характеристик композиційних матеріалів типу склопластику, обґрунтовано доцільність використання частини товщини корпусу як теплозахисного шару.

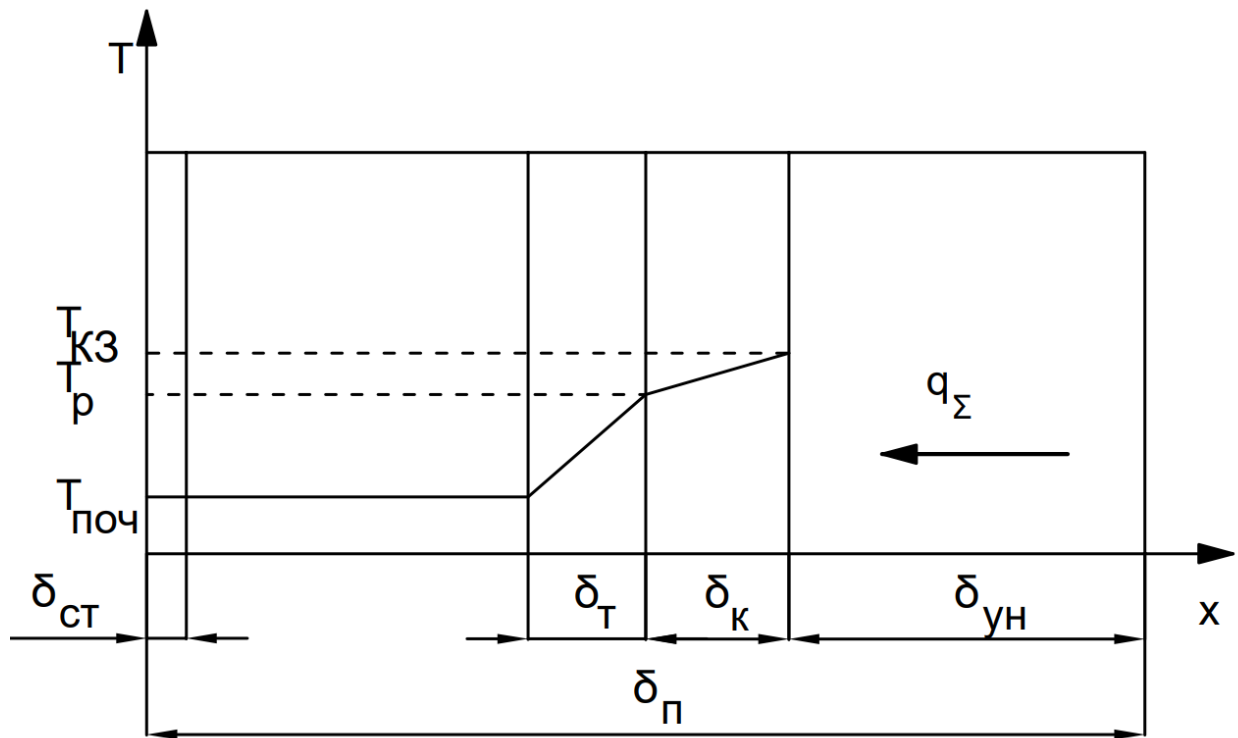


Рисунок 2.4 схема розподілення температури по шарах ТЗП:  $T_{кз}$  – температура в камері згоряння;  $T_p$  – температура термічного розкладення матеріалу;  $T_{поч}$  – початкова температура;  $\delta_п$  – товщина повна;  $\delta_{ст}$  – товщина стінки (солового корпусу);  $\delta_т$  – товщина шару термічного нагріву;  $\delta_к$  – товщина коксованого шару;  $\delta_{ун}$  – товщина унесеного шару;  $q_\Sigma$  – сумарний тепловий потік (розроблено автором на основі (Spirnak, 2018))

Такий підхід дозволяє відмовитися від окремого теплозахисного покриття, що призводить до спрощення технологічного процесу виготовлення, зменшення кількості операцій, зниження трудомісткості та собівартості виробу, а також підвищення технологічної надійності за рахунок усунення потенційно дефектних інтерфейсів між шарами що є критичним для умов великосерійного та масового виробництва.

Запропонований підхід є новим для СТРП малого класу та забезпечує інтеграцію функцій несучого елемента і теплозахисту в єдиному конструктивному елементі.

Слід також зазначити що при вигорянні внутрішніх шарів корпусу зона кріплення гвинтів залишається в початковому вигляді, тобто формуються

закінцівки що додатково підвищує технологічність (відсутність необхідності окремо робити закінцівки).

### 2.2.2. Заглушки

Як і матеріал корпусу історичним для заглушок (днищ) є застосування сталей та інших високоміцних сплавів, які потребують використання спеціальних засобів теплозахисту. Застосування текстоліту (шаруватого пресматеріалу на основі бавовняної або скляної тканини, просоченої фенолформальдегідною або епоксидною смолою) для виготовлення заглушок та інших відповідальних плоских елементів СТРП зумовлено тими самими вимогами що й використання полімерних композиційних матеріалів для корпусів.

Текстоліт має високу міцність на стискання та зріз, що дозволяє йому надійно сприймати тискові навантаження від продуктів згоряння всередині камери згоряння. Його шарувата структура забезпечує стійкість до розшарування під дією пульсацій тиску та мікровібрацій, характерних для роботи СТРП.

Матеріал здатний витримувати короточасний вплив високих температур без значної втрати форми та міцності. Низька теплопровідність текстоліту дозволяє йому виконувати роль ефективного теплоізолятора. Встановлена з внутрішнього боку корпусу заглушка з текстоліту формує тепловий бар'єр, що значно зменшує тепловий потік до металевих або композитних силових елементів кріплення та сусідніх вузлів, запобігаючи їх перегріву та втраті міцності.

Текстоліт відноситься до матеріалів що добре піддаються механічній обробці різанням, фрезеруванням та свердлінням на стандартному металорізальному обладнанні. Це дозволяє виготовляти деталі складної геометрії високою точністю (наприклад, з пазами для ущільнень, каналами для піропатронів, нарізання різьби та інше). Відносно низька вартість та доступність самого матеріалу та обробки робить вибір текстоліту економічно доцільним для серійного виробництва.

Під дією короточасних теплових та механічних навантажень текстоліт не зазнає значної пластичної деформації або усадки, що гарантує сталість геометрії критичних вузлів кріплення.

У випадках, коли навантаження на вузли кріплення або тиск у камері згоряння перевищують можливості стандартного текстоліту, застосовуються два раціональних підходи посилення конструкції. Перший – використання склотекстоліту, у якому в якості армувального матеріалу використовується склотканина замість бавовняної. Це забезпечує суттєве підвищення міцності на розрив і стискання, проте склотекстоліт має недоліки: більш виражена шаруватість та більш складна механічна обробка.

Другий, поширений для вітчизняного виробництва підхід – посилення текстолітової заглушки зовнішнім металевим фланцем (наприклад, із сталі або алюмінієвого сплаву). Така комбінована конструкція дозволяє розподілити навантаження: текстолітова основа забезпечує теплозахисні та ізоляційні функції, тоді як металевий фланець, кріплений болтами по периметру, сприймає основні механічні зусилля, забезпечуючи жорсткість вузла та надійність різьбових з'єднань.

Також слід зазначити що велике значення спосіб отримання текстолітової заготовки - основними типами поставки є текстоліт у вигляді стрижнів та плит.



а



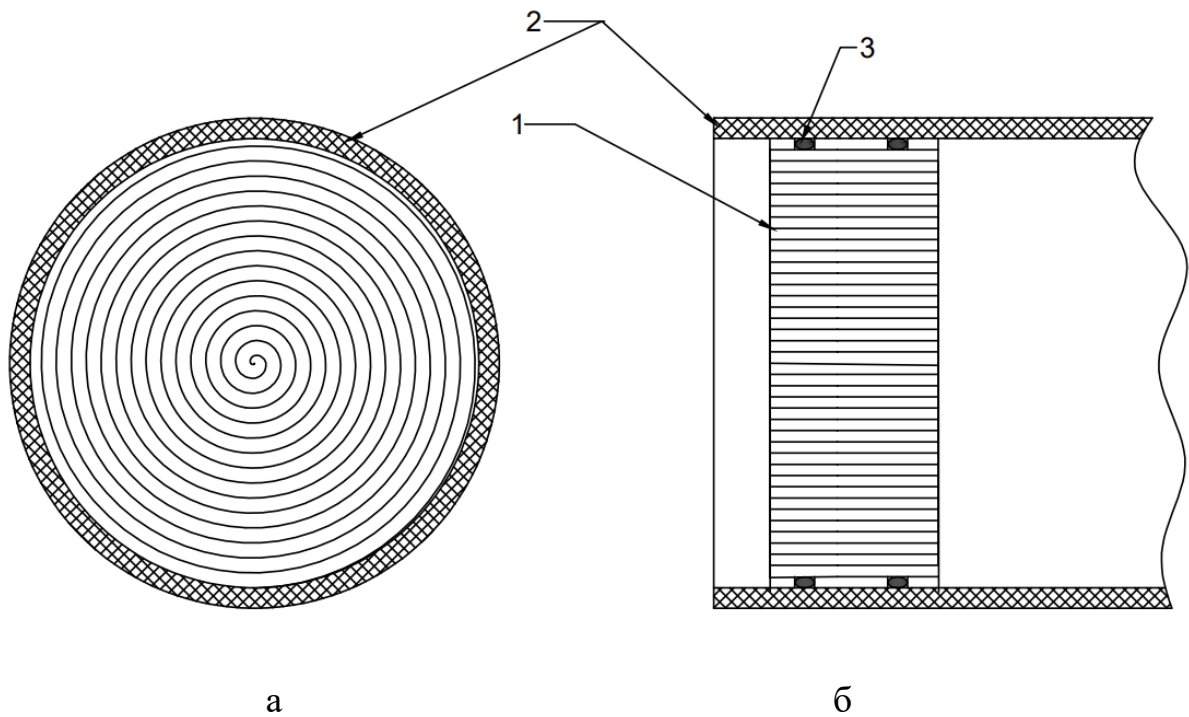
б



В

Г

Рисунок 2.5 Фото шарів текстоліту у стрижньовому вид з торця (а) та з боку (б) та листовому вид з торця (в) та з боку (г)



а

б

Рисунок 2.6 Схема розташування шарів у стрижньовому текстоліті вид з торця (а) та вид в розрізі збоку (б): 1 – заглушка, 2 – корпус, 3 – ущільнюючі кільця (розроблено автором)

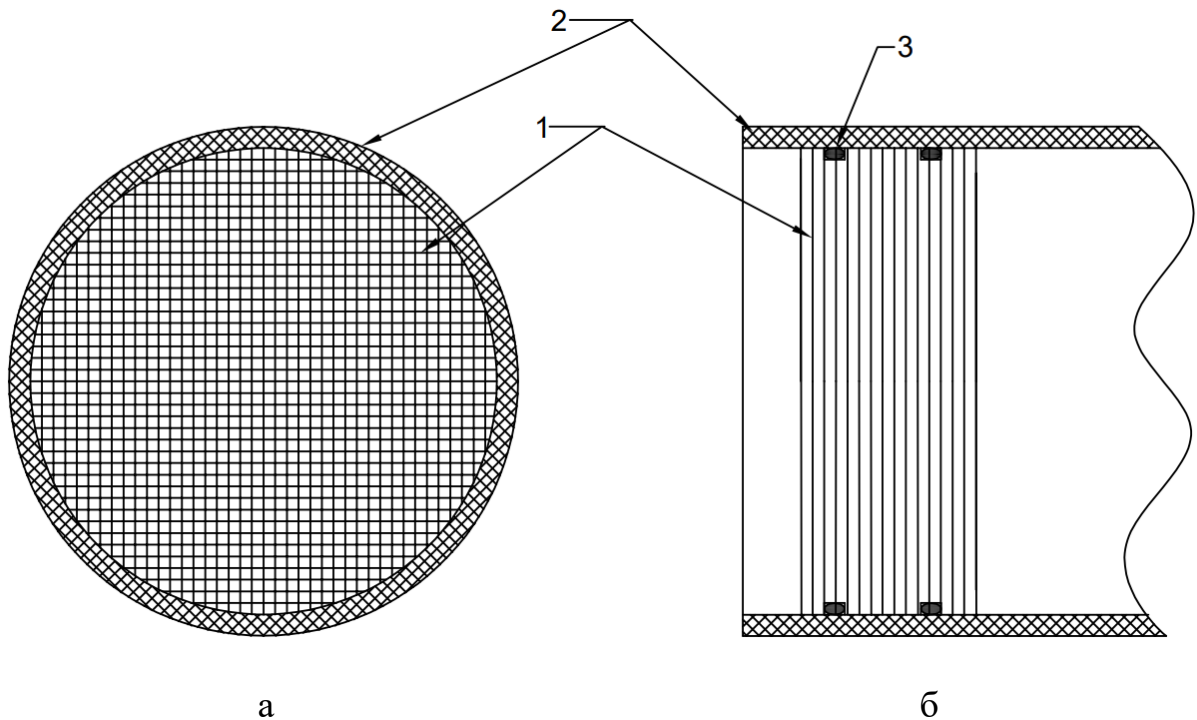


Рисунок 2.7 Схема розташування шарів у листовому текстоліті вид з торця (а) та вид в розрізі збоку (б): 1 – заглушка, 2 – корпус, 3 – ущільнюючі кільця (розроблено автором)

Зі схем (Рисунок 2.6 та Рисунок 2.7) видно що стрижньовий текстоліт у якості заглушки має нижчу ефективність в порівнянні з листовим, оскільки шари наповнювача розташовані так що більшу частина навантаження бере на себе не наповнювач, а матриця, яка має меншу межу міцності, ніж наповнювач. Проте через технологічні особливості отримання листових заготовок можливе використання листів товщиною не більше 50-60мм (теоретично до 100мм, але такі заготовки в Україну не постачаються) часто використовується саме комбінація цих матеріалів, тобто передня заглушка виготовляється з листового текстоліту та за необхідності посилюється металевим фланцем, заглушка соплового блоку також виготовляється з листового текстоліту, а дивергентна частина сопла виготовляється з стрижньового текстоліту.

Також слід зазначити, що з невизначених причин якість стрижньового текстоліту, що поставляється в Україну, значно нижча ніж листового. На

Рисунок 2.8 можна помітити краплі недополімерізованої смоли що виступають з соплового блоку після термічного впливу.

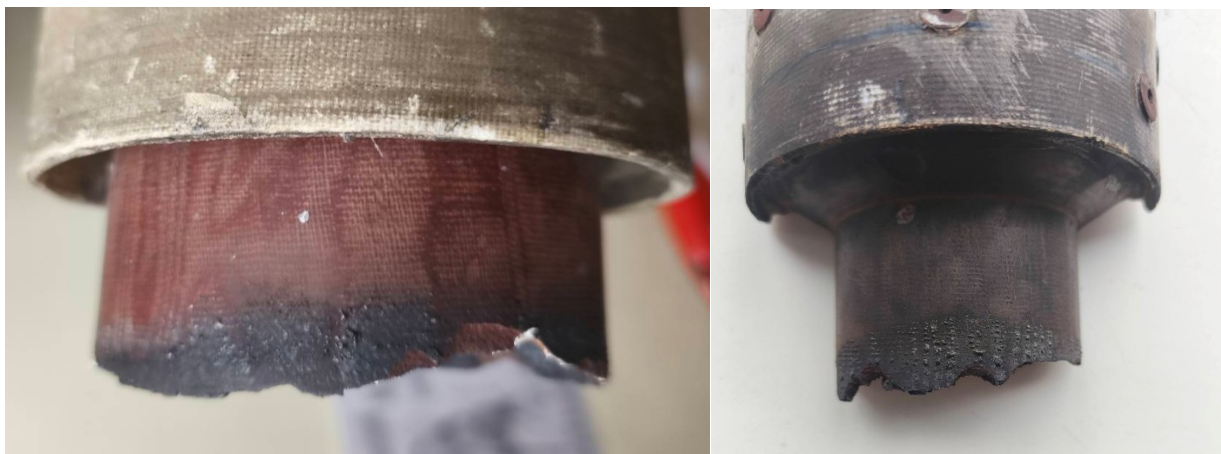


Рисунок 2.8 Фото соплових блоків виготовлених з стрижньового текстоліту після стендових вогньових випробувань *(розроблено автором)*

### 2.2.3 Вибір матеріалу для критичного перерізу сопла СТРП

Критичний переріз сопла є найбільш теплонапруженим елементом будь-якого ракетного двигуна, оскільки саме через нього проходять розжарені продукти згоряння з надзвуковою швидкістю, створюючи екстремальне комбіноване навантаження: високий тепловий потік, газодинамічну ерозію, механічні навантаження від тиску та вібрації.

У світовій практиці для таких найбільш відповідальних деталей традиційно використовуються високотехнологічні композиційні матеріали з металевою матрицею, наприклад, сплави системи вольфрам-мідь (W-Cu). У таких композиційних матеріалах каркас з тугоплавкого вольфраму забезпечує високу механічну міцність і стійкість до ерозії, а мідна матриця, випаровуючись, ефективно відводить тепло за рахунок теплоти пароутворення. Однак такі матеріали мають надзвичайно високу вартість, вимогливі до технології виробництва та практично відсутні на ринку України, що робить їх застосування для виробництва СТРП БПЛА недоцільним. Також використовують вуглець-вуглецеві композиційні матеріали (ВВКМ) оскільки вуглець має високу міцність та температури сублімації, але має низьку технологічність через складність обробки і високу вартість.

У вітчизняних умовах найбільш раціональним, доступним і технологічним рішенням є використання графітових вставок, зокрема графіт марок МПГ-6 та МПГ-7, зберігає структурну цілісність до температур понад 3000 К. Низький коефіцієнт теплового розширення забезпечує мінімальні термопружні напруження та стабільність геометрії критичного перерізу під час роботи, що важливо для підтримки стабільних балістичних характеристик двигуна. Графіт легко обробляється на звичайному верстатному обладнанні (фрезерування, токарна обробка) з високим класом точності, що дозволяє виготовляти вставки складного профілю. Вартість графітових заготовок на порядок нижча за імпорتنі металокомпозити, а матеріал широко представлений на українському ринку.

Таким чином графіт марок МПГ-6 та МПГ-7 цілком відповідає вимогам до одноразових СТРП для БПЛА.

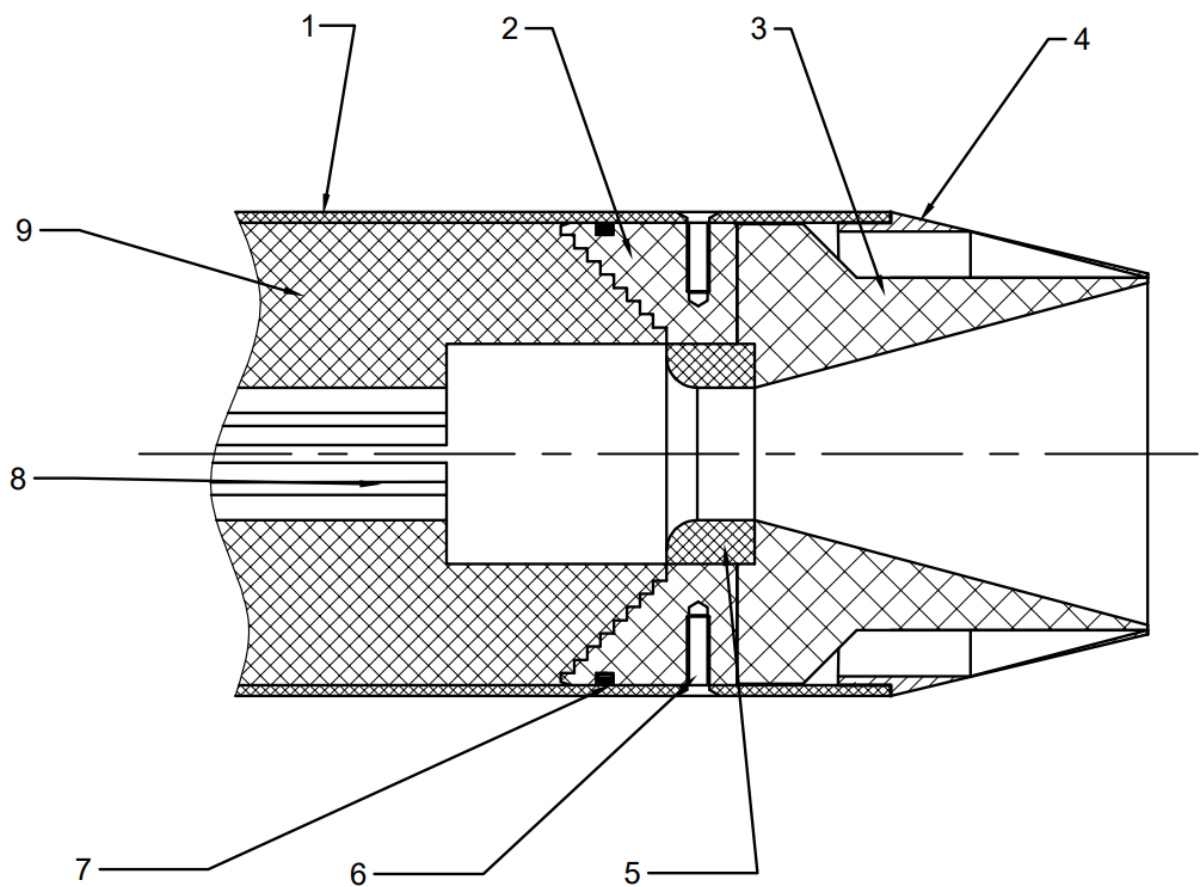


Рисунок 2.9 Ескіз соплового блоку двигуна CI18000 K110: 1 – корпус, склопластик; 2 – задня заглушка, листовий текстоліт; 3 – розтруб сопла,

стрижньовий текстоліт; 4 – аеродинамічний стікач, АМг5; 5 – вкладиш в критичний переріз, МПГ-6; 6 – гвинти, сталь; 7 – ущільнююче кільце, гума; 8 – зіркоподібний канал горіння; 9 – заряд твердого ракетного палива  
(розроблено автором)



Рисунок 2.10 Фото розрізу СТРП після стендових вогневих випробувань  
(розроблено автором)

На рисунках 2.9 та 2.10 представлені ескіз та фото СТРП відповідно з описаних вище матеріалів.

### **2.3 Перспективні зв'язувальні речовини для заряду твердого ракетного палива**

#### **2.3.1 Сучасні зв'язувальні речовини**

Історично склалося, що основу виробництва твердих ракетних палив становлять термореактивні полімери та каучуки, які в даній роботі формально

віднесено до термореактивних полімерів через високу температуру плавлення (а отже неможливість зворотних фазових переходів). Найпоширенішим представником є полібутадієн з кінцевими гідроксильними групами (НТРВ) (Ahmed Elsabbagh, 2026). Згідно з фундаментальним дослідженням НТРВ демонструє чудове змочування поверхні перхлорату амонію та алюмінію, забезпечуючи високий ступінь наповнення та стабільність композиції (Kubota, 2002)

Поліуретанові зв'язувальні речовини займають особливу нішу завдяки своїй винятковій міцності. Дослідження детально описують механізм утворення тривимірної сітки та стійкість поліуретанів до різних агресивних середовищ (Yilgor, 2007). При цьому, як зазначено в огляді, деякі лінійні полімери, включаючи окремі типи поліуретанів, через високу температуру плавлення/розкладання технологічно функціонують як термореактивні матеріали (Davenas, 1993)

Епоксидні смоли знаходять застосування в спеціальних галузях. Робота (Jin, 2015) детально аналізує їх найвищі міцнісні характеристики та адгезію, а також методи модифікації для зниження крихкості. Також епоксидна смола дає малу усадку в процесі полімеризації і є найдоступнішим матеріалом на ринку України.

### 2.3.2 Перспективні зв'язувальні речовини

Сучасні запити, зумовлені в тому числі необхідністю швидкого реагування, - підвищення ефективності, безпеки та зниження вартості життєвого циклу – висувають на перший план принципово нові вимоги до зв'язувальних речовин. Класичні термореактивні системи, незважаючи на свої переваги, мають фундаментальні обмеження: процес їх формоутворення незворотний, що виключає можливість вторинної переробки бракованих або утилізованих зарядів, а виготовлення двигунів складної геометрії вимагає дорогого механічного обладнання та оснастки. Одним із шляхів вирішення цих викликів є використання нетермореактивних зв'язувальних речовин (Chenghu Tang, 2025).

### 2.3.3 Дослідження температурних обмежень при використанні нетерморективних зв'язувальних речовин

Оскільки використання нетерморективних зв'язувальних речовин пов'язане з нагріванням паливної композиції необхідно отримати дані по граничній температурі нагріву таких сумішей, тому було проведено термічний аналіз для обґрунтування вибору температурних режимів. Термічний аналіз проводився на синхронному термоаналізаторі STA 6000 виробництва PerkinElmer (США) характеристики приладу наведено у таблиці 2.4.

Таблиця 2.3 Характеристики термоаналізатора STA 6000 виробництва PerkinElmer (США) (PerkinElmer, 2025)

Характеристика	Значення
Тип вагів	З верхнім завантаженням
Температурний діапазон, °С (К)	15-1000 (288-1273)
Швидкість наростання температури, К/хв	0,1-100
Точність/відтворюваність температури, К	±0,5
Калориметрична точність/відтворюваність, %	±2
Роздільна здатність вагів, мкг	0,2
Максимальна маса зразка, мг	1500
Час охолодження, хв	10 хв
Атмосфера	Статична, або динамічна, включаючи азот, аргон, гелій, діоксид вуглецю, повітря, кисень або інші інертні, або активні гази у всьому діапазоні температур

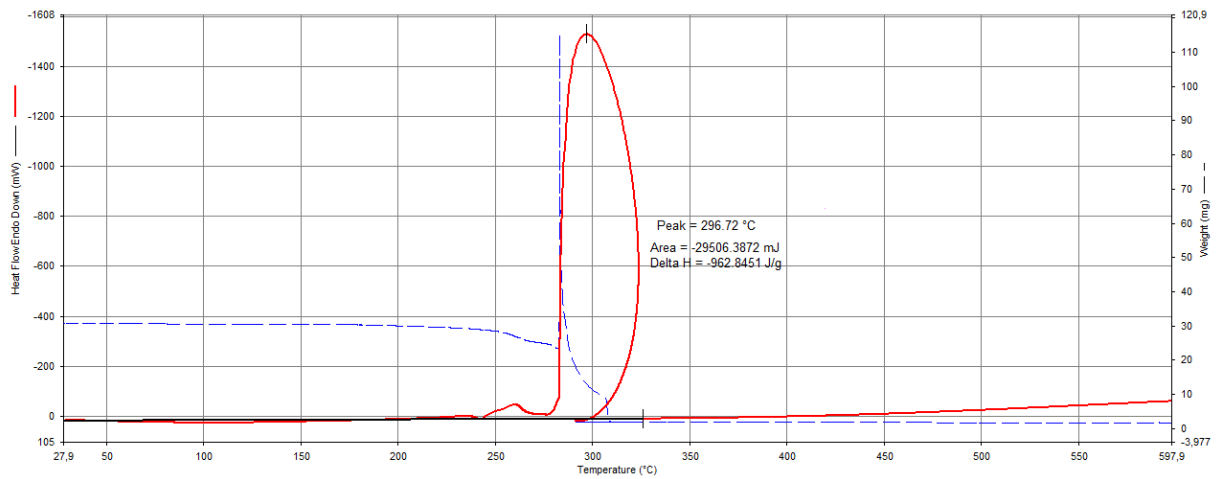


Рисунок 2.11 Термогравіметричний аналіз палива з 20% поліуретану, 15% алюмінію, 65% перхлорату амонію (ПХА) (розроблено автором на термоаналізаторі STA 6000)

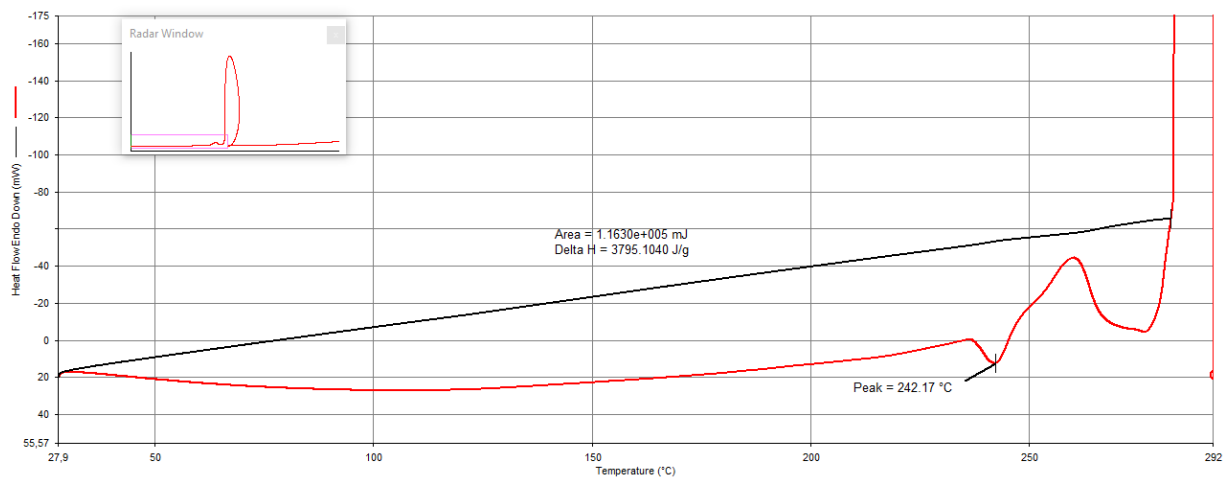


Рисунок 2.12 Збільшена область рисунка 2.10 (збільшена область виділена в лівому верхньому куті) (розроблено автором на термоаналізаторі STA 6000)

На графіку (Рисунок 2.11 та 2.12) видно, що займання відбувається при температурі близькій до температури початку термічного розкладання перхлорату амонію ( $\sim 300^{\circ}\text{C}$ ), при цьому так само видно (Рисунок 2.12), що є пік на позначці  $242^{\circ}\text{C}$ , що відповідає фазовому переходу другого роду перхлорату амонію (Рисунок 2.13) з орторомбічної в кубічну модифікацію (Кайдупов, 1974), через що стрибкоподібно змінюється його об'єм, що може призводити до утворення мікротріщин.

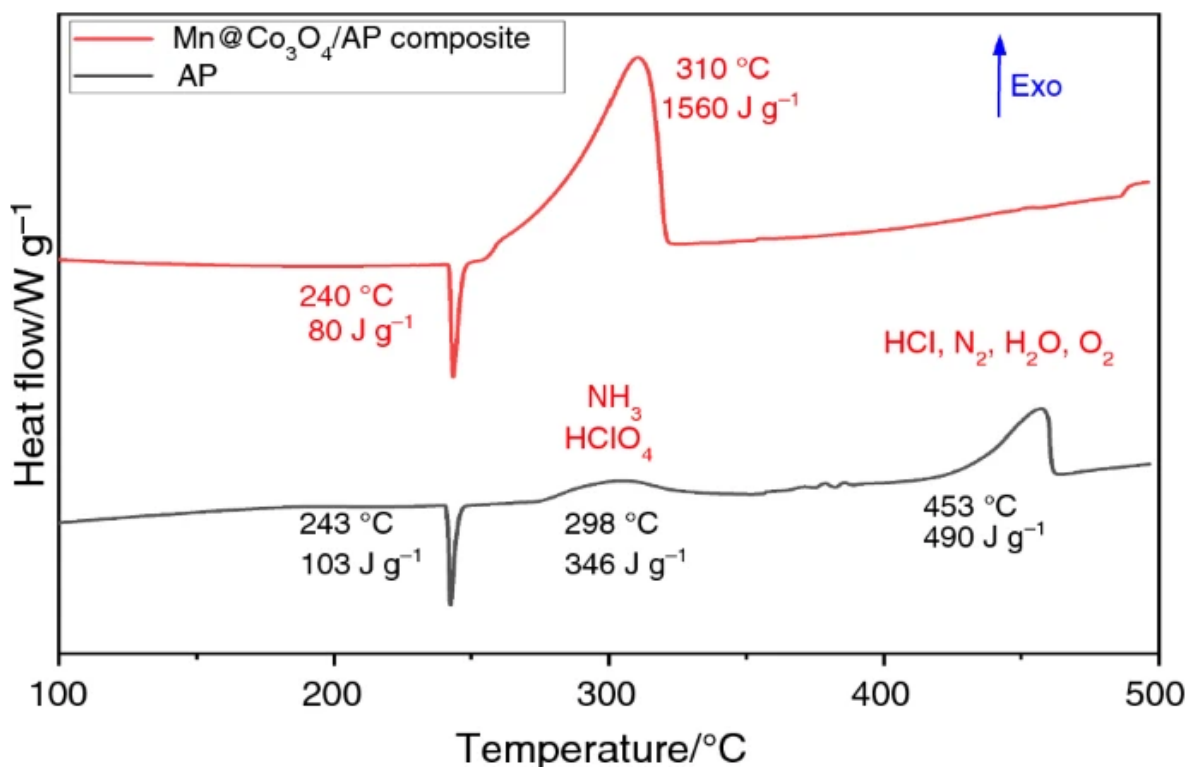


Рисунок 2.13 діаграма диференціально термічного аналізу перхлорату амонію (Kaidymov, 1974)

Також на Рисунок 2.13 видно, що маса зразка знижується починаючи з температури 60°C, а при температурі 240 - 250°C цей процес інтенсифікується, що можна пояснити такими явищами як випаровування розчинників зі зв'язувальної речовини, випаровування залишкової вологи та домішок з ПХА, а також початком розкладання самого ПХА.

Виходячи з усього вищесказаного, прийmemo, що температура плавлення потенційного зв'язувального не повинна перевищувати 150°C (423K), з іншого боку, виходячи з експлуатаційних характеристик, прийmemo нижню межу температури плавлення в 50°C (323K).

### 2.3.3.1 Термопластичні зв'язувальні речовини

Розвиток термопластичних еластомерів відкриває можливості для адитивного виробництва. Етиленвінілацетат (EVA) з вмістом вінілацетату 25-40% демонструє баланс між гнучкістю та температурою плавлення. Дослідження в підтверджують (Rajeev Ranjan, 2023), що EVA-композиції зберігають стабільність при високому вмісті твердих наповнювачів і придатні для 3D-друку методом пошарового наплавлення (FDM) (Azamat Slonov, 2023),

а також EVA придатний для виготовлення гнучких деталей, що важливо при виготовленні скріплених з корпусом зарядів твердого палива (Kumar, 2018)

Перспективним напрямком є розробка поліолефінових зв'язувальних речовин. В огляді (BAIRD, 2014) систематизовані дані про застосування поліпропілену та поліетилену в якості зв'язувальних речовин, відзначаючи їх покращені термічні характеристики та хімічну стійкість порівняно з EVA, хоча й мають вищу температуру плавлення (Yun Hу, 2024).

#### 2.3.3.2 Високоенергетичні кристалічні речовини

Особливу категорію становлять кристалічні зв'язувальні речовини. Тринітротолуол (ТНТ) традиційно використовується в литих складах вибухових речовин. Класична монографія (Arun Kanti Sikder, 2012) детально описує його властивості, переваги та недоліки, такі як схильність до міграції (Jai Prakash Agrawal, 2010).

Також як зв'язувальна речовина можуть використовуватися інші кристалічні високоенергетичні речовини, наприклад, сечовина.

#### 2.3.3.3 Легкоплавкі металеві сплави

Інноваційним напрямком є використання металевих зв'язувальних речовин на основі індію, галію та їх евтектичних сплавів. Стаття в ACS Applied Materials & Interfaces експериментально досліджує властивості сплаву галію з індієм, його змочувальну здатність та застосування для створення функціональних композиційних матеріалів (Dickey, 2014). Варто зазначити, що існує ризик початку хімічної реакції між компонентами сплаву та окиснювачем, це питання вимагає окремого дослідження (Volkov, 2025).

### **Висновки до розділу 2**

У другому розділі дисертаційної роботи вирішено науково-методичну задачу розроблення системного підходу до проектування та експериментального дослідження твердопаливних стартових ракетних прискорювачів для безпілотних літальних апаратів легкого класу, спрямовану на забезпечення обґрунтованого вибору параметрів прискорювача та матеріалів конструкції.

За результатами проведених досліджень отримано такі основні результати:

1. Встановлено, що ефективність твердопаливних стартових ракетних прискорювачів безпілотних літальних апаратів визначається комплексною взаємодією льотно-технічних характеристик БПЛА, конструктивно-компонувальної схеми системи «БПЛА–СТРП» та параметрів ракетного двигуна, що обумовлює необхідність застосування системного підходу до їх проєктування.
2. Розроблено методичні підходи до визначення основних проєктних характеристик СТРП для різних схем їх розташування (під фюзеляжем та у тандемній схемі), які дозволяють враховувати вплив компоновки на динаміку розгону, навантаження на конструкцію та ефективність запуску.
3. Обґрунтовано, що вибір матеріалів конструктивних елементів СТРП (корпусу, заглушок, критичного перерізу сопла) має здійснюватися на основі багатокритеріального підходу з урахуванням міцності, питомої маси, теплостійкості, технологічності та вартості, що забезпечує підвищення експлуатаційної ефективності виробів.
4. Встановлено, що застосування раціональних матеріалознавчих рішень дозволяє знизити масу конструкції СТРП без втрати міцнісних характеристик і надійності, що є критичним для систем запуску БПЛА малого класу.
5. Проаналізовано сучасні та перспективні зв'язувальні речовини твердих ракетних палив і встановлено, що традиційні терморективні системи мають технологічні обмеження, пов'язані зі складністю переробки та утилізації паливних зарядів.
6. Обґрунтовано доцільність використання термопластичних зв'язувальних речовин як перспективної альтернативи, що забезпечують

підвищення технологічної гнучкості виробництва, можливість повторної переробки та зниження виробничих витрат.

7. Досліджено температурні обмеження застосування нетермореактивних зв'язувальних систем і доведено, що за відповідного вибору складу та умов експлуатації їх використання у СТРП для БПЛА є допустимим і перспективним.

Сформовано методичну основу для синтезу конструктивно-технологічних рішень СТРП, яка враховує взаємозв'язок між параметрами БПЛА, характеристиками двигуна, матеріалами конструкції та технологіями виготовлення.

Отже доведено що запропонований системний підхід створює передумови для підвищення ефективності, універсальності та технологічності стартових ракетних прискорювачів безпілотних літальних апаратів. Таким чином, результати другого розділу сформували методичну основу для синтезу ефективних конструктивно-технологічних рішень твердопаливних стартових прискорювачів, а також забезпечили інструментарій для їх розрахунково-експериментального опрацювання, що використано у третьому та четвертому розділах дисертаційної роботи.

### Розділ 3

## Розрахунково-експериментальна валідація методичних підходів до синтезу ефективних конструкторсько-технологічних рішень щодо створення СТРП БПЛА

### 3.1 Розрахунок товщини корпусу

Оскільки обрано конструктивно-технологічне рішення використання частини товщини корпусу стартового твердопаливного ракетного прискорювача (СТРП) у якості теплозахисного покриття (ТЗП) розрахунок товщини корпусу складається з двох частин – розрахунку на міцність та розрахунок ТЗП. Для розрахунку використаємо дані з таблиці 3.1.

Таблиця 3.1 Основні характеристики

Характеристика	Значення
Межа міцності в поздовжньому напрямку $\sigma_{\text{п}}$ , МПа	225
Межа міцності в кільцевому напрямку $\sigma_{\text{к}}$ , МПа	460
Густина матеріалу $\rho_{\text{в}}$ , кг/м <sup>3</sup>	1600
Теплопровідність $\lambda$ , Вт/(м*К)	0.4
Середня питома теплоємність $c_{\text{в}}$ , Дж/(кг*К)	950
Час роботи двигуна $t$ , с	2.4
Температура газу в камері згоряння $T_{\text{с}}$ , К	2900
Температура завершення розкладення матеріалу $T_{\text{дф}}$ , К	800
Початкова температура в камері згоряння $T_{\text{і}}$ , К	293
Теплота розкладення матеріалу $H$ , Дж/кг	$5 \cdot 10^5$

Для розрахунку товщини стінки корпусу за критерієм міцності використаємо:

$$\delta = \frac{p \cdot D \cdot f}{2 \cdot \sigma_{\text{п}}} \quad (3.1)$$

$$\delta = \frac{p \cdot D \cdot f}{\sigma_{\text{к}}} \quad (3.2)$$

де  $\delta$  – Товщина корпусу;  $\sigma_{\text{п}}$  – межа міцності в поздовжньому напрямку;  $\sigma_{\text{к}}$  – межа міцності в кільцевому напрямку;  $f$  – коефіцієнт запасу міцності;  $D$  – діаметр корпусу;  $p$  – робочий тиск

При розрахунку за формулами 3.1 та 3.2 отримаємо необхідну товщину корпусу 1.95 та 1.91 мм відповідно.

$$x = k\sqrt{t} \quad (3.3)$$

$$k = \sqrt{\frac{\lambda(T_c - T_{df})}{\rho_v[H + c_v(T_{df} - T_i)]}} \quad (3.4)$$

де  $x$  – товщина карбонізованого шару;  $t$  – час роботи двигуна;  $T_c$  – температура газу в камері згоряння;  $T_{df}$  – температура завершення розкладення матеріалу;  $T_i$  – початкова температура в камері згоряння;  $\rho_v$  – густина матеріалу ТЗП;  $\lambda$  – теплопровідність матеріалу;  $c_v$  – середня питома теплоємність матеріалу ТЗП;  $H$  – теплота розкладення матеріалу. (L. Zhou, 2015)

За формулою 3.3 отримаємо необхідну товщину корпусу який використовується у якості теплозахисного покриття 1.44 мм.

Для верифікації аналітичної моделі (3.3) та уточнення реальної товщини зруйнованого шару матеріалу в умовах експлуатації було проведено експериментальне відпрацювання корпусу в реальних умовах експлуатації на тяговимірному стенді. Для експериментального відпрацювання використовувалися корпуси з товщиною стінки 10мм, було проведено 10 випробувань.

За результатами аналізу зразків після випробувань встановлено, що глибина шару термічної деструкції матеріалу склала 1.8 мм.

Зіставлення результатів розрахунку та експерименту свідчить, що реальна глибина руйнування перевищує теоретично необхідну мінімальну товщину. Відхилення експериментальних даних від теоретичних складає приблизно 25%, що пояснюється інтенсивним рухом продуктів згоряння на початковому етапі роботи двигуна та неоднорідності в корпусі які виникають на етапі виготовлення.

Для забезпечення цілісності силової оболонки протягом усього ресурсу роботи двигуна до величини зруйнованого шару додаємо:

Коефіцієнт запасу міцності

$n = 1.5$ , що дає товщину 2.7 мм ( $1.8 \text{ мм} * 1.5$ ). Отже, прийнята товщина стінки корпусу, який виконує функцію теплозахисного покриття, становить 4.7 мм. Дана товщина забезпечує необхідну несучу здатність конструкції та гарантовано локалізує теплову дію в межах теплозахисного шару, виключаючи прогрів силових шарів до критичних температур під час роботи.

Експериментально було визначено товщину шару термічної деструкції і 1.8 мм, що є близьким до результатів розрахунку

Отже, для корпусу було прийнято використовувати склопластикові труби з товщиною 4.7 мм.

### **3.2 Порівняння характеристик зв'язувальних речовин**

У цьому підрозділі представлені результати термодинамічного моделювання для обґрунтування використання палив на основі різних зв'язувальних речовин в програмі ProPER 3 (Cooper, 2016). Розрахунки проведені для тиску в камері згоряння 69 бар (1000 psi), тиску на зрізі сопла 1 бар (14.5 psi), початкової температури компонентів 298K (25°C) (Zhenggang Xiao, 2014).

Слід підкреслити, що результати моделювання відображають загальні тенденції в ідеальних умовах. Фактичні характеристики двигунів будуть нижчими за розрахункові з низки причин (Yunjun Luo, 2024):

1. Неідеальність процесів: Неповнота хімічних реакцій, дисоціація продуктів згоряння в камері та втрати тепла (Baoyin Ma, 2021)(Ingabire C. 2025).
2. Конструкційні фактори: Ерозія теплозахисного покриття сопла, що поглинає частину тепла, та двофазні втрати, пов'язані з конденсацією тугоплавких частинок, наприклад, (в першу чергу оксиди металів, такі як  $\text{Al}_2\text{O}_3$  та  $\text{Fe}_2\text{O}_3$ ).
3. Технологічні відхилення: Неможливість забезпечення абсолютної однорідності паливної матриці та наявність пасивних домішок. Ключовим прикладом є оксидна плівка ( $\text{Al}_2\text{O}_3$ ) на поверхні порошку алюмінію, що знижує загальне енерговиділення.

4. Варіювання складу: Хімічний склад сировини, особливо полімерних зв'язувальних речовин (наприклад, епоксидних смол), може незначно відрізнятися у різних виробників і навіть між партіями, що впливає на реологічні та енергетичні властивості палива (Ning Zhang, 2025).

Розрахунок проведено в програмі ProPEP 3 (Cooper, 2016). Представлені скриншоти результатів розрахунку робочих характеристик палива. Дані наведені для двох моделей течії в соплі:

FROZEN (Заморожена рівновага в першому рядку): Передбачається, що склад продуктів згоряння фіксований після камери згоряння і не змінюється в соплі.

SHIFTING (Зміщена рівновага в другому): Передбачається, що склад продуктів згоряння безперервно перебудовується, підтримуючи хімічну рівновагу при поточних тиску та температурі в кожній точці сопла.

Реальне значення питомого імпульсу зазвичай знаходиться між цими двома наближеннями. Для порівняльного аналізу, як правило, використовується більш високе значення, що відповідає моделі SHIFTING.

Ключові параметри результатів розрахунків:

IMPULSE: Питомий імпульс в умовах ідеального розширення в соплі в секундах.

IS EX: коефіцієнт приросту питомого імпульсу за рахунок дивергентної частини сопла

T\*: Температура в камері згоряння в кельвінах.

ISP\*: Питомий імпульс для двигуна без дивергентної частини сопла ("з діркою") в секундах.

C\*: швидкість витікання продуктів згоряння у футах за секунду

OPT-EX: оптимальне розширення (співвідношення площі на зрізі сопла/ площі критичного перерізу) сопла.

D-ISP: питомий імпульс на одиницю об'єму палива (розраховується некоректно через особливості речовин)

A\*M: це добуток площі критичного перерізу сопла на середню молярну масу продуктів згоряння

EX-T: температура на зрізі сопла в кельвінах (Serge77, 2003).

Розрахунки для полімерних зв'язувальних речовин проведені з урахуванням 20% зв'язувального (крім полібутадієну) виходячи з наявного досвіду роботи з різними складами та реології в процесі формування зарядів твердого палива.

IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T
245,0	1,1733	3273	38,75	4870,4		9,46	0,1	0,15141	1903
251,7	1,1389	3343	39,22	4916,8	189,0	10,76	0,1	0,15285	2328

Рисунок 3.1 Паливо Спейс Шаттл, 16% алюмінію, 69.8% ПХА, 0.2% оксиду заліза, 12% полібутадієн, 2% епоксидний зшиваючий агент (NSTS Shuttle Reference Manual, 1988) (розроблено автором з використанням ProPER 3 (Cooper, 2016))

IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T
249,9	1,1906	2807	38,52	4993,0		9,13	0,1	0,15522	1561
255,7	1,1679	2844	38,83	5031,6	193,8	9,64	0,1	0,15642	1717

Рисунок 3.2 Паливо №1, склад: 15% алюмінію, 65% ПХА, 20% поліуретан (розроблено автором з використанням ProPER 3 (Cooper, 2016))

IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T
250,8	1,1896	2896	38,54	5009,0		9,15	0,1	0,15572	1615
257,0	1,1344	2978	39,29	5161,6	195,5	9,58	0,1	0,16046	1810

Рисунок 3.3 Паливо №2, склад: 15% алюмінію, 65% ПХА, 20% епоксидна смола (розроблено автором з використанням ProPER 3 (Cooper, 2016))

IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T
239,8	1,1846	2707	38,60	4781,2		9,24	0,1	0,14864	1529
245,0	1,1665	2735	38,85	4813,3	185,3	9,66	0,1	0,14964	1655

Рисунок 3.4 Паливо №3, склад: 15% алюмінію, 65% ПХА, 20% етилен-вінілацетат (EVA) (розроблено автором з використанням ProPER 3 (Cooper, 2016))

IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T
242,1	1,2291	2275	38,02	4871,6		8,47	0,1	0,15145	1152
249,9	0,9854	2329	38,84	4961,3	191,1	8,92	0,1	0,15424	1296

Рисунок 3.5 Паливо №4, склад: 15% алюмінію, 65% ПХА, 20% поліетилен  
(розроблено автором з використанням ProPER 3 (Cooper, 2016))

IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T
238,8	1,2233	2845	38,09	4808,0		8,56	0,1	0,14947	1461
252,6	1,1138	3028	39,58	5057,1	190,7	9,86	0,1	0,15722	1987

Рисунок 3.6 Паливо №5, склад: 30% тринітротолуолу, 70% ПХА (розроблено автором з використанням ProPER 3 (Cooper, 2016))

IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T
244,1	1,1799	3241	38,67	4859,5		9,33	0,1	0,15107	1853
255,2	1,1006	3410	39,76	5062,0	190,5	10,60	0,1	0,15737	2480

Рисунок 3.7 Паливо №6, склад: 20% тринітротолуолу, 10% алюмінію, 70% ПХА (розроблено автором з використанням ProPER 3 (Cooper, 2016))

IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T
220,1	1,2298	2226	38,01	4425,2		8,46	0,1	0,13757	1125
223,4	1,1887	2273	38,55	4495,9	173,7	8,60	0,1	0,13977	1189

Рисунок 3.8 Паливо №7, склад: 30% сечовина, 70% ПХА (розроблено автором з використанням ProPER 3 (Cooper, 2016))

IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T
238,3	1,1767	2929	38,71	4735,9		9,40	0,1	0,14723	1688
247,4	1,1138	3035	39,58	4876,4	185,0	10,54	0,1	0,15160	2117

Рисунок 3.9 Паливо №8, склад: 20% сечовина, 10% алюмінію, 70% ПХА  
(розроблено автором з використанням ProPER 3 (Cooper, 2016))

IMPULSE	IS EX	T*	P*	C*	ISP*	OPT-EX	D-ISP	A*M	EX-T
127,5	1,2776	1078	37,40	2598,1		7,75	0,0	0,08077	489
131,9	1,2150	1117	38,20	2656,9	102,9	8,96	0,0	0,08260	631

Рисунок 3.10 Паливо №9, склад: 12,5% індій, 12,5% галій 75% ПХА  
(розроблено автором з використанням ProPER 3 (Cooper, 2016))

Аналізуючи результати розрахунків, неважко помітити, що для полімерних зв'язувальних речовин питомий імпульс відрізняється незначно (240-257с, максимум близько 7% відхилення).

Склади з ТНТ також показують близький питомий імпульс (238-255с).

Склади з сечовиною показали дещо нижчий результат (220-223с), але при використанні алюмінію в якості високоенергетичної добавки сечовина показує себе як цілком працездатний компонент-замінник термореактивних зв'язувальних речовин (237-247с), є побоювання щодо корозійної активності сечовини по відношенню до алюмінію, але вони безпідставні (United States Patent No. US6340660B1, 2001).

Склад зі сплавом In-Ga викликає найбільше питань у зв'язку з тим, що це відносно активні метали, але видають низький питомий імпульс, можливо це пов'язано з некоректним термодинамічним моделюванням, або це може бути пов'язано з малим кількістю газів у продуктах згоряння, як наприклад у термітній суміші ( $Fe_2O_3+Al$ ), яка виділяє багато тепла, але не може створювати тягу через те, що всі продукти реакції — тугоплавкі сполуки, а як відомо, роботу створюють гарячі гази, в будь-якому випадку необхідні додаткові дослідження.

Таблиця 3.2 – Порівняльні характеристики зв'язувальних матеріалів

Властивість / Матеріал	НТ РВ	Поліуретан	Епоксидні смоли	ЕВА	ТНТ	Сечовина	Сплави In-Ga
Температура*, °С	160-180	60-100	20-150	80-120	80-85	132	15-200
Питомий імпульс, с **	252	256	257	245	255	223-247	132

\* мається на увазі температура розм'якшення/плавлення для термореактивних/термопластичних полімерів

\*\* теоретичний питомий імпульс виходячи з розрахунку в ProPER 3 (Cooper, 2016)

Проведене термодинамічне моделювання ряду складових твердого ракетного палива на основі ПХА наочно продемонструвало, що з точки зору теоретичних енергетичних характеристик – питомого імпульсу та температури горіння — багато зв'язувальних речовин показують близькі та досить високі результати. Полімерні зв'язуючі (НТРВ, поліуретан, EVA), а також такі енергетичні добавки, як ТНТ або сечовина в комбінації з алюмінієм, дозволяють отримати значення питомого імпульсу в діапазоні, придатному для практичного застосування. Це підтверджує широкі теоретичні можливості у виборі компонентів.

Однак, як зазначено в аналізі, реальні характеристики двигуна істотно залежать від цілої низки практичних факторів: технологічності виготовлення, стабільності реологічних властивостей суміші, а також міцності та термостійкості отриманого паливного заряду, його тривалості зберігання та вартості. Усі ці критерії виходять на перший план при переході від теоретичних розрахунків до конструювання та виробництва реального виробу.

Зважаючи на сукупність вимог – поєднання високої енергоємності, чудових механічних і адгезійних властивостей, відмінної хімічної стійкості, передбачуваності та відтворюваності процесу полімеризації, а також відносної доступності та розвиненої технології застосування – в якості найбільш надійного та збалансованого зв'язувального агента для реальної конструкції ракетного двигуна на твердому паливі пропонується використання епоксидних смол. Саме вони забезпечують необхідний компроміс між теоретичною енергетикою (питомий імпульс до 257 с) та практичною доцільністю, гарантуючи стабільність, міцність і безпеку паливного заряду протягом усього життєвого циклу. (Добродомов О. 2026)

### **3.3 Створення тяговимірювального комплексу для вогневих випробувань твердопаливних ракетних прискорювачів тягою до 50 кН**

Вогневі стендові випробування є одним з ключових етапів розробки ракетних двигунів різного призначення, у тому числі прискорювачів літальних апаратів, оскільки дозволяють отримати експериментальні значення їх основних характеристик (United States Patent No. 3,597,968 ROCKETASSISTED PROJECTLE-SPIN STATIC FRING STAND, 1969). Незважаючи на постійний розвиток чисельних методів моделювання, саме стендові випробування залишаються єдиним надійним джерелом отримання експериментальних даних, необхідних для верифікації теоретичних моделей горіння, поведінки двофазного потоку, оцінки стійкості роботи двигуна та перевірки конструкторсько-технологічних рішень при виготовленні зарядів твердого ракетного палива у реальних умовах навантаження (Zhang, 2024) .

У сучасних умовах зростання інтересу до створення твердопаливних прискорювачів БПЛА, РДТП суборбітальних ракет-носіїв, а також малих ракетних комплексів, виникає потреба у створенні високоточних (Andrew Krows, 2025), легко адаптивних комплексів для проведення вогневих випробувань РДТП тягою до декількох кілоньютонів. Комплекс має забезпечувати:

- високу точність вимірювань;
- безпечність експлуатації;
- можливість проведення випробувань широкого спектру двигунів;
- можливість вимірювання величини, кута відхилення та координати точки прикладання вектору тяги;
- автоматизацію процесів збору даних про роботу двигуна.

Виходячи з потреб дослідницьких команд, що працюють над твердопаливними прискорювачами середнього класу, було розроблено універсальний стенд для вогневих випробувань двигунів з максимальною тягою до 50 кН, що дозволяє тестувати двигуни діаметром до 300 мм та довжиною до 1,5 м. Крім вимірювання тяги у реальному часі з точністю 0,2%,

стенд забезпечує визначення напрямку вектору тяги, що є критично важливим для систем старту БПЛА та ракетних комплексів (Zack Brimhall, 2007).

### 3.3.1 Загальна характеристика розроблюваного комплексу

Стенд повинен складатися з таких основних підсистем:

1. Механічна конструкція (силова рама, рухома платформа, вузол передачі зусилля).
2. Вимірювальна система (тензодатчики, підсилювачі сигналу, високошвидкісний реєстратор).
3. Електрична система та система керування.
4. Програмне забезпечення для збору та обробки даних.
5. Комплекс захисту та безпеки персоналу.

Таблиця 3.3 – Максимальні проєктні допуски стенду

<b>Параметр</b>	<b>Значення</b>
Максимальна тяга двигуна	50 кН ( $\approx 5$ тс)
Точність вимірювання	0,2%
Діаметр двигуна	50-300 мм
Довжина двигуна	200-1500 мм
Додаткові можливості	Визначення кута та координати вектора тяги

### 3.3.2 Механічна частина конструкції

Силова конструкція стенду являє собою жорстку металеву раму, яка анкерами закріплена у фундамент. Основні особливості конструкції:

- Модульні рухомі пояси закріплення двигуна, які переміщуються на прецизійних лінійних підшипниках. Це дозволяє, з одного боку, випробувати двигуни широкого спектру діаметрів та довжини (50-300 мм та 200-1500 мм відповідно), а з іншого, модернізувати комплекс для випробування рідиннопаливних ракетних двигунів з мінімальними витратами часу та коштів.

- Вузол передачі зусилля обладнаний механізмом попереднього навантаження.

Використання вузлу передачі зусилля з механізмом попереднього навантаження дозволило компенсувати динамічні удари та коливання системи при старті, що спричиняли спотворення вимірювань та загальне зниження точності отриманого результату (Ryooya Umeoka, 2021).

Для розміщення основної частини комплексу вогневих випробувань було обрано приміщення, що представляє собою конструкцію, заглиблену у землю з трьох боків. Навколо комплексу знаходиться зона відчуження радіусом більше 1 км. У цій зоні відсутні житлові та господарські та будь-які інші приміщення – окрім тих, де розміщено обладнання комплексу. Стіни приміщення, де розташовується стенд, обшиті сталевими панелями товщиною не менше 20 мм та ретельно обваловані, що дозволяє запобігти серйозним руйнуванням у випадку нештатної ситуації, пов'язаної з можливою детонацією двигунної установки, нерозрахункових режимів роботи, руйнування корпусу двигуна чи елементів стенду тощо. Основна частина стенду поділена на два приміщення, одному з яких розташовано основні механічні частини стенду (Рисунок X) та засоби спостереження, у той час як в іншому знаходиться силовий щиток, та обладнання для прийому, перетворення, обробки та запису даних з датчиків. Комплекс являє собою подальший розвиток стенду описаного в статті (Швець, 2024)

### 3.3.3 Визначення вектору тяги

Перш за все, для визначення характеристик вектора тяги необхідно визначитись з схемою дії зовнішніх та внутрішніх сил, які представлені на наступних фігурах:

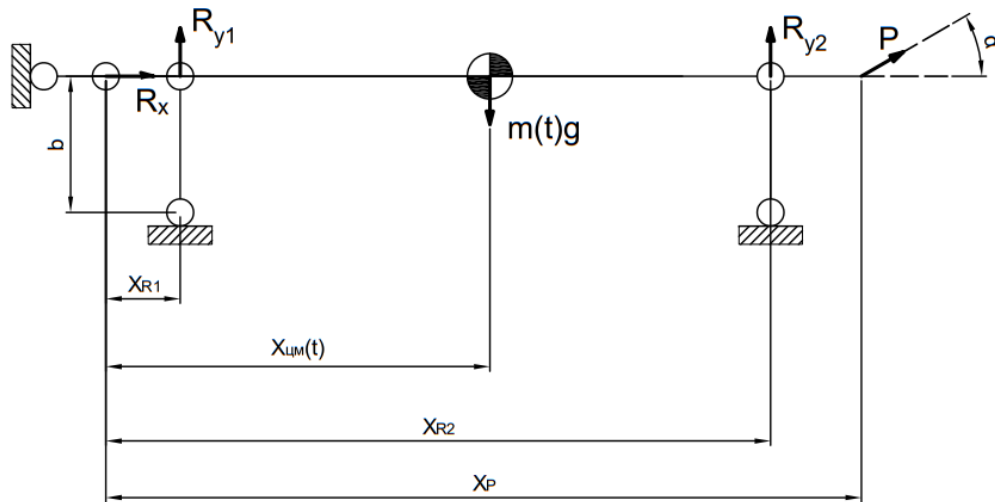


Рисунок 3.11 механічна схема тяговимірювального стенду вид сбоку:  
 $R_x$  – сила реакції основного тензодатчика поздовжньої вісі (OX),  $R_{y1}$  –  
Сумарна сила реакції першого поясу допоміжних тензодатчиків,  $R_{y2}$  –  
Сумарна сила реакції першого поясу допоміжних тензодатчиків,  $m(t)g$  –  
центр маси двигуна,  $P$  – Модуль вектору тяги,  $\alpha$  – кут нахилу вектору тяги, -  
висота від опори стенду до поздовжньої вісі двигуна,  $X_{R1}$  – відстань від  
основного тензодатчика до першого поясу допоміжних тензодатчиків,  $X_{cm(t)}$  –  
відстань від площини основного тензодатчика до центру мас двигуна  
(залежить від часу через зміщення центру мас в процесі вигорання палива),  
 $X_{R2}$  – відстань від основного тензодатчика до другого поясу допоміжних  
тензодатчиків,  $X_P$  – відстань від основного тензодатчика до координати  
перетину вектору тяги з центральною віссю двигуна (розроблено автором)

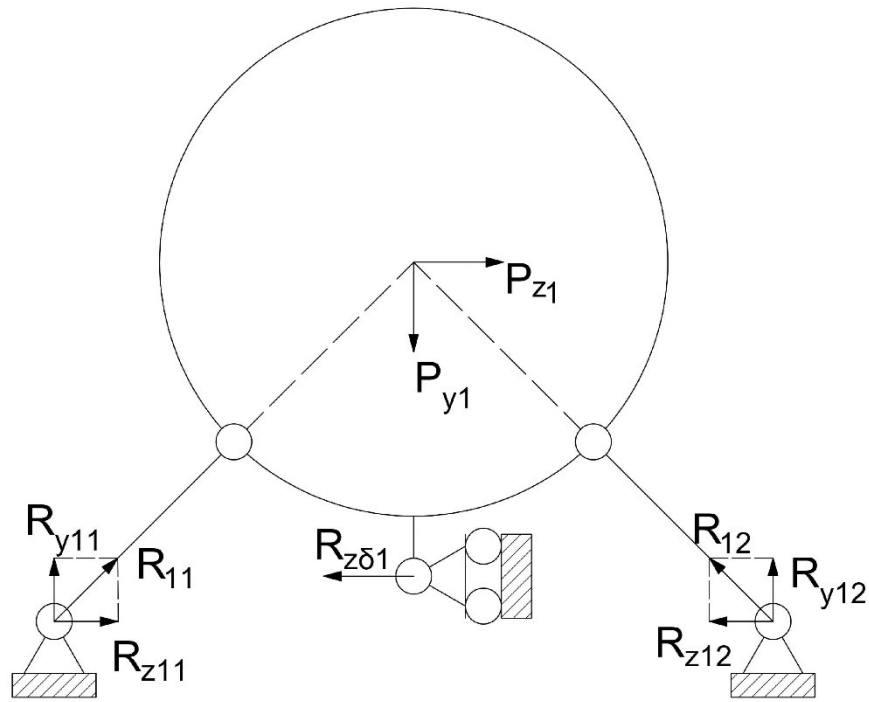


Рисунок 3.12 Механічна схема першого поясу тяговимірювального стенду від спереду (схема другого поясу ідентична, сили відрізняються індексами):  $P_{z1}$  – горизонтальна складова вектору тяги,  $P_{y1}$  – вертикальна складова вектору тяги,  $R_{11}$  та  $R_{12}$  – сили реакції допоміжних тензодатчиків першого поясу ( $R_{y11}$ ,  $R_{z11}$ ,  $R_{y12}$  та  $R_{z12}$  – вертикальні та горизонтальні складові відповідно),  $R_{z\delta 1}$  – сила реакції тензодатчика повороту навколо поздовжньої осі  $OX$  (розроблено автором)

Для визначення кута відхилення та координати точки прикладання тяги реалізовано:

- тривісну систему тензодатчиків з попереднім калібруванням;
- алгоритм розрахунку:

$$\alpha = \text{arctg} \left( \frac{P_x}{P_y} \right) \quad (2.11)$$

$$P = \sqrt{P_x^2 + P_y^2} \quad (2.12)$$

$$y_b = b - \frac{P_y(X_p - X_{R2}) - m(t)g(X_{R2} - X_{cm}(t)) + R_{y1}(X_{R2} - X_{R1}) + R_{x1} \cdot b}{P_x} \quad (2.13)$$

де  $R_x$  – сила реакції основного тензодатчика поздовжньої вісі (OX);  $X_{R1}$  – відстань від основного тензодатчика до першого поясу допоміжних тензодатчиків;  $R_{y1}$  – Сумарна сила реакції першого поясу допоміжних тензодатчиків;  $X_{cm(t)}$  – відстань від площини основного тензодатчика до центру мас двигуна (залежить від часу через зміщення центру мас в процесі вигорання палива);  $m(t)g$  – центр маси двигуна;  $X_{R2}$  – відстань від основного тензодатчика до другого поясу допоміжних тензодатчиків;  $R_{y2}$  – Сумарна сила реакції першого поясу допоміжних тензодатчиків;  $X_P$  – відстань від основного тензодатчика до координати перетину вектору тяги з центральною віссю двигуна;  $P$  – Модуль вектора тяги ( $P_{z1}$  та  $P_{y1}$  – горизонтальна та вертикальна складові відповідно);  $\alpha$  – кут нахилу вектора тяги;  $R_{11}$  – сила реакції допоміжного лівого тензодатчика першого поясу ( $R_{y11}$  та  $R_{z11}$  – вертикальна та горизонтальна складові відповідно);  $R_{12}$  – сила реакції допоміжного лівого тензодатчика першого поясу ( $R_{y12}$  та  $R_{z12}$  – вертикальна та горизонтальна складові відповідно);  $R_{z\delta 1}$  – сила реакції тензодатчика повороту навколо поздовжньої осі OX

Крім того слід зазначити що, завдяки використанню тензодатчика розташованого на заданій відстані від осі координат (на схемі опора з силою реакції  $R_{z\delta 1}$ ) можливо вимірювати моменти по крену що дозволяє формально віднести стенд до чотирьохосьових.

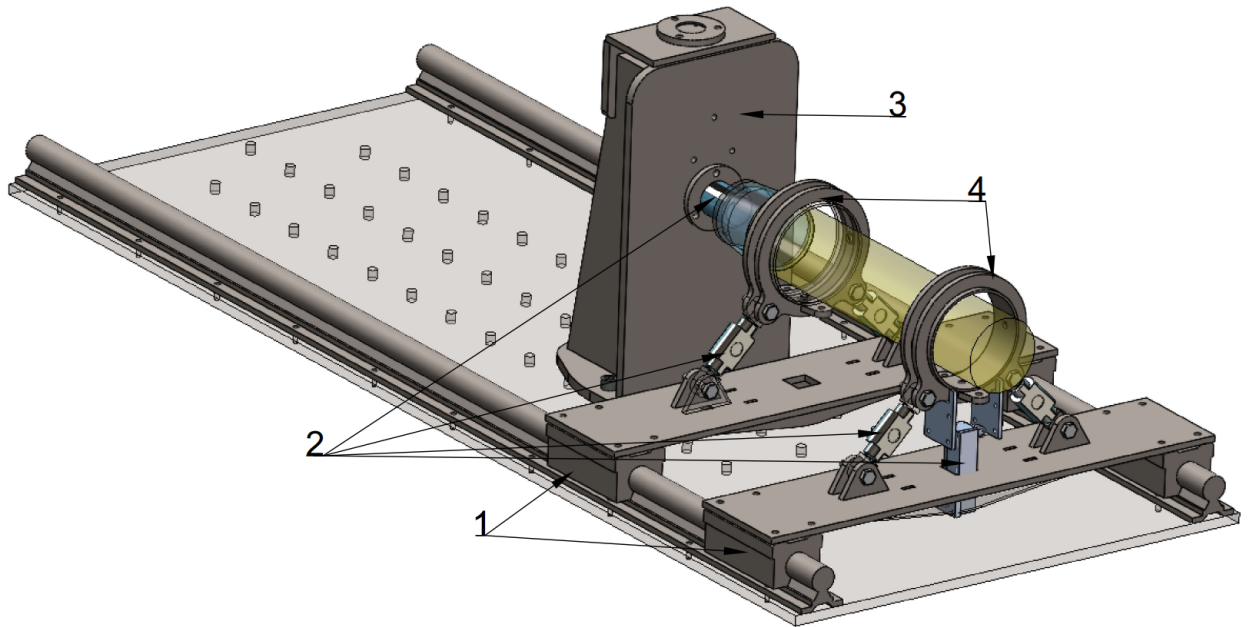


Рисунок 3.13 3д модель розробленого стенда: 1 – лінійні підшипники; 2 – тензодатчики; 3 – пересувна опорна колона тензодатчика; 4 – опорні кільця  
(розроблено автором у SolidWorks 2022)

Система також включає алгоритми:

1. визначення вектору повної сили;
2. обчислення кута нахилу вектору тяги;
3. реконструкцію координати точки прикладання.

Така система рішень є рідкісною серед стендів такого класу і дозволяє виконати поставлені задачі.

#### 3.3.4 Дослідження електричної частини та системи керування

Ефективна робота сучасного випробувального комплексу неможлива без надійної та точної системи збору даних, управління та забезпечення безпеки. Електрична частина та система керування відповідає за перетворення механічних навантажень у точні цифрові дані, синхронізацію роботи всіх підсистем та повинна забезпечувати повну безпеку персоналу та обладнання під час проведення вогневих випробувань. Цей розділ описує архітектуру, ключові компоненти та функціональні можливості електричної та керуючої систем, що забезпечують достатню точність вимірювань, стійкість до екстремальних умов навколишнього середовища та можливість повної автоматизації випробувального процесу.

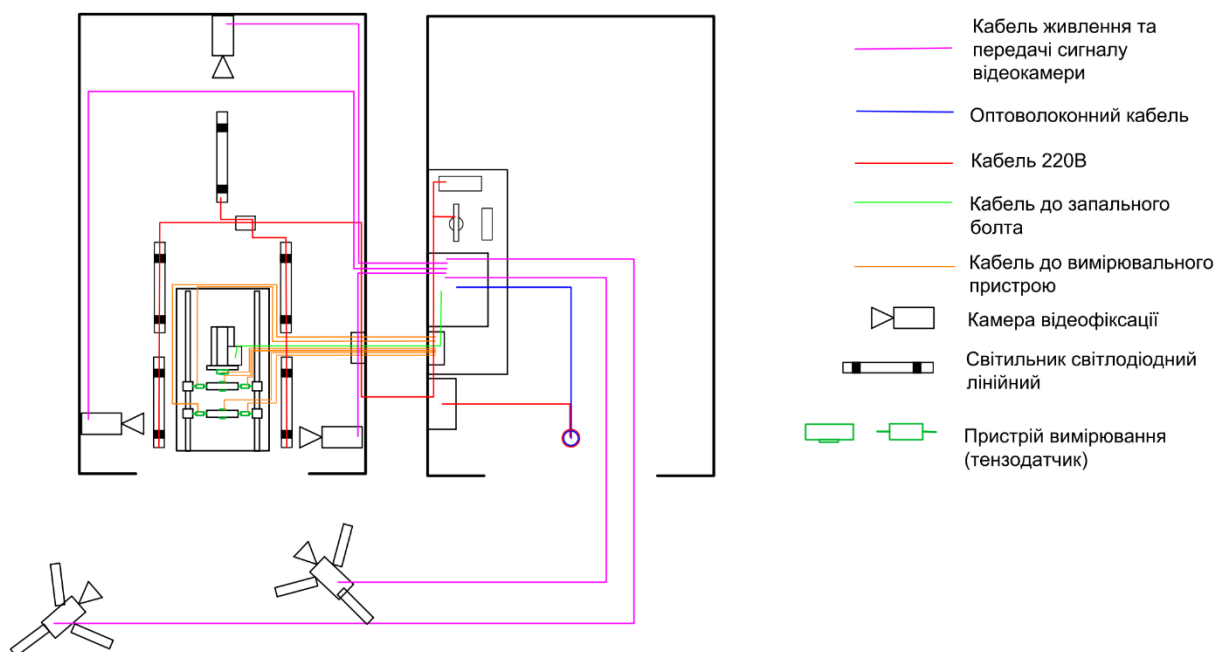


Рисунок 3.14 електрична схема розташування приладів тяговимірювального комплексу (розроблено автором)

Архітектура системи вимірювання включає:

- блок живлення та захисту;
- модулі АЦП з частотою опитування до 200 кГц;
- систему оптоволоконного зв'язку з командним пунктом;
- дистанційне керування системою запалювання;
- відеоспостереження та аудіомоніторинг у реальному часі.

Пріоритетом у проектуванні було забезпечення:

- електробезпеки,
- захисту апаратури від термічних та механічних впливів,
- можливості автономної роботи.

### 3.3.5 Оцінка похибок та метрологічне забезпечення

Забезпечення високої точності вимірювань є критично важливим аспектом функціонування будь-якого випробувального обладнання, оскільки саме достовірність експериментальних даних безпосередньо впливає на якість висновків та прийняття подальших технічних рішень.

Далі наведено аналіз основних джерел похибок вимірювальної системи розробленого тяговимірювального комплексу. Визначено внесок кожного

фактору – від первинних перетворювачів сил до цифрової обробки сигналу – у сумарну невизначеність.

На основі статистичного методу сумування незалежних похибок сформовано їхній бюджет та встановлено остаточну оцінку точності вимірювання тяги, що підтверджує відповідність комплексу заявленим метрологічним характеристикам.

Таблиця 3.4 – Основні джерела похибок

<b>Джерело</b>	<b>Похибка</b>
Тензодатчики	±0.2%
АЦП	±0.01%
Температурний дрейф	±0.05%
Механічні зазори	±0.05%
Синфазні завади	±0.03%
Дискретизація	±0.02%

Сумарна похибка:

$$\delta_p = \sqrt{\sum \delta_i^2} = 0,216\% \quad (2.14)$$

Також слід зазначити що тертям в зазначеній системі сила тертя не враховується оскільки при роботі РДТП конструкція зазнає високих вібраційних навантажень через що тертя фактично відсутнє.

3.3.6 Калібрування тензодатчиків шляхом ступінчастого навантаження та розвантаження

Для забезпечення максимальної точності вимірювань тяги та досягнення заявленої похибки 0,2% була розроблена та впроваджена методика калібрування тензодатчиків методом ступінчастого навантаження та розвантаження. Цей підхід дозволяє не лише перевірити відповідність датчиків паспортним характеристикам, але й виявити та компенсувати систематичні похибки, що призводять до отримання реальної похибки, нижчої за заявлену виробником.

Методика калібрування починається з підготовки та установки кожного тензодатчика на спеціальну калібрувальну платформу, яка забезпечує строге соосне навантаження вздовж осі чутливості. Далі здійснюється повний циклічний процес ступінчатого навантаження та розвантаження з дискретністю 10% від максимального розрахункового зусилля ( $F_{\max}$ ). Цей цикл включає фазу навантаження від 0% до 100% від  $F_{\max}$ , витримку на кожному ступені для стабілізації термопружних процесів та фазу розвантаження назад до 0%. На кожному етапі фіксується вихідний сигнал АЦП. Отримані дані дозволяють побудувати дві калібрувальні характеристики: пряму (навантаження) та зворотну (розвантаження). Аналіз цих кривих дає можливість кількісно оцінити нелінійність – відхилення реальної характеристики від ідеальної прямої лінії, гістерезис – різницю між показаннями при однаковому навантаженні під час прямої та зворотної віток циклу, та повторюваність – збіжність результатів при багаторазових циклах. На основі отриманих емпіричних залежностей для кожного датчика формується індивідуальна поправочна функція (поліноміальна або таблична), яка впроваджується в програмне забезпечення комплексу для автоматичної компенсації виявлених систематичних похибок під час реальних вимірювань.

Ключовою перевагою такого підходу є подолання обмежень стандартного заводського калібрування, яка зазвичай проводиться в ідеальних умовах на одиничних зразках. Ця методика враховує реальні умови інсталяції датчика в конструкцію стенду, монтажні напруження та особливості конкретного екземпляра, що дозволяє отримати точнішу індивідуальну характеристику. Найбільший внесок у зниження загальної похибки вносить компенсація нелінійності, особливо в зонах малих та великих навантажень, а також гістерезису, критичного при динамічних процесах. Багаторазове циклічне навантаження також дозволяє «стабілізувати» тензодатчик, зменшуючи плинність матеріалів і поліпшуючи повторюваність його показань у часі. Крім того, калібрування може проводитися при різних контрольованих

температурах навколишнього середовища, що дозволяє побудувати температурні поправки для критично важливих випробувань.

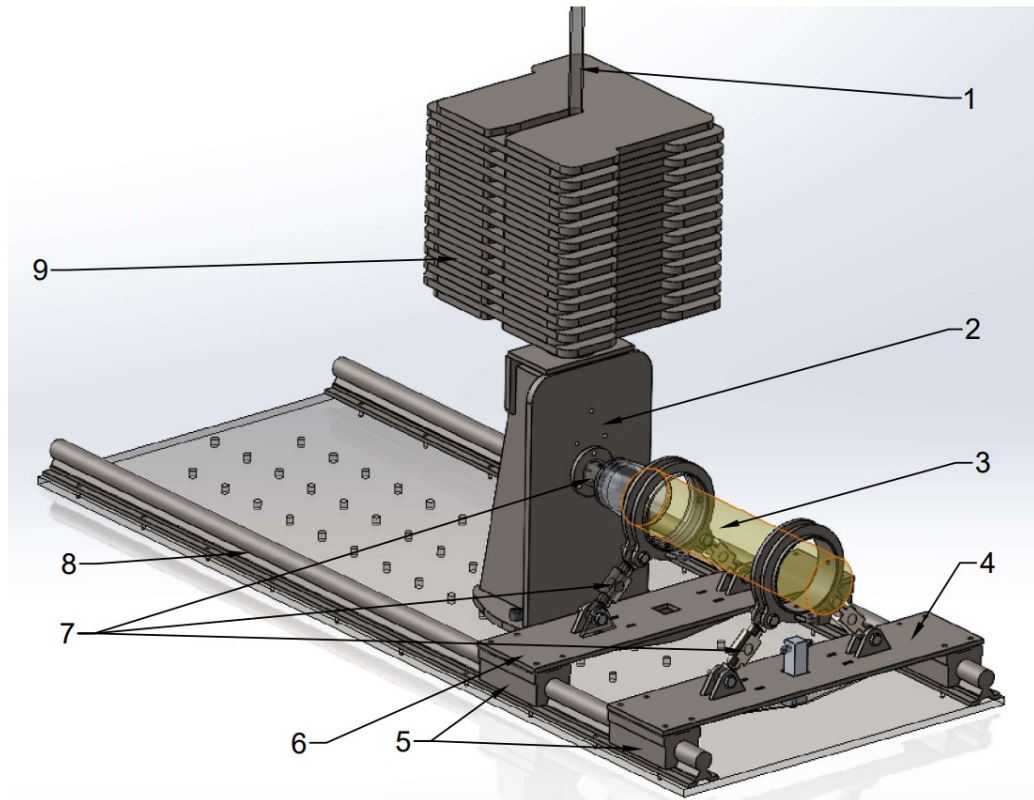


Рисунок 3.15 3д модель станда з вузлом калібрування: 1 – калібрувальна колона, 2 – опора кріплення основного тензодатчика, 3 – двигун, 4 – перший пояс допоміжних тензодатчиків, 5 – лінійні підшипники, 6 – другий пояс допоміжних тензодатчиків, 7 – тензодатчики, 8 – лінійна направляюча, 9 – калібрувальні грузи (розроблено автором у SolidWorks 2022)

Калібрування відбувається за наступною методикою

1. Датчики по черзі встановлюються на калібрувальну площадку
2. Датчики навантажуються еталонними масами.
3. Реалізується ступінчасте навантаження:

$$F_i = [0; 10; 20; 30; \dots ; 100]\% \cdot F_{\max} \quad (2.15)$$

4. Для кожного навантаження реєструється сигнал АЦП
5. Реалізується ступінчасте розвантаження:

$$F_i = [100; 90; 70; 60; \dots ; 0]\% \cdot F_{\max} \quad (2.16)$$

6. Будується калібрувальна характеристика (ДСТУ EN ISO 376:2014 (EN ISO 376:2011, 2014)).

В результаті впровадження описаної методики для всіх тензодатчиків вимірювального комплексу вдалося досягти реальної похибки вимірювання сили на рівні не гірше  $\pm 0,15\%$ , що є нижчим показником від номінальної похибки  $\pm 0,2\%$ , заявленої виробником. Це досягнення забезпечується за рахунок практичної елімінації систематичної складової похибки, пов'язаної з нелінійністю та гістерезисом, а також зменшення впливу випадкових похибок шляхом статистичної обробки даних багаторазового циклічного навантаження.

Таким чином, впровадження методики прецизійного калібрування тензодатчиків шляхом ступінчастого навантаження-розвантаження є ключовим елементом метрологічного забезпечення тяговимірювального комплексу. Цей підхід дозволяє не тільки підтвердити, але й покращити паспортні характеристики датчиків, гарантуючи високу достовірність експериментальних даних та дозволяючи проводити верифікацію розрахункових моделей з надійністю, що перевищує початкові вимоги.

Завдяки такій методиці можливо зменшити похибку тензодатчиків заявлену виробником після первинної заводської перевірки завдяки отриманню реальних характеристик по відхиленню показників приладів відносно теоретичних (нелінійність від похибки повної шкали), також такий підхід мінімізує статистичні похибки що залежать від температурного дрейфу. (Терлыч, 2003)

Тоді, після застосованого методу калібрування отримаємо:

$$\delta_p = \sqrt{\sum \delta_i^2} = 0,17\% \quad (2.16)$$

Вогневі стендові випробування залишаються незамінним етапом розробки та валідації ракетних двигунів, оскільки забезпечують отримання достовірних експериментальних даних, необхідних для верифікації теоретичних моделей та конструкторських рішень.

Було створено універсальний та високоточний тяговимірювальний комплекс для випробувань твердопаливних ракетних двигунів та прискорювачів середнього класу, що відповідає сучасним вимогам.

Актуальність розробки обумовлена дефіцитом доступних для науково-дослідницьких команд стендів промислового рівня, зростанням потреби у випробуваннях двигунів для БПЛА та малих ракетних комплексів, а також необхідністю вимірювання просторового положення вектору тяги.

Ключовими результатами роботи є:

1. Створено функціональний стендовий комплекс з максимальною вимірюваною тягою до 50 кН, призначений для двигунів діаметром 50–300 мм та довжиною 0,2–1,5 м. Комплекс забезпечує безпеку експлуатації та автоматизований збір даних.

2. Реалізовано унікальну функцію визначення вектору тяги. Окрім точної (до 0,2%) реєстрації модуля сили, стенд дозволяє вимірювати кут його відхилення та координати точки прикладання, що є критично важливим для аналізу динаміки старту літальних апаратів.

Досягнуто високої точності вимірювань завдяки комплексному метрологічному забезпеченню. Розроблена та впроваджена методика прецизійного калібрування тензодатчиків методом ступінчастого навантаження-розвантаження дозволила знизити сумарну похибку вимірювання тяги до 0,17%, перевищивши паспортні характеристики датчиків.

Таблиця 3.5 – Основні характеристики розробленого стенду

<b>Параметр</b>	<b>Значення</b>
Максимальна тяга двигуна	50 кН ( $\approx 5$ тс)
Точність вимірювання	Не гірше 0,2%
Діаметр двигуна	50-300 мм
Довжина двигуна	200-1500 мм
Максимальна частота опитування	200 кГц
Додаткові можливості	Визначення кута та координати вектору тяги

3. Розроблена система дозволяє виконати завдання отримання надійного експериментального матеріалу для:

- перевірки аналітичних і чисельних моделей роботи двигунів;
- дослідження стабільності горіння та властивостей твердих ракетних палив;
- оптимізації конструкції прискорювачів і систем запуску.

Таким чином, дана розробка має значну наукову та прикладну цінність, сприяючи розвитку вітчизняних технологій у галузі ракетобудування, зокрема для перспективних систем БПЛА та малих космічних апаратів. (Dobrodomov O. P., 2026)

### **3.4 Розроблення алгоритму вибору способу запуску БПЛА**

У сучасних умовах динамічного розвитку безпілотних авіаційних комплексів, ефективність застосування БПЛА значною мірою визначається не лише його ЛТХ, але й ТТХ – оперативністю та надійністю його застосування, ключовою ланкою якого є спосіб запуску. Існуюча номенклатура способів запуску БПЛА відрізняється значним різноманіттям, що обумовлено великою кількістю типів, масогабаритів та призначення самих апаратів, а також специфікою театру бойових або цивільних призначень. Таким чином, виникає нагальна потреба в системному підході, що дозволяє на об'єктивній основі обирати найбільш раціональний спосіб запуску для конкретної місії БПЛА в заданих умовах. Таким підходом є розробка спеціалізованого алгоритму, що формалізує процес прийняття рішення на основі аналізу існуючих засобів запуску, а також вхідних критеріїв та обмежень що висуваються до БПАК.

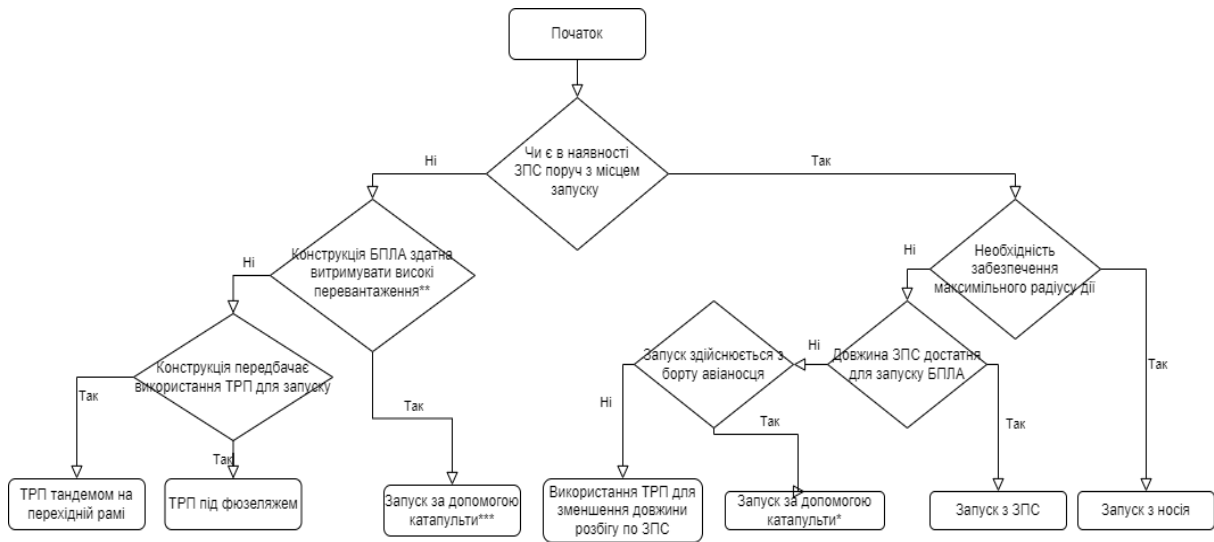


Рисунок 3.16 Блок-схема вибору способу запуску БПЛА (\* - парогазова, або електромагнітна катапульта, \*\* - мається на увазі перевантаження більше 10, \*\*\* - пневматична, рідше гумо-механічна катапульта) (розроблено автором)

Таким чином, розроблено алгоритм вибору раціонального способу запуску БПЛА. На основі проведеного аналізу існуючих методів запуску та визначення ключових критеріїв, що впливають на цей вибір, було сформовано формалізовану процедуру прийняття рішення.

Алгоритм побудовано на принципі послідовного аналізу найважливіших умов експлуатації, серед яких основним є наявність та характеристики ЗПС. Далі враховуються такі детермінуючі фактори, як необхідність забезпечення максимального радіусу дії, достатність довжини ЗПС, тип платформи-носія (зокрема, авіаносець), а також конструктивні особливості самого БПЛА, зокрема його здатність витримувати високі динамічні навантаження.

Результатом розробки є структурно-логічна схема, яка забезпечує однозначний вибір одного із шести основних способів запуску: звичайний зліт із ЗПС, використанням СТРП у двох конфігураціях (під фюзеляжем або тандемом на рамі), запуск за допомогою катапульта різних типів (пневматичної, електромагнітної чи парогазової), запуск з борту носія або комбінований метод із застосуванням СТРП для скорочення розбігу.

Запропонований алгоритм має чітку логічну структуру, практичну спрямованість і може бути використаний як інструмент для підвищення

ефективності планування застосування БПАК шляхом оптимізації вибору стартового обладнання та процедур запуску відповідно до конкретних умов виконання місії.

### **Висновок до розділу 3**

У третьому розділі дисертаційної роботи виконано розрахунково-експериментальну валідацію методичних підходів до синтезу ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних стартових ракетних прискорювачів безпілотних літальних апаратів.

1. У результаті проведених досліджень визначено необхідну товщину корпусу СТРП з урахуванням його використання як теплозахисного покриття. Показано, що розрахункове значення товщини шару становить 1,44 мм, тоді як експериментально встановлена глибина термічної деструкції матеріалу дорівнює 1,8 мм, що спричинено інтенсивним рухом продуктів згоряння на початковому етапі роботи двигуна. З урахуванням коефіцієнта запасу міцності обґрунтовано прийняття конструктивної товщини корпусу 4,7 мм, що забезпечує як міцність, так і ефективний теплозахист.

2. Доведено що запропоноване конструкторсько-технологічне рішення – використання частини товщини корпусу в якості теплозахисного покриття дозволяє вирішити задачу масового виробництва СТРП для БПЛА.

3. Проведено порівняльний аналіз характеристик різних зв'язувальних речовин твердих ракетних палив на основі термодинамічного моделювання, що дозволило підтвердити доцільність використання перспективних зв'язувальних систем з урахуванням їх енергетичних та технологічних характеристик.

4. Розроблено та створено тяговимірювальний комплекс для проведення вогневих випробувань СТРП тягою до 50 кН, який забезпечує вимірювання тягово-часових характеристик з урахуванням динамічних навантажень. Запропоновані конструктивні рішення, зокрема використання механізму попереднього навантаження, дозволили підвищити точність вимірювань за рахунок зменшення впливу коливань і ударних навантажень.

Отримані експериментальні результати підтвердили працездатність розроблених технічних рішень та адекватність запропонованих методичних підходів, що свідчить про можливість їх використання при проектуванні твердопаливних стартових прискорювачів безпілотних літальних апаратів.

## **Розділ 4**

### **Приклад синтезу конструктивно-технологічних рішень при створенні твердопаливних ракетних прискорювачів безпілотних літальних апаратів**

#### **4.1 Розроблення універсальної перехідної рами для інтеграції стартового прискорювача з БПЛА**

Як було зазначено вище, одним із ключових напрямків підвищення ефективності застосування БПЛА є забезпечення їх оперативного запуску в умовах обмеженої інфраструктури. Аналіз сучасних способів старту БПЛА показує, що використання СТРП дозволяє суттєво розширити діапазон експлуатаційних можливостей апаратів, зокрема забезпечити старт із коротких або невідготовлених майданчиків та мобільних платформ.

Разом із тим, інтеграція СТРП безпосередньо у конструкцію БПЛА пов'язана з низкою суттєвих технічних обмежень. У більшості відомих конструктивних схем СТРП кріпиться безпосередньо до силових елементів фюзеляжу. Такий підхід потребує індивідуального проектування вузлів кріплення для кожного типу БПЛА, що призводить до збільшення трудомісткості розробки, ускладнює модернізацію апаратів та знижує рівень уніфікації стартових систем. Крім того, безпосередня інтеграція прискорювача у силову схему планера може викликати локальні перевантаження конструкції, що негативно впливає на ресурс та надійність апарата.

Аналіз існуючих конструктивних рішень показує, що більшість систем ракетного запуску орієнтовані на використання прискорювачів фіксованого типорозміру, що обмежує можливість застосування серійних або масових ракетних двигунів іншого призначення. Таким чином, виникає необхідність створення універсального адаптаційного конструктивного елемента, здатного забезпечити інтеграцію різних типів твердопаливних реактивних двигунів із широкою номенклатурою БПЛА без внесення змін у їх базову конструкцію.

З метою вирішення зазначених задач запропоновано конструкцію універсальної перехідної рами, що виконує функцію адаптивного силового інтерфейсу між безпілотним літальним апаратом та стартовим твердопаливним реактивним двигуном. Вона забезпечує передачу навантажень від прискорювача на конструкцію БПЛА, формує необхідну геометрію розташування двигуна відносно центра мас системи та створює умови для контрольованого відокремлення після завершення роботи прискорювача. (Україна Патент №159603, 2025)

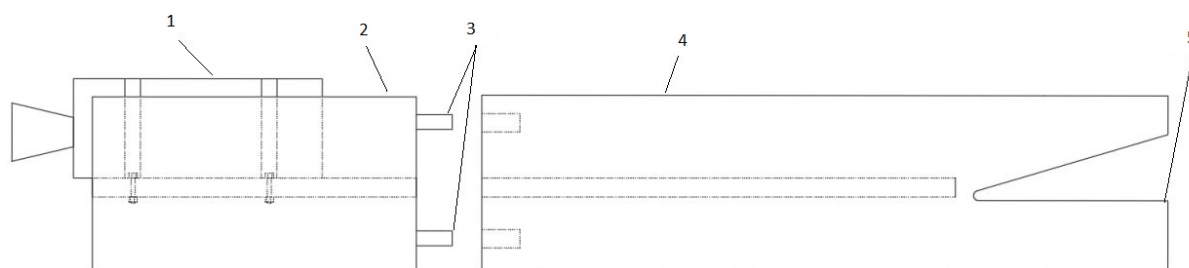


Рис 4.1 Схема перехідної рами: 1 – СТРП, 2 – задній адаптер, 3 – регульований вузол кріплення, 4 – передній адаптер, 5 – «зуб» фіксації БПЛА (розроблено автором, висвітлено в (Україна Патент № 159603, 2025))

Конструктивно перехідна рама (рис 3.1) складається з двох функціонально взаємопов'язаних частин – переднього адаптера БПЛА та заднього адаптера двигуна, які з'єднані між собою регульованим вузлом кріплення. Передній адаптер забезпечує стикування рами із силовими елементами планера БПЛА та включає спеціалізований елемент фіксації, що дозволяє здійснювати монтаж у вузлах конструкції, розрахованих на сприйняття підвищених навантажень. Такий підхід дозволяє мінімізувати концентрацію напружень та забезпечує рівномірний розподіл силових впливів у конструкції апарата.

Задній адаптер рами призначений для монтажу твердопаливного реактивного двигуна та виконаний у вигляді уніфікованого посадкового вузла, що допускає встановлення прискорювачів різних типорозмірів. Використання змінних адаптерів дозволяє забезпечити сумісність із широким спектром

серійних ракетних двигунів, які відповідають вимогам за сумарним імпульсом та тягоозброєністю системи БПЛА–СТРП.

Вузол з'єднання передньої та задньої частин рами реалізовано з можливістю регулювання геометричних параметрів конструкції. Це забезпечує адаптацію рами до різних компоновальних схем системи БПЛА–СТРП та дозволяє оптимізувати розташування прискорювача відносно центра мас літального апарата. Така можливість є важливою з точки зору забезпечення стійкості руху системи на ділянці розгону та мінімізації паразитних моментів відносно поздовжньої осі БПЛА.

Однією з принципових особливостей запропонованої конструкції є реалізація механізму відокремлення перехідної рами після завершення роботи реактивного прискорювача. Після вичерпання запасу палива прискорювача виникаюча аеродинамічна сила набігаючого потоку створює момент, який перевищує зусилля утримання рами у вузлах кріплення. Це призводить до відчеплення рами разом із відпрацьованим прискорювачом та забезпечує подальший політ БПЛА на власній силовій установці.

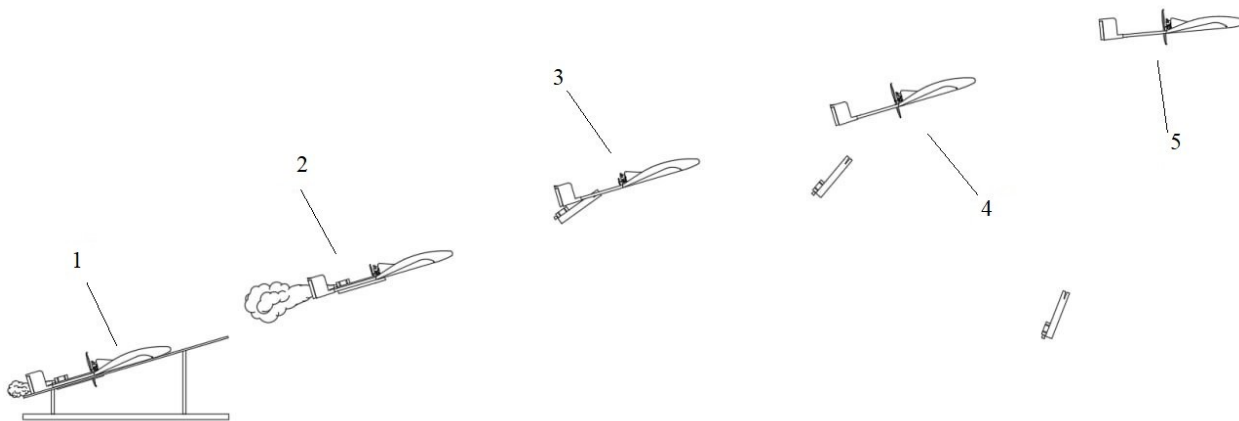


Рис 4.2 Етапи запуску БПЛА з СТРП на перехідній рамі: 1 – БПЛА на старті, ініціація СТРП, 2 – розгон БПЛА, 3 – вичерпання палива ТТР, початок відділення перехідної рами під дією аеродинамічних сил, 4 – вихід БПЛА на крейсерську швидкість і висоту польоту, 5 – політ з крейсерською швидкістю на заданій висоті (розроблено автором, висвітлено в (Україна Патент №

159603, 2025))

Застосування такого принципу відокремлення дозволяє виключити необхідність використання додаткових піротехнічних або механічних систем розділення, що зменшує масу конструкції та підвищує її надійність. Крім того, скидання рами після завершення розгону сприяє зменшенню аеродинамічного опору та покращує льотно-технічні характеристики апарата на подальших етапах польоту.

Запропонована конструкція перехідної рами забезпечує можливість використання єдиної пускової установки зі стартовою направляючою для різних типів БПЛА та прискорювачів. При цьому заміна або модифікація переднього адаптера дозволяє адаптувати систему до конкретної моделі літального апарата, тоді як заміна заднього адаптера – до іншого типорозміру реактивного двигуна. Такий підхід формує модульну архітектуру стартової системи та забезпечує високий рівень уніфікації її елементів.

Особливу практичну цінність запропоноване рішення має при використанні серійних або масових ракетних двигунів іншого призначення, які можуть бути адаптовані до використання як стартові прискорювачі для БПЛА. Це дозволяє суттєво знизити вартість створення стартових систем та скоротити терміни їх розробки (G. Governale, 2021).

#### **4.2 Обґрунтування параметрів лінійки універсальних СТРП для БПЛА малого класу**

Виходячи з аналізу існуючих БПЛА малого підкласу I класу (15-150кг злітної маси) запропоновано лінійку універсальних СТРП яка включає двигуни 4 типорозмірів:

- 2500 Н·с сумарного імпульсу з середньою тягою близько 1100 Н
- 5000 Н·с сумарного імпульсу з середньою тягою близько 2200 Н
- 7500 Н·с сумарного імпульсу з середньою тягою близько 3300 Н
- 10000 Н·с сумарного імпульсу з середньою тягою близько 4400 Н

Використовуючи приведену вище методику було отримано графіки залежностей кута нахилу вектору тяги СТРП та швидкості системи БПЛА-СТРП в кінці ділянки розгону після відпрацювання СТРП.

Для розрахунку було прийнято:

Початковий кут атаки  $\alpha = 15^\circ$  ( $\sim 0,26$  радіан)

Час роботи СТРП  $t = 2.4$ с

Для розрахунку використовується алгоритм:

$$\theta(m) := a \sin\left(m \cdot \frac{g}{P}\right) - \alpha \quad (4.1)$$

$$V_x(m) := t \cdot \left( \frac{P \cdot \cos(\theta(m))}{m} - g \cdot \sin(\alpha) \right) \quad (4.2)$$

Де  $\theta(m)$  – кут нахилу вектору тяги;  $m$  – маса системи БПЛА-СТРП;  $g$  – прискорення вільного падіння;  $P$  – середня тяга двигуна;  $\alpha$  – початковий кут атаки;  $V_x(m)$  – швидкість системи БПЛА-СТРП в кінці ділянки розгону;  $t$  – час роботи СТРП.

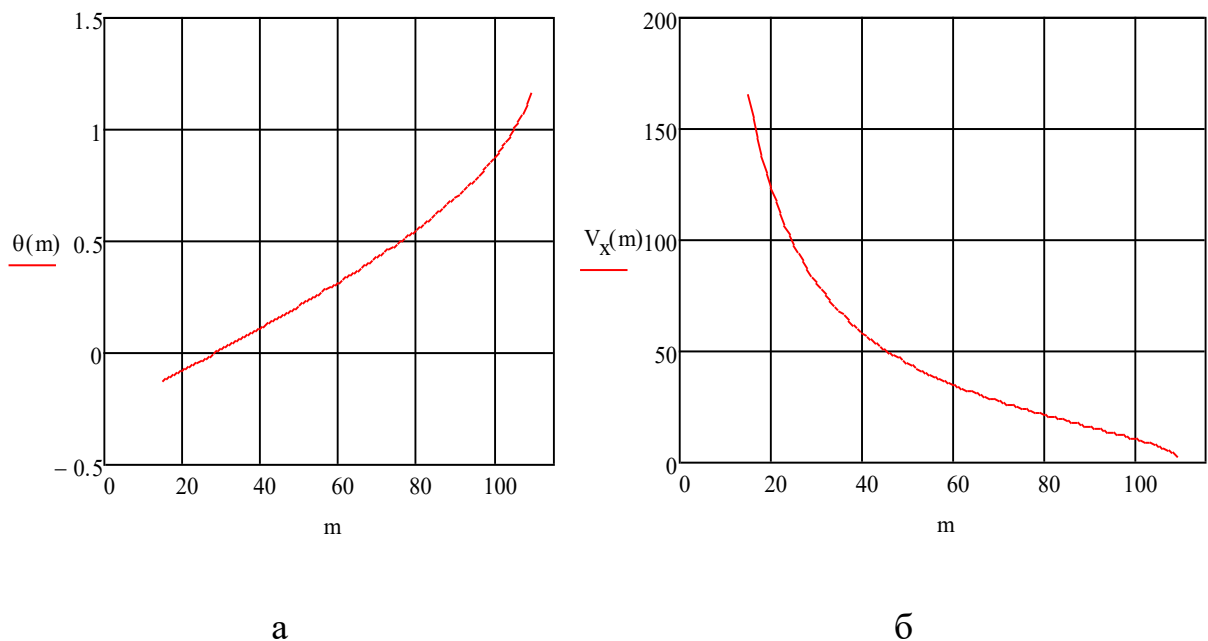
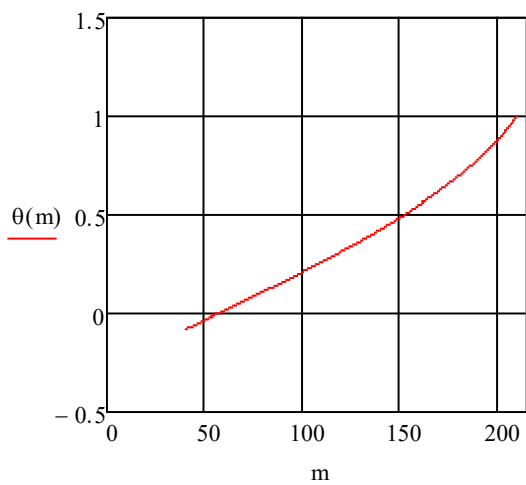
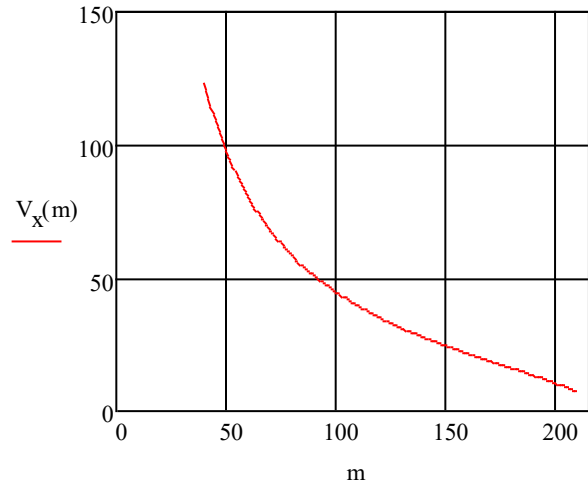


Рисунок 4.3 Графік залежності кута нахилу вектору тяги СТРП (а) та швидкості системи БПЛА-СТРП в кінці ділянки розгону (б) з першим типорозміром СТРП в залежності від маси системи БПЛА-СТРП (розроблено автором з застосуванням PTC MathCAD 2015)

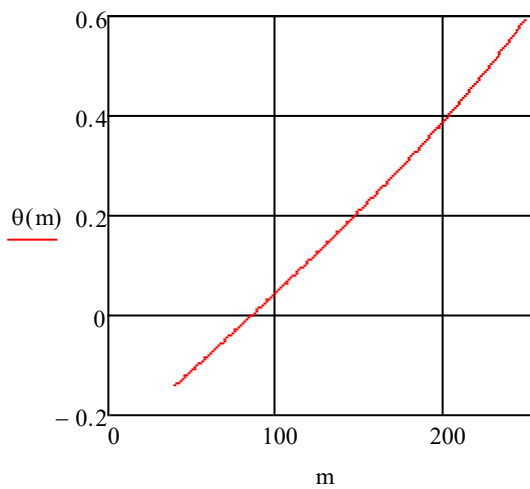


а

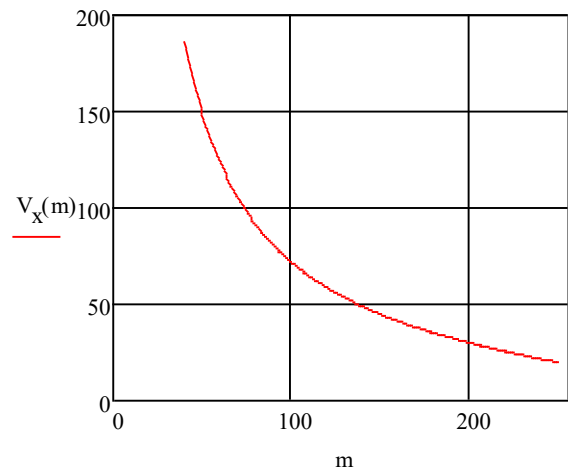


б

Рисунок 4.4 Графік залежності кута нахилу вектору тяги СТРП (а) та швидкості системи БПЛА-СТРП в кінці ділянки розгону (б) з другим типорозміром СТРП в залежності від маси системи БПЛА-СТРП (розроблено автором з застосуванням PTC MathCAD 2015)

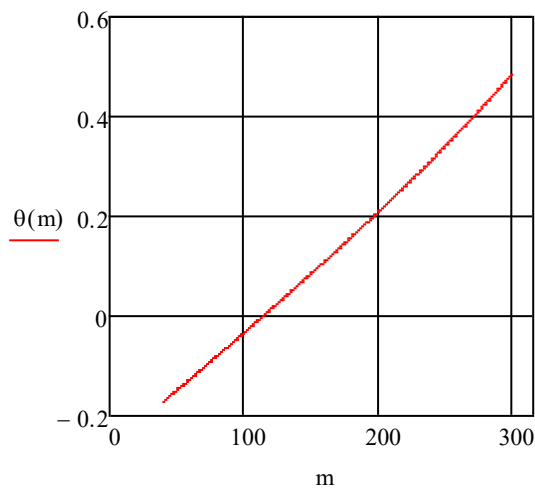


а

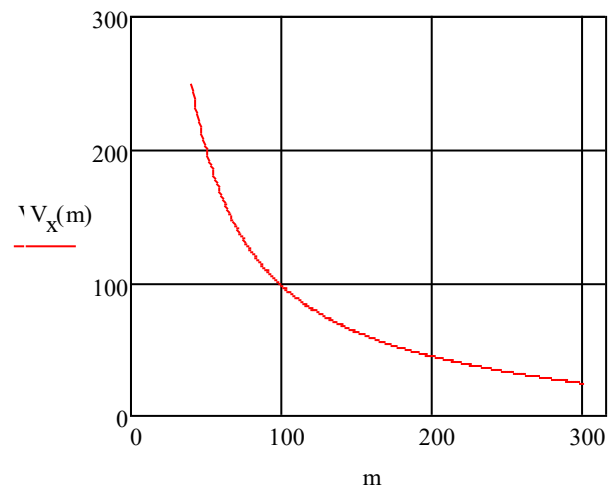


б

Рисунок 4.5 Графік залежності кута нахилу вектору тяги СТРП (а) та швидкості системи БПЛА-СТРП в кінці ділянки розгону (б) з третім типорозміром СТРП в залежності від маси системи БПЛА-СТРП (розроблено автором з застосуванням PTC MathCAD 2015)



а



б

Рисунок 4.6 Графік залежності кута нахилу вектору тяги СТРП (а) та швидкості системи БПЛА-СТРП в кінці ділянки розгону (б) з четвертим типорозміром СТРП в залежності від маси системи БПЛА-СТРП (розроблено автором з застосуванням PTC MathCAD 2015)

При аналізі графіків (Рисунок 4.3) видно що при масі системи БПЛА-СТРП менше  $\sim 28$  кг кут нахилу вектору тяги СТРП менше 0 радіан, це свідчить про те що при такій масі системи БПЛА-СТРП розрахункова модель працює некоректно і доцільно використовувати тандемну схему запуску, або зменшити початковий кут атаки. Також запуск системи БПЛА-СТРП з повною спорядженою масою більше 80 кг недоцільний, оскільки необхідна швидкість в кінці ділянки розгону за допомогою СТРП менше за 20-25 м/с на практиці не майже зустрічається. Такий самий аналіз проведено для інших типорозмірів СТРП за відповідними графіками (Рисунок 4.4 – 4.6), результати аналізу зведено в таблицю 4.1.

Таблиця 4.1 – Гранично можливі умови використання системи БПЛА-СТРП з різними типорозмірами СТРП

Типорозмір СТРП	Сумарний імпульс, Н*с	Середня тяга, Н	Мінімально доцільна маса БПЛА, кг	Максимально доцільна маса БПЛА, кг
Перший	2536	1057	28	80

Другий	5072	2113	60	160
Третій	7610	3170	80	210
Четвертий	10145	4414	115	260

Швидкість на після роботи СТРП знаходиться у діапазоні 80-25 м/с

Ці характеристики покладено в основу розробленої лінійки СТРП що захищена патентом (Україна Патент №UA 159507, 2025)

Таблиця 4.2 – Матеріали елементів конструкції

Елемент конструкції	Матеріал
Корпус	Склопластикова труба
Передня заглушка	Текстоліт листовий ПТК
Силовий фланець	Дюраль Д16
Задня заглушка	Текстоліт листовий ПТК
Вставка в критичний переріз	Графіт МПГ-6
Сопловий насадок	Текстоліт стрижневий ПТК
Розпірні стойки	Листова гума

Розроблений СТРП, який складається з видовженого корпусу, на передній частині корпусу гвинтами радіально закріплено силовий фланець, який утримує герметизуючу заглушку. В задній частині розташована задня герметизуюча заглушка яка радіально закріплена гвинтами, в неї вставлена вставка в критичний переріз, а з іншого боку приєднано сопловий блок який в залежності від призначення СТРП може встановлюватись під кутом до 25°. Між заглушками розташований заряд твердого ракетного палива на розпірних стойках які з одного боку забезпечують гарантований зазор між зарядом СТРП та корпусом, а з іншого дозволяють уникнути надмірного зусилля при складанні СТРП завдяки своїй деформативності, крім того вони демпфують вібрації при транспортування. Заряд сформований так щоб горіння відбувалося як по зовнішній поверхні, так і по внутрішньому каналу, на торці нанесено бронювання, для забезпечення ініціації заряду по обом поверхням горіння використано вторинний ініціюючий заряд який в свою чергу ініціюється первинним електроініціатором.

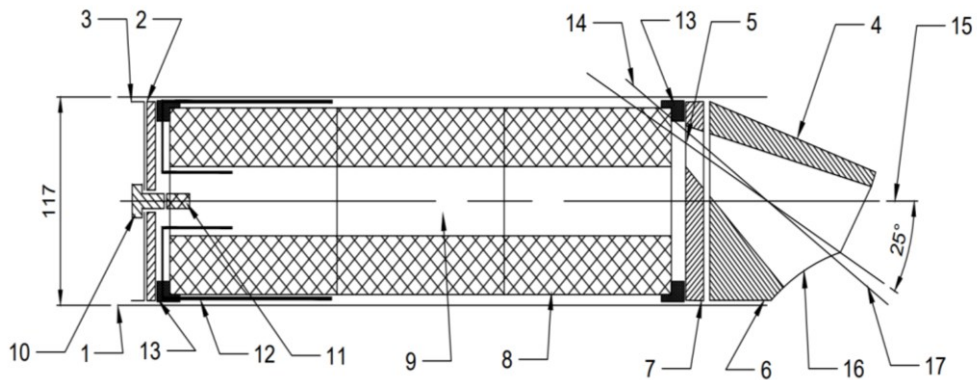


Рис 4.7 Конструктивно-технологічні рішення в універсальному СТРП з трьома шашками та соплом відхиленим від вісі: 1 - корпус, 2 - герметизуюча заглушка, 3 - силовий фланець, 4 - сопловий блок, 5 - вхідний отвір соплового блоку, 6 - розтруб, 7 - соплова заглушка, 8 - твердопаливний заряд, 9 - циліндричний отвір твердопаливного заряду, 10 - елемент електричної ініціалізації, 11 - первинний запалювальний заряд, 12 - вторинний запалювальний заряд, 13 - розпірні стійки, 14 - вісь соплового блоку, 15 - поздовжня вісь корпусу, 16 - зовнішній зріз, 17 - вектор тяги стартового прискорювача, 18 – болти (розроблено автором, висвітлено в (Україна Патент №UA 159507, 2025))

### 4.3 Експериментальне дослідження характеристик СТРП при проведенні стендових випробувань

Ефективність та безпека застосування СТРП для запуску БПЛА в повній мірі залежать від відповідності їх реальних характеристик розрахунковим параметрам. Теоретичні моделі та методи розрахунків, наведені в попередніх розділах, формують технічне завдання на створення двигунів. Однак обов'язковим етапом, що замикає проєктно-конструкторський цикл, є експериментальні випробування.

Головним завданням випробувань даного підрозділу є верифікація — комплексна перевірка та підтвердження ключових характеристик двигунів, таких як:

- Крива тяги в часі та отриманий з неї сумарний імпульс;
- Час роботи двигуна;

- Стабільність характеристик від зразка до зразка в межах однієї партії;

- Надійність роботи

Результати цих випробувань є критично важливими для підтвердження адекватності розрахункових моделей, остаточного визначення ефективних діапазонів застосування кожного типорозміру СТРП.

Результати випробувань наведені нижче для третього типорозміру СТРП з сумарним імпульсом 7610 Н\*с (Таблиця 4.3, Рисунок 4.7 та Рисунок 4.8).

Таблиця 4.3 – Витяг з протоколу випробувань двигунів третього типорозміру.

Дата випробування	Сумарний імпульс, Н*с	Питомий імпульс, с	Час роботи, с	Середня тяга, Н
16.06.2025	7635	218	2.4	3181
20.06.2025	7570	212	2.39	3167
27.06.2025	7630	218	2.4	3179
22.07.2025 (1)	7613	217	2.4	3172
22.07.2025 (2)	7600	216	2.41	3153
Середнє значення, $\bar{x} = \frac{\sum x_i}{n}$	7609.6	216.2	2.4	3172
Стандартне відхилення, $\sigma = \sqrt{\frac{\sum(x_i - \bar{x})^2}{n}}$	26.14	2.49	0.0071	11.22
Коефіцієнт варіації, $V = \sigma / \bar{x}$	0.34%	1.15%	0.3%	0.35%

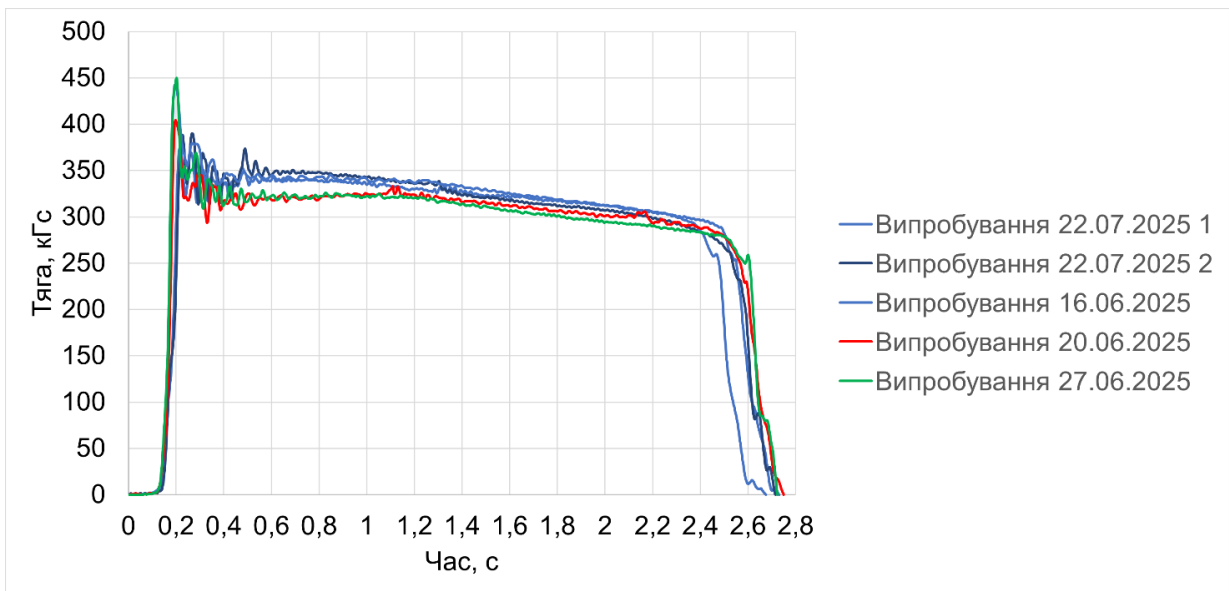


Рисунок 4.7 Графіки випробувань двигунів третього типорозміру (розроблено автором)

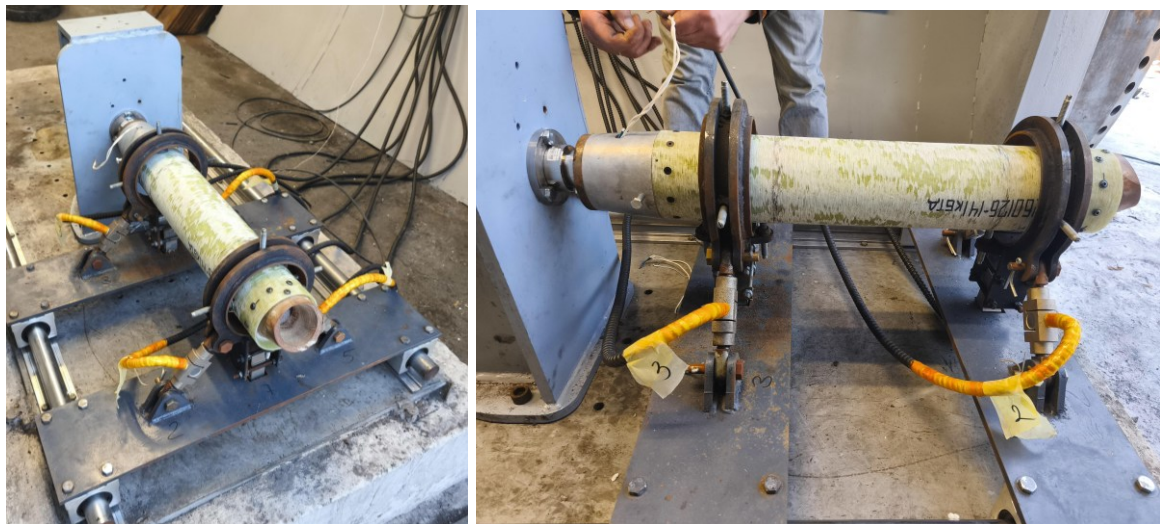


Рисунок 4.8 Двигун закріплений на випробувальному стенді (розроблено автором)

Експериментальні випробування третього типорозміру СТРП (номінальний сумарний імпульс 7610 Н·с) підтвердили високу ефективність запропонованої конструкції та методики розрахунків. Отримані результати свідчать про стабільність і повторюваність ключових експлуатаційних характеристик у межах однієї партії двигунів.

Основні висновки:

1. Відповідність номінальним параметрам: Фактичні значення сумарного імпульсу (середнє 7609.6 Н·с) та середньої тяги (середнє 3172 Н)

узгоджуються з розрахунковими (7610 Н·с та ~3170 Н відповідно), що підтверджує адекватність теоретичної моделі.

2. Мінімальний розкид параметрів: Надзвичайно низькі значення коефіцієнта варіації для всіх вимірних величин (від 0.3% до 1.15%) свідчать про високу якість виготовлення та стабільність технологічного процесу. Це забезпечує передбачуваність характеристик при серійному застосуванні.

3. Надійність конструкції: Усі випробування пройшли штатно, без ознак руйнування корпусу або аномальної роботи двигунів. Це підтверджує правильність вибору матеріалів та конструктивних рішень.

4. Відтворюваність результату: Дані, отримані в різні дати з різних партій, демонструють однаковий рівень якості, що засвідчує стійкість технології зберігання та підготовки до випробувань.

Таким чином, верифікацію характеристик можна вважати успішною. Експериментально підтверджено, що двигуни третього типорозміру повністю відповідають заявленим характеристикам, мають високу стабільність і надійність, що дозволяє рекомендувати їх до практичного застосування в системах запуску БПЛА. Отримані результати також підтверджують правильність загального підходу до проектування, що дозволяє екстраполювати позитивний досвід на всю запропоновану лінійку універсальних СТРП.

#### **4.4 Впровадження розробок шляхом експериментального застосування СТРП для запуску БПЛА**

Ефективне застосування СТРП як стартових прискорювачів для БПЛА вимагає чіткого визначення їх експлуатаційних характеристик, що базуються на льотно-технічних параметрах БПЛА та умовах запуску. Теоретичні моделі, подані раніше, дають змогу перейти від загальних принципів до практичного проектування.

У даному розділі наводиться конкретний приклад комплексного розрахунку основних параметрів СТРП для двох принципово різних компоновальних схем запуску БПЛА масою 50 кг: з розташуванням двигуна

під фюзеляжем із змінним кутом тяги та тандемної схеми на стартовій рамі з фіксованим кутом. Метою є демонстрація застосування методики для визначення:

- часу необхідної роботи двигуна,
- середньої тяги,
- кута нахилу вектору тяги,
- сумарного імпульсу,
- маси палива.

Розрахункові дані порівнюються із результатами натурних випробувань, що дозволяє оцінити адекватність спрощеної математичної моделі та сформулювати практичні висновки щодо переваг, обмежень та раціональної області застосування кожної з розглянутих схем. Наведений приклад слугує інструктивним кейсом для інженерного вибору та проектування стартових прискорювачів під конкретні завдання.

Таблиця 4.4 – Вибрані ЛТХ БПЛА, вимоги до запуску та палива СТРП

<b>Характеристика</b>	<b>Значення</b>
Необхідна швидкість, м/с (км/год)	25 (90)
Маса, кг	50
Допустиме перевантаження (поздовжнє)	12
Початковий кут атаки для запуску з СТРП під фюзеляжем, град	0
Початковий кут атаки для запуску з СТРП в тандемі на рамі, град	45
Питомий імпульс використовуваного палива, с	200

Для схеми з розташуванням СТРП під фюзеляжем БПЛА:

$$t = \frac{V_x}{a_x - g \sin \alpha} = 2.08 \text{ s} \quad (4.3)$$

$$P = \sqrt{(mg)^2 + \left(\frac{V_x m}{t}\right)^2} = 775.7 \text{ N} \quad (4.4)$$

$$\theta = \arcsin\left(\frac{mg}{P}\right) - \alpha = 39.3^\circ \quad (4.5)$$

$$TI = Pt = 1613.5 \text{ N} \cdot \text{s} \quad (4.6)$$

$$m_f = \frac{TI}{SI} = 0.8 \text{ kg} \quad (4.7)$$

Для схеми з розташуванням СТРП в тандемі з БПЛА:

$$t = \frac{V_x}{a_x - g \sin \alpha} = 4,94 \text{ s} \quad (4.8)$$

$$P = \sqrt{(mg)^2 + \left(\frac{V_x m}{t}\right)^2} = 552 \text{ N} \quad (4.9)$$

$$\theta = 0^\circ \text{ (визначено схемою запуску)} \quad (4.10)$$

$$TI = Pt = 2726,9 \text{ N} \cdot \text{s} \quad (4.11)$$

$$m_f = \frac{TI}{SI} = 1,39 \text{ kg} \quad (4.12)$$

Для натурних випробувань було вирішено використати СТРП першого типорозміру з характеристиками, представленими в таблиці 4.5 В обох випадках масогабаритний макет досяг необхідної швидкості (27.5 м/с для СТРП під фюзеляжем та 25.3 м/с для СТРП в тандемі). У другому випадку сумарний імпульс менший за розрахунковий, але це компенсується тим, що після запуску БПЛА поступово зменшує кут атаки. Аналіз результатів розрахунку також показує, що розташування СТРП під фюзеляжем є більш енергоефективним, а отже, економічно вигідним. Однак слід зазначити, що тандемна конфігурація простіша у реалізації та універсальніша.



а



б

Рисунок 4.9 Скріншоти з відео випробувань: (а) СТРП під фюзеляжем БПЛА; (б) СТРП в тандемі з БПЛА на адаптерній рамі. (розроблено автором)

Таблиця 4.5 – Необхідні характеристики СТРП за розрахунком для запуску БПЛА та характеристики реального СТРП

Характеристика	СТРП під фюзеляжем БПЛА	СТРП в тандемі з БПЛА	Натурні випробування
Час роботи, с	2.08	4.94	2.4
Тяга, Н	775.7	552	1060*
Кут напрямку вектора тяги відносно поздовжньої вісі БПЛА, град	39.3	0	40 (0**)
Сумарний імпульс, Н·с	1613.5	2726	2545
Маса палива, кг	0.8	1.39	1.297

\* Середня тяга.

\*\* Для випадку з СТРП в тандемі з БПЛА.

На основі проведеного аналізу та розрахунків розроблено методику визначення ключових вхідних параметрів СТРП для БПЛА, що виводяться з їх льотно-технічних характеристик. Методика розглядає дві основні

компонувальні схеми розміщення прискорювача: під фюзеляжем з вектором тяги, спрямованим під кутом, та тандемну схему на пусковій рамі.

Встановлено, що конфігурація з СТРП під фюзеляжем є більш економічною з точки зору необхідного сумарного імпульсу та маси палива; однак вона накладає жорсткі вимоги до точності спрямування вектору тяги через центр мас системи та створює додаткове навантаження на систему управління БПЛА в перехідному режимі. Тандемна схема, незважаючи на більший необхідний імпульс, дозволяє здійснювати запуск з великими початковими кутами атаки (до  $80^\circ$ ), що є критично важливим для експлуатації на складній місцевості. Однак ця схема значно зміщує загальний центр мас, що може вимагати додаткових заходів для забезпечення стійкості.

Практичні розрахунки та натурні випробування підтвердили адекватність запропонованих спрощених математичних моделей. Розбіжність між розрахунковими та експериментальними значеннями необхідного сумарного імпульсу є прийнятною для попереднього проєктування на ранніх етапах, особливо з огляду на прийняті припущення (нехтування зміною маси, аеродинамічним опором та кривизною траєкторії), крім того слід зазначити що в обох випадках біла відсутня штатна силова установка БПЛА що додала б додаткової швидкості.

Основними обмеженнями методики є нехтування аеродинамічними силами та моментами, що може вимагати уточнення на подальших етапах проєктування з використанням CFD-моделювання, а також припущення про постійну тягу СТРП.

Таким чином, представлена методика дає змогу ефективно та з точністю, достатньою для практичного застосування, визначати стартові характеристики СТРП на передпроектному етапі проєктування, забезпечуючи вибір раціональної компонентувальної схеми та основних параметрів прискорювача для конкретних ЛТХ БПЛА.

Проведені розрахунки та натурні випробування підтвердили практичну придатність запропонованої методики визначення характеристик СТРП для двох основних компоувальних схем запуску БПЛА.

Заключним етапом створення СТРП стали випробування з реальними БПЛА. При льотних випробуваннях всі СТРП відпрацювали в штатному режимі.

#### **Висновок до розділу 4**

У третьому розділі дисертаційної роботи вирішено науково-прикладну задачу розроблення конструктивно-компоувальних рішень стартових систем безпілотних літальних апаратів із використанням твердопаливних реактивних прискорювачів, спрямованих на підвищення універсальності, технологічності виготовлення та ефективності практичного застосування зазначених систем.

За результатами проведених досліджень отримано такі основні результати:

1. На основі аналізу сучасного стану та тенденцій розвитку твердопаливних реактивних прискорювачів, виконаного у першому розділі, сформульовано технічні вимоги до СТРП для безпілотних літальних апаратів малого підкласу I класу та запропоновано лінійку прискорювачів, що включає чотири типорозміри, які забезпечують адаптацію до широкого діапазону масогабаритних характеристик БПЛА.
2. Із використанням методик розрахунку, наведених у другому розділі, визначено кінцеві швидкості розгону БПЛА за допомогою СТРП та раціональні кути встановлення прискорювачів відносно поздовжньої осі літального апарата для всіх запропонованих типорозмірів. На підставі отриманих результатів сформульовано практичні рекомендації щодо вибору параметрів та умов застосування розробленої лінійки СТРП в залежності від маси БПЛА.
3. На основі результатів аналітичних досліджень та розрахункового обґрунтування виконано конструювання СТРП із урахуванням фізико-

механічних та технологічних властивостей застосованих матеріалів, що дозволило забезпечити необхідний рівень надійності, міцності та стабільності робочих характеристик виробів.

4. Проведено експериментальні дослідження СТРП третього типорозміру, у ході яких підтверджено відповідність основних енергетичних та тягових характеристик (сумарний імпульс, питомий імпульс, час роботи двигуна та середня тяга) результатам теоретичних розрахунків. Отримано високу відтворюваність параметрів роботи прискорювачів, що підтверджує технологічну стабільність їх виготовлення.
5. Із застосуванням розроблених у другому розділі методик виконано розрахунок необхідних характеристик СТРП для запуску макета БПЛА із заданими тактико-технічними параметрами. Проведені натурні випробування підтвердили достатню точність математичної моделі процесу стартового розгону та її придатність для інженерного проектування стартових систем.
6. Запропоновано конструктивне рішення універсальної перехідної рами для інтеграції СТРП із БПЛА, які конструктивно не передбачають використання СТРП. Розроблена конструкція забезпечує розширення експлуатаційних можливостей БПЛА шляхом реалізації запуску з обмежених майданчиків та в умовах складної місцевості без внесення змін у базову конструкцію БПЛА.

Отримані результати формують науково-технічне підґрунтя для подальшого розвитку універсальних стартових систем безпілотних літальних апаратів та можуть бути використані під час проектування мобільних пускових комплексів різного призначення, а також при створенні перспективних засобів стартового розгону БПЛА.

## ВИСНОВКИ

У дисертаційній роботі вирішено актуальну науково-прикладну задачу синтезу ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних ракетних прискорювачів для безпілотних літальних апаратів легкого класу, спрямовану на підвищення автономності запуску, універсальності застосування та технологічності виготовлення стартових систем.

За результатами виконаних досліджень отримано такі основні наукові та практичні результати:

1. Проведено аналіз існуючих способів запуску БПЛА та їх класифікації за масою, що дозволило систематизувати області ефективного застосування різних стартових систем. На цій основі розроблено алгоритм вибору способу запуску, який забезпечує обґрунтоване прийняття рішень щодо доцільності використання твердопаливних прискорювачів залежно від характеристик БПЛА та умов експлуатації, підвищуючи ефективність застосування стартових систем та зменшуючи ризик невідповідності параметрів запуску.

2. Проаналізовано існуючі типи та форми твердопаливних зарядів СТРП і технологічні особливості їх виготовлення, що дало змогу визначити раціональні геометричні параметри зарядів та обґрунтувати використання перспективних зв'язувальних систем, зокрема термопластичних, для підвищення технологічності, експлуатаційної надійності та ефективності твердопаливних прискорювачів.

3. Обґрунтовано необхідність проведення стендових вогневих випробувань для визначення характеристик СТРП та розроблено тяговимірвальний комплекс для випробувань прискорювачів тягою до 50 кН, який забезпечує отримання достовірних експериментальних даних, верифікацію розрахункових моделей та підвищення ефективності експериментального відпрацювання стартових систем.

4. Розроблено методику визначення проєктних характеристик СТРП залежно від льотно-технічних характеристик БПЛА та конструктивно-компонувальної схеми системи «БПЛА–СТРП», що дозволяє узгоджено враховувати параметри апарата та прискорювача на етапі проєктування, забезпечуючи більш ефективне узгодження характеристик системи запуску з умовами експлуатації.

5. На основі аналізу матеріалів і умов експлуатації обґрунтовано вибір конструкційних матеріалів і конструкторсько-технологічних рішень, спрямованих на забезпечення технологічності та ефективності масового виробництва СТРП, зокрема за рахунок спрощення конструкції, зменшення кількості технологічних операцій та підвищення ефективності виробничих процесів.

6. Розроблено лінійку універсальних твердопаливних ракетних прискорювачів (сумарним імпульсом 2589–10594 Н·с), параметри яких забезпечують потреби запуску підкласу малих БПЛА (від 28 до 260 кг літної маси), що дозволяє уніфікувати конструкції, підвищити ефективність їх практичного застосування та розширити області використання стартових систем.

7. Проведено стендові випробування СТРП на розробленому тяговимірювальному комплексі, за результатами яких підтверджено адекватність розрахункових моделей (коефіцієнт варіації не більше 1,15 %) і забезпечено верифікацію отриманих теоретичних даних, що свідчить про ефективність та достовірність запропонованих методичних підходів.

8. Розроблено універсальну перехідну раму для інтеграції стартового прискорювача з БПЛА різних типів, що забезпечує гнучкість застосування, спрощення монтажу стартових систем та підвищення ефективності їх адаптації до різних конструктивних схем БПЛА.

9. Проведено кидкові випробування, які підтвердили достовірність розробленої методики визначення проєктних характеристик СТРП залежно від ЛТХ БПЛА та конструктивно-компонувальної схеми, яка забезпечує похибку

10 % для схеми з розташуванням СТРП під фюзеляжем БПЛА та 1,2 % для тандемної схеми, а також працездатність і ефективність запропонованих технічних рішень.

10. Результати дисертаційного дослідження впроваджено у науково-дослідну, проектно-конструкторську та навчальну діяльність, що підтверджується двома актами реалізації у профільних організаціях авіаційної та ракетно-космічної галузі та актом впровадження у навчальний процес Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара. Практичну значущість, ефективність і новизну отриманих результатів також підтверджено двома об'єктами права інтелектуальної власності, зокрема двома патентами України на корисну модель, а також двома заявками на винахід, що стосуються універсальних стартових систем і твердопаливних ракетних прискорювачів для безпілотних літальних апаратів.

Таким чином, результати дисертаційної роботи формують цілісну науково-методичну та практичну основу створення твердопаливних ракетних прискорювачів безпілотних літальних апаратів легкого класу, забезпечують можливість синтезу універсальних стартових систем із підвищеними показниками ефективності та технологічності й мають значну наукову та прикладну цінність для розвитку ракетно-космічної техніки та безпілотних авіаційних комплексів.

## СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Ahmed Elsabbagh, A. F. (2026). Modeling of AP-HTPB solid propellant viscoelastic behavior using modified Maxwell mode. *Discover Materials*.  
<https://doi.org/10.1007/s43939-025-00264-0>
2. Ahmed, M. Y. (2019). Parametric study on taper-ended tubular solid propellant grains. *Journal of Mechanical Engineering*, Vol. 16(1), 79-98, 2019.  
[https://www.researchgate.net/publication/363906135\\_Parametric\\_Study\\_on\\_Taper-ended\\_Tubular\\_Solid\\_Propellant\\_Grains](https://www.researchgate.net/publication/363906135_Parametric_Study_on_Taper-ended_Tubular_Solid_Propellant_Grains)
3. Alblooshi, A. A. (2024). Development of KNSB rocket motor for UAVs' rocket assisted take-off (RATO) boosters. *Journal of Physics: Conference Series*, \*2891\*(14), 142021. <https://doi.org/10.1088/1742-6596/2891/14/142021>
4. Krows, A., & Williams, J. (2025). Design and simulation of a static fire test stand for solid rocket motor testing. Aerospace Research Central. Regional Student Conferences. <https://doi.org/10.2514/6.2025-99377>
5. Sikder, A. K., & Reddy, S. (2012). Review on energetic thermoplastic elastomers (ETPEs) for military science. *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*.  
[https://www.researchgate.net/publication/263609059\\_Review\\_on\\_Energetic\\_Thermoplastic\\_Elastomers\\_ETPEs\\_for\\_Military\\_Science](https://www.researchgate.net/publication/263609059_Review_on_Energetic_Thermoplastic_Elastomers_ETPEs_for_Military_Science)
6. Slonov, A., Musov, I., Zhansitov, A., Khashirov, A., Tlupov, A., Musov, K., Rzhetskaya, E., Fomicheva, I., Potapov, A., & Khashirova, S. (2023). Investigation of the Properties of Polyethylene and Ethylene-Vinyl Acetate Copolymer Blends for 3D Printing Applications. *Polymers*, 15(20), 4129.  
<https://doi.org/10.3390/polym15204129>
7. China Defence. (2026). B-200 high-speed target drone. Retrieved from  
<https://www.militarydrones.org.cn/high-speed-target-drone-p00515p1.html>
8. Baird, D. G., Dimitris I Collias (2014). *Polymer Processing Principles Design*. New Jersey: John Wiley & Sons, Inc. ISBN: 978-0-470-93058-8  
[https://www.researchgate.net/publication/275523461\\_Polymer\\_Processing\\_Principles\\_Design](https://www.researchgate.net/publication/275523461_Polymer_Processing_Principles_Design)
9. Ma, B., & Li, J. (2021). Experimental and theoretical studies on thermoacoustic limit cycle oscillation in a simplified solid rocket motor using flat

flame burner. *Acta Astronautica*. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.08.017>  
<https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S009457652100429X?via%3Dihub>

10. Bon, J. W. (1969). Rocket-assisted projectile-spin static firing stand (United States Patent No. 3,597,968). <https://patents.google.com/patent/US3597968A/en>

11. Butt, A. (2014). Lean and reliable small launcher - design of solid rocket booster and LOX/LNG based air launched system. International Astronautical Congress, Space Transportation Solutions and Innovations Symposium., IAC-14,D2,7,10,x27232 <https://iafastro.directory/iac/archive/browse/IAC-14/D2/7/27232/>

12. Calabro, M. (2002). Optimization of the propulsion for multistage solid rocket motor launchers. *Acta Astronautica*, 201–208.  
[https://doi.org/10.1016/S0094-5765\(01\)00164-3](https://doi.org/10.1016/S0094-5765(01)00164-3)

13. Chenghu Tang, Hongfu Qiang, Tingjing Geng, Xueren Wang and Feng Zhang(2025). Advances in structural reliability analysis of solid propellant grain: A comprehensive review. *Polymers*. <https://doi.org/10.3390/polym17152039>

14. Cooper, D. (2016). ProPEP 3 (Version 1.0.3.0) [Computer software]. Retrieved from <https://www.rimworld.com/loggerusb/propep3/intro.html>

15. High Power Media Ltd. (2026). Launch recovery focus. Retrieved from <https://www.uncrewed-systems.com/launch-recovery-focus/>

16. Davenas, A. (1993). Solid rocket propulsion technology. The Bath Press.  
[https://books.google.com.ua/books/about/Solid\\_Rocket\\_Propulsion\\_Technology.html?id=UZpTAAAAMAAJ&redir\\_esc=y](https://books.google.com.ua/books/about/Solid_Rocket_Propulsion_Technology.html?id=UZpTAAAAMAAJ&redir_esc=y)

17. Della Monica, M. B. (2026). Strategies for CFD investigation and optimization of the external aerodynamics of a sounding rocket. *Aerotecnica Missili & Spazio*, 449–469. <https://doi.org/10.1007/s42496-025-00299-9>

18. Dickey, M. D. (2014). Emerging applications of liquid metals featuring surface oxides. *ACS Applied Materials & Interfaces*, Vol 6/Issue 21  
<https://pubs.acs.org/doi/10.1021/am5043017>

19. Dobrodomov, O., Proroka, V., Dobrodomov, O., Shvets, A., Dalik, M., & Bilotserkovskiy, I. (2026). UNIVERSAL HIGH-PRECISION THRUST STAND FOR SOLID ROCKET MOTOR STATIC FIRE TESTS. *Journal of Rocket-Space Technology*, 35(1), 8-13. <https://doi.org/10.15421/452557>
20. Dobrodomov, A., & Tkachov, Y. (2023). PROSPECTS FOR THE DEVELOPMENT OF PRODUCTION TECHNOLOGIES ENGINES USING NON-METALLIC MATERIALS FOR LIGHT ROCKETS. *Journal of Rocket-Space Technology*, 31(4), 67-75. <https://doi.org/10.15421/452309>
21. Drummond, K. (2012). Navy balloon launches drone, which drops two more spy bots. WIRED. Retrieved from <https://www.wired.com/2012/01/balloon-drones/>
22. NAVAIR. (2020). Electromagnetic Aircraft Launch System (EMALS). Retrieved from <https://www.navair.navy.mil/product/Electromagnetic-Aircraft-Launch-System-EMALS>
23. Governale, G., & R. J. (2021). A trade-off methodology for micro-launchers. *Aerospace Systems*, 209–226. <https://doi.org/10.1007/s42401-021-00095-w>
24. Gastgaber, C. (2001). Solid propellant composition (United States Patent No. US6340660B1). <https://patents.google.com/patent/US6340660B1/en>
25. Goebel, G. (2002). International battlefield UAVs. Retrieved from <https://web.archive.org/web/20021227124411/http://www.vectorsite.net/twuav8.html#m5>
26. Goebel, G. (2003). US target drones. Retrieved from <https://web.archive.org/web/20021227130054/http://www.vectorsite.net/twuav1.html#m5>
27. Goebel, G. (2002). International battlefield UAVs. Retrieved from <https://web.archive.org/web/20021227130326/http://www.vectorsite.net/twuav9.html>
28. Goebel, G. (2003). Secret US reconnaissance drones / Soviet reconnaissance drones. Retrieved from

<https://web.archive.org/web/20021227124410/http://www.vectorsite.net/twuav4.html>

29. U.S. Army Materiel Command. (1974). Engineering design handbook: Explosives series. Properties of explosives of military interest (AMCP 706-181). Everyspec. [https://everyspec.com/ARMY/ARMY-General/AMCP\\_706-181\\_15JUL1974\\_50917/](https://everyspec.com/ARMY/ARMY-General/AMCP_706-181_15JUL1974_50917/)
30. IAI. (2023). HAROP. Retrieved from <https://www.iai.co.il/p/harop>
31. Insinna, V. (2021). Valkyrie drone launches even smaller drone from inside payload bay. DefenceNews. Retrieved from <https://www.defensenews.com/air/2021/04/05/the-valkyrie-drone-launches-an-even-smaller-drone-from-inside-its-payload-bay/>
32. Fitzgerald, J. Edmund, William L. Hufferd (1971). Handbook for the engineering structural analysis of solid propellants. Defense Technical Information Center (DTIC). <https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/AD0887478.pdf>
33. Jeyan, M. L. (2020). Mini unmanned aerial systems (UAV) – a review of the parameters for classification of a mini UAV. International Journal of Aviation, Aeronautics, and Aerospace, Volume 7 Issue 3 Article 5. <https://scispace.com/pdf/mini-unmanned-aerial-systems-uav-a-review-of-the-parameters-115p6igxfr.pdf>
34. Fan-Long Jin, Xiang Li, Soo-Jin Park (2015). Synthesis and application of epoxy resins: A review. Journal of Industrial and Engineering Chemistry, 1–11. <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1226086X15001033?via%3Dihub>, <https://doi.org/10.1016/j.jiec.2015.03.026>
35. Jai Prakash Agrawal (2010). High energy materials. Propellants, explosives and pyrotechnics. Wiley-VCH. ISBN: 978-3-527-32610-5 [https://ftp.idu.ac.id/wp-content/uploads/ebook/tdg/ADVANCED%20MATERIAL%20DESIGN/epdf.pub\\_high-energy-materials-propellants-explosives-and-p.pdf](https://ftp.idu.ac.id/wp-content/uploads/ebook/tdg/ADVANCED%20MATERIAL%20DESIGN/epdf.pub_high-energy-materials-propellants-explosives-and-p.pdf)
36. Kaidymov, B. I., V. S. Gavazova (1974). Influence of the polymorphic transition of APC on the catalytic effect exerted by some homogeneous and heterogeneous admixtures on its thermal dissociation. Combustion, Explosion and

Shock Waves, Volume 10, 722–729.

<https://link.springer.com/article/10.1007/BF01463813>

37. Kazior, W. (2013). Bell Eagle Eye HV-91. Retrieved from

<https://www.jetphotos.com/photo/7639370>

38. Khrulev, A. (2023). Analysis of pneumatic catapult launch system parameters, taking into account engine and UAV characteristics. *Advanced UAV*, 10–24.

[https://www.researchgate.net/publication/376214446\\_Analysis\\_of\\_pneumatic\\_catapult\\_launch\\_system\\_parameters\\_taking\\_into\\_account\\_engine\\_and\\_UAV\\_characteristics](https://www.researchgate.net/publication/376214446_Analysis_of_pneumatic_catapult_launch_system_parameters_taking_into_account_engine_and_UAV_characteristics)

39. Kubota, N. (2002). *Propellants and explosives: Thermochemical aspects of combustion*. Wiley-VCH. <https://doi.org/10.1002/3527600507>

40. Kumar, N., Jain, P. K., Tandon, P., & Pandey, P. M. (2018). The effect of process parameters on tensile behavior of 3D printed flexible parts of ethylene vinyl acetate (EVA). *Journal of Manufacturing Processes*, \*35\*, 317–326.

<https://doi.org/10.1016/j.jmapro.2018.08.013>

41. Zhou, S. D., Bai, G. W., Cheng, C. G., (2015). Implementation and analysis of TD-LTE system level simulation in subway system. In Z. Liu (Ed.), *Control Engineering and Information Systems*. CRC Press/Balkema.

<https://doi.org/10.1201/b17732-101>

42. China Defence. (2026). LJ-1 high-speed target drone. Retrieved from

<https://www.militarydrones.org.cn/lj-1-high-speed-target-drone-p00452p1.html>

43. El-Naggar, M., & B. H. (2020). Experimental investigation of star grains in dual thrust solid propellant motors. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, \*973\*(1), 012001. <https://doi.org/10.1088/1757-899X/973/1/012001>

44. Li, M., Bi, W., Zhang, A., & Sun, W. (2022). Unmanned air vehicles launching aircraft combat system and key technologies for penetrating counterair. *Journal of System Simulation*, 1920–1932.

<https://doi.org/10.16182/j.issn1004731x.joss.21-0403>

<https://oversea.cnki.net/kcms2/article/abstract?v=coorgAOMZmC78bYtahbPI9r3T>

[Bgjmmyl5JgXiAk6irfOPBVf7fp0mMTZtlTTLy9RhLKNg5ZDoy3xSaz57jP47AfkS9Zy-av\\_guTph2kUVI3aXZDMPMCjVUsvsQqTAEf2p1NMFaP5qB3dExjvv7tNAuzz4XLHjxre74xdypNcwYSvVQcNcXEHaazyql9WxeMA&uniplatform=OVERSEA&language=CHS](https://www.popularmechanics.com/military/weapons/a32617628/black-hawk-drones/)

45. Mizokami, K. (2020). Black Hawk helicopters can now launch drones from midair. Popular Mechanics. Retrieved from

<https://www.popularmechanics.com/military/weapons/a32617628/black-hawk-drones/>

46. Nakka, R. (2001). Solid rocket motor theory – propellant grain. Richard Nakka's Experimental Rocketry Web Site. Retrieved from [https://www.nakka-rocketry.net/th\\_grain.html](https://www.nakka-rocketry.net/th_grain.html)

47. NATO Standardization Office (NSO). (2016). STANAG 4670: Guidance for the training of unmanned aircraft systems (UAS) operators (Edition 4).. Retrieved from <https://nso.nato.int/nso/nsdd/main/standards/stanag-details/9598/EN>

48. Zhang, N., Gao, X., Luo, Y., Zhang, W., Xin, Y., Zhang, K., Xue, C., Zhang, H., Wei, J., & Wang, H. (2025). Advances in PBT binder and its application in propellants. *Polymers*, 17(9), 1151.

<https://doi.org/10.3390/polym17091151>

49. NASA. (1988). Solid rocket boosters. In NSTS Shuttle Reference Manual. Retrieved from <http://science.ksc.nasa.gov/shuttle/technology/sts-newsref/srb.html> (archived from the original at <https://www.webcitation.org/65dsjF1d3>)

50. Mallela P., Anantharam S., Nikunj Rathi, Durga Prasad Rao Y. and P. A. Ramakrishna. (2025). Processing and testing subscale motors with central finocyl grain using wax mandrel. *Journal of Propulsion and Power*.

<https://doi.org/10.2514/1.B39667>

51. Achutananda P., Mahesh V., Shaji A., Levin G., Abraham P.J., Srinivasan V.. (2015). Challenges in the development of a slow burning solid rocket booster. *Aerospace Science and Technology*, 437–444.

<https://doi.org/10.1016/j.ast.2015.04.001>

52. Nowakowski, P., & O. A. (2017). Development of small solid rocket boosters for the ILR-33 sounding rocket. *Acta Astronautica*, 374–383.  
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.06.007>
53. Qingyu, Lin, Wang Jinlong; Jiang Kun, Tao Ruyi; Wang Jian, Wang Hao (2023). Application of immersed boundary method to the simulation of three-dimensional flow in solid rocket motors. *AIP Advances*.  
<https://doi.org/10.1063/5.0157144>
54. Ranjan, R., & Murthy, H. (2025). A review on material characterization of composite solid propellant. *Journal of Energetic Materials*, 43(4), 715–749.  
<https://doi.org/10.1080/07370652.2023.2287466>
55. Robinson, J. W. (1961). High spin rocket motor structural design consideration. Final report. Refractory materials. Rocketdyne, Div. of North American Aviation, Inc., Canoga Park, CA.  
<https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/AD0290247.pdf>
56. Umeoka R., Mishina Y., Takeshi K, (2021). Single pulse combustion test of high-frequency instability of rocket engine. *Acta Astronautica*, 110–116.  
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.08.024>
57. Rajesh, S., & G. S. (2018). A review on material selection and fabrication of composite solid rocket motor (SRM) casing. *Materials Science, Engineering*. ISSN 0973-1881 Volume 12, Number 1 (2017), pp. 125-138  
[https://www.ripublication.com/ijm&s17/ijm&sv12n1\\_12.pdf](https://www.ripublication.com/ijm&s17/ijm&sv12n1_12.pdf)
58. Zecevic Berko, Terzic Jasmin, Serdarevic-Kadic Sabina (2001). High spin rocket motor structural design consideration. *Intelligent Manufacturing & Automation: Focus on Precision Engineering*.  
[https://www.researchgate.net/publication/234111117\\_HIGH\\_SPIN\\_ROCKET\\_MOTOR\\_STRUCTURAL\\_DESIGN\\_CONSIDERATION](https://www.researchgate.net/publication/234111117_HIGH_SPIN_ROCKET_MOTOR_STRUCTURAL_DESIGN_CONSIDERATION)
59. Sarma, M. P. (2021). Experimental studies of solid rocket motors with central finocyl grain configuration cast using collapsible mandrel (Seminar presentation of Doctoral dissertation). The Indian Institute of Technology Madras.

<https://www.iitm.ac.in/happenings/events/experimental-studies-solid-rocket-motors-central-finocyl-grain-configuration-cast>

60. Scaled Composites. (2026). Scarab TRA 324. Retrieved from <https://scaled.com/portfolio/scarab/>
61. Serge77. (2003). PROPEP. Retrieved from <http://serge77-rocketry.net/propep/propep.htm>
62. Shubov, M. (2023). Electric rocket launcher aircraft—drone-launched short range rocket system. MDPI. <https://doi.org/10.3390/aerospace10060514>
63. Shubov, M. V. (2020). Drone launched short range rockets. MDPI. <https://doi.org/10.3390/aerospace7060076>
64. China Defence. (2026). Sky Saker FX500 UAV drone. Retrieved from <https://www.militarydrones.org.cn/sky-saker-fx500-uav-drone-china-price-manufacturer-p00110p1.html>
65. Spirnak, J. R. (2018). Development, modeling and testing of thermal protection systems in small, slow-burning solid rocket motors. Massachusetts Institute of Technology. [https://www.researchgate.net/publication/328446052\\_Development\\_modeling\\_and\\_testing\\_of\\_thermal\\_protection\\_systems\\_in\\_small\\_slow-burning\\_solid\\_rocket\\_motors](https://www.researchgate.net/publication/328446052_Development_modeling_and_testing_of_thermal_protection_systems_in_small_slow-burning_solid_rocket_motors)
66. Szóstak, M. (2022). Application of unmanned aerial vehicles in construction industry. Transportation overview – przegląd komunikacyjny, 38–45. [https://www.transportation.overview.pwr.edu.pl/UPLOAD/BAZA-ARTYKULOW/ENG/2022/02/A\\_ENG\\_22\\_02\\_03\\_05.pdf](https://www.transportation.overview.pwr.edu.pl/UPLOAD/BAZA-ARTYKULOW/ENG/2022/02/A_ENG_22_02_03_05.pdf)
67. China Defence. (2026). TH-B200 high-speed target drone. Retrieved from <https://www.militarydrones.org.cn/high-speed-target-drone-p00526p1.html>
68. Vandekerckhove, J. (1959). Recent advances in solid propellant grain design. ARS Journal, \*29\*, 483–491. <https://doi.org/10.2514/8.4810>  
<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/8.4810?journalCode=arsj>

69. Volkov, K. (2025). Simulation of particulate flows in combustion chambers of solid rocket motors with multiscale model. *Acta Astronautica*.  
<https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2025.07.039>
70. War & Sanctions. (2026). \*SHAHED-136 (ГЕПАХБ-2) MS001\*. Retrieved from <https://war-sanctions.gur.gov.ua/ru/page-shahed-136>
71. Li, W., & H. Y. (2025). Design and optimization of modular solid rocket grain matching multi-thrust performance curve. *MDPI*.  
<https://doi.org/10.3390/app15126827>
72. Wibowo, W. (2022). Spesifikasi drone kamikaze Shahed-136, ditakuti Ukraina setelah jatuhkan jet tempur MiG-29. *Sindonews*. Retrieved from <https://tekno.sindonews.com/read/983063/768/spesifikasi-drone-kamikaze-shahed-136-ditakuti-ukraina-setelah-jatuhkan-jet-tempur-mig-29-1672380778>
73. Williams, M. L. (1959). The importance of structural integrity in grain design. Meeting of the Joint Army-Navy-Air Force Solid Propellant Group. Washington. <https://doi.org/10.7907/gta6-t193>
74. Yilgor, I. (2007). Structure-morphology-property behavior of segmented thermoplastic polyurethanes and polyureas prepared without chain extenders. *Polymer Reviews*, 487–510.  
[https://www.researchgate.net/publication/244610992\\_Structure-Morphology-Property\\_Behavior\\_of\\_Segmented\\_Thermoplastic\\_Polyurethanes\\_and\\_Polyureas\\_Prepared\\_without\\_Chain\\_Extenders](https://www.researchgate.net/publication/244610992_Structure-Morphology-Property_Behavior_of_Segmented_Thermoplastic_Polyurethanes_and_Polyureas_Prepared_without_Chain_Extenders)
75. Christian Ingabire, Dao-lun Liang, Li-xiang Li (2006). Research progress of binders used in solid propellant. *Zhongguo Jiaonianji*, Volume 6, Issue 2, Pages 224-263, <https://doi.org/10.1016/j.enmf.2025.06.001>
76. Hu, Y., & H. W. (2024). Feasibility analysis of 3D-printed solid rocket motors with different materials. *Journal of Materials Engineering and Performance*.  
<https://doi.org/10.1007/s11665-024-09803-x>
77. Luo, Y., & A. M. (2024). Research progress of energetic thermoplastic elastomer propellants. *Journal of Solid Rocket Technology*, 143–154.  
<https://doi.org/10.7673/j.issn.1006-2793.2024.02.001>

78. Brimhall Z., Atkinson J., Kirk D. and Peebles H. (2007). Design of a novel six degree of freedom solid rocket motor test stand. Joint Propulsion Conference & Exhibit. Cincinnati. <https://doi.org/10.2514/6.2007-5331>
79. Zhang, G., Feng, W., Tan, Y., Liu, Y., & Hui, W. (2024). Implementation and Verification of a Micro-Jet-Vane System of a Solid Rocket Motor for a Micro-Nano Satellite. *Aerospace*, 11(5), 384. <https://doi.org/10.3390/aerospace11050384>
80. Xiao, Z., & H. W. (2014). Current trends in energetic thermoplastic elastomers as binders in high energy insensitive propellants in China. *Science and Technology of Energetic Materials*, 37–43. <https://www.jes.or.jp/mag/stem/Vol.75/documents/Vol.75,No.2,p.37-43.pdf>
81. Novaković, Z., Vasic Z., Ilic I. & all (2016). Integration of tactical - medium range UAV and catapult. *22 Scientific Technical Review*, \*66\*(4), 22–28. [https://www.researchgate.net/publication/319192686\\_Integration\\_of\\_tactical\\_-\\_medium\\_range\\_UAV\\_and\\_catapult\\_launch\\_system](https://www.researchgate.net/publication/319192686_Integration_of_tactical_-_medium_range_UAV_and_catapult_launch_system)
82. Гуменний, А. М., Кривобок О. І., Лоленко А. В., Столярчук О. М., Васильєв О. О. (2024). Інноваційні підходи до запуску легких безпілотних літальних апаратів малого та середнього радіусу дії у різних умовах. Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології, (102). <https://doi.org/10.32620/oikit.2024.102.09>
83. Бетіна, О. Ю., Бетін, Д. О., & Пашук, О. Ю. (2021). *Ескізне проектування однорежимних твердопаливних двигунних установок* [Навчальний посібник]. Харківський авіаційний інститут. <https://dspace.library.khai.edu/xmlui/bitstream/handle/123456789/7721/Betina.pdf?sequence=1&isAllowed=y>  
<https://dspace.library.khai.edu/xmlui/bitstream/handle/123456789/7721/Betina.pdf?sequence=1&isAllowed=y>
84. Брюховецька, Е. (2024). В Туреччині здійснив перший політ новий прототип Bayraktar. *Новини Live*. Retrieved from <https://segodnya.novyny.live/ru/u-turechchini-zdiisniv-pershii-polit-novii-prototip-bayraktar-161343.html>

85. Добродомов, О. О., Дреус, А. Ю., Дронь, М. М., Кулик, О. В., Пророка, В. А., Солнцев, В. А., Чернюк, Д. М., & Швець, А. С. (2025). Установка для запуска літальних апаратів (Патент України № 159603). Державне патентне відомство України.
86. Добродомов, О., & Добродомов, О. (2026). Modern binders for solid propellants: Mechanical and technological aspects of performance formation. *Mechanics and Advanced Technologies*, 10(1(108)), 103–110. [https://doi.org/10.20535/2521-1943.2026.10.1\(108\).347016](https://doi.org/10.20535/2521-1943.2026.10.1(108).347016)
87. ДСТУ EN ISO 376:2014 (EN ISO 376:2011, IDT). (2014). Матеріали металеві. Калібрування силомірів, застосовуваних для верифікації одноосних випробувальних машин (EN ISO 376:2011, IDT). ДП «УкрНДНЦ».
88. Запорожець, А. (2020). Безпілотні літальні апарати для систем моніторингу в енергетиці та екології. XXXVIII науково-технічна конференція молодих вчених та спеціалістів Інституту проблем моделювання в енергетиці ім. Г.Є. Пухова НАН України, 40–42. <https://er.kai.edu.ua/items/e95f53ba-19c5-452e-aea2-51cdfde57093/full>
89. Калкиш, К. (2022). Беспилотник Орлан-10 — дальность полета, цена и другие характеристики, фото БПЛА. Супротив. Retrieved from <https://suprotyv.com/ru/bespylotnyky/bpla-orlan-10/>
90. Калкиш, К. (2022). Американський безпілотник Puma RQ-20 – ціна та технічні характеристики. Супротив. Retrieved from <https://suprotyv.com/bpla/puma-rq-20/>
91. Карандашов, О. Г. (2017). Дослідження склопластикових труб з різною трансверсально-ізотропною структурою для різних умов експлуатації. *Науковий вісник НЛТУ України*, 98–102. <https://doi.org/10.15421/40270520>  
<https://nv.nltu.edu.ua/index.php/journal/article/view/1057>
92. Книш, Б. П., Кулик, Я. А., Барабан, М. В. (2018). Класифікація безпілотних літальних апаратів та їх використання для доставки товарів. *Вісник Хмельницького національного університету. Технічні науки*, 246–252. [https://journals.khnu.km.ua/vestnik/pdf/tech/pdfbase/2018/2018\\_3/jrn/pdf/42.pdf](https://journals.khnu.km.ua/vestnik/pdf/tech/pdfbase/2018/2018_3/jrn/pdf/42.pdf)

93. Курепін, В. М. (2020). Безпілотні літальні апарати як інструмент сучасного землеробства. У Матеріали XXI Міжнародної наукової конференції «Сучасні проблеми землеробської механіки» (с. 110–111). Харківський національний технічний університет сільського господарства імені Петра Василенка.  
<https://repo.btu.kharkiv.ua/server/api/core/bitstreams/6a251bb9-55d9-4fb3-aa2d-9df5f8e98191/content>
94. Логачов, М. Г. (2023). Кібератаки на безпілотні літальні апарати: класифікація та уразливості. Студентська конференція «Інформаційна, функційна і кібербезпека», 63–64.  
<http://dspace.library.khai.edu/xmlui/handle/123456789/6829>
95. Медведєв, В. К., Коренівська, І. С., Хажанець, Ю. А., & Салов, А. О. (2023). Безпілотні літальні апарати та їхній вплив на перебіг російсько-української війни. Наука і оборона, (2), 52–59. <https://doi.org/10.33099/2618-1614-2023-22-2-52-59>
96. Олексенко, О. О., Авраменко, О. В., Федоров, А. В., Сніцаренко, В. В., & Чернавіна, О. Є. (2023). Застосування безпілотних літальних апаратів збройними силами Російської Федерації у війні проти України. Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України, (4), 37–42.  
<https://doi.org/10.30748/nitps.2022.49.05>
97. Pylypenko, O. V., Nikolayev, O. D., Khorjak, N. V., Bashliy, I. D., & Dolgopolov, S. I. (2023). Dynamic processes in solid rocket motors and their interaction with rocket structure vibrations: The state of the art and current problems. Technical Mechanics, \*2023\*(1), 3–13.  
<https://doi.org/10.15407/itm2023.01.003>
98. PerkinElmer. (n.d.). Simultaneous Thermal Analyzer (STA) 6000 [Product page]. Retrieved June 7, 2026, from  
<https://shop.perkinelmer.com/product/N5370025?redirect=false>

99. Сафронов, Т. (2026). ЗСУ завдали ударів по полігону «Капустин Яр» ракетами «Фламінго». Мілітарний. Retrieved from <https://military.com/uk/news/zavdaly-udariv-po-poligonu-kapustyn-yar/>
100. Солнцев, В. А., Добродомов, О. О., Лук'яненко, І. Г., Пророка, В. А., & Швець, А. С. (2025). Стартовий прискорювач (Патент України № UA 159507). Державне патентне відомство України.
101. Терлыч, А. Е. (2003). Автоматизация исследований и технологий в электроизоляционной, кабельной и конденсаторной технике: Конспект лекций. Пермский государственный технический университет. <https://www.gbs.spb.ru/ru/search/detail/?id=096d0342e003f277fa987871400ab6d9>
102. Shvets, A., Proroka, V., Dobrodomov, O., Kulyk, O., & Solntsev, V. (2024). Розробка стенду вогневих випробувань ракетних двигунів. Системні технології / System technologies, \*5\*(154), 181–193. <https://doi.org/10.34185/1562-9945-5-154-2024-19>

## **Додаток А**

**Документи щодо впровадження та реалізації результатів дослідження**

**ЗАТВЕРДЖУЮ**



Директор

ПрАТ «РАМЗАЙ»

Юрій ПОЛЬОВИЙ

«19» березня 2026 р.

## **АКТ РЕАЛІЗАЦІЇ**

Результатів дисертаційної роботи аспіранта Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара  
Добродомова Олександра Олександровича

Комісія ПрАТ «РАМЗАЙ» у складі:

Директор технічний – Шагов В.А.

Заступник директора – Каліберний О.В.

Провідний інженер – Знов'як Ю.І.

склала цей акт про те, що результати дисертаційної роботи Добродомова О.О. «Синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних стартових ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів» використані в науково-технічній та проектній діяльності організації при виконанні робіт, пов'язаних із розробкою і модернізацією стартових систем безпілотних літальних апаратів легкого класу.

У процесі виконання робіт застосовано запропонований у дисертації комплексний підхід до узгодження параметрів безпілотного літального апарата та стартового твердопаливного прискорювача, що забезпечує формування раціональних тягово-часових характеристик з урахуванням допустимих перевантажень і експлуатаційних умов. Використано методичні положення щодо визначення геометрії паливного заряду, оцінювання енергетичних характеристик твердих ракетних палив і вибору конструктивних матеріалів корпусних елементів. Практичне застосування отримали результати експериментального дослідження характеристик твердопаливних двигунів, а також розроблений розрахунковий інструментарій для попереднього параметричного аналізу та оптимізації конструктивних рішень.

Впровадження зазначених результатів дозволило підвищити точність прогнозування параметрів стартових режимів, забезпечити зменшення масових показників конструкцій за збереження необхідного рівня міцності та надійності, а також скоротити обсяг натурних експериментальних відпрацювань за рахунок більш детального попереднього розрахункового аналізу. Отримані у дисертаційній роботі наукові положення та інженерні рекомендації

використовуються при формуванні технічних вимог до перспективних зразків стартових пристроїв і твердопаливних прискорювачів.

Комісія підтверджує, що результати дисертаційної роботи Добродомова О.О. інтегровані у процес розроблення дослідних і перспективних зразків безпілотних авіаційних комплексів та сприяють підвищенню технічного рівня і конкурентоспроможності виробів, що створюються ПрАТ «РАМЗАЙ».

**Директор технічний**

**Володимир ШАТОВ**

**Заступник директора**

**Олександр КАЛІБЕРНИЙ**

**Провідний інженер**

**Юрій ЗНОВ'ЯК**



FlightControl

**FLIGHT CONTROL LLC**  
**ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ»**

Company ID / ЄДРПОУ: 41455598

E-mail: office@flightcontrol.space

тел.: +380961453381

115 Gagarina Ave, Dnipro, 49050, Ukraine

проспект Гагаріна, будинок 115, м. Дніпро, 49050, Україна

«\_\_» \_\_\_\_\_ 20\_\_ р. № \_\_\_\_\_ на № \_\_\_\_\_ від «\_\_» \_\_\_\_\_ 20\_\_ р.

**ЗАТВЕРДЖУЮ**

Т.в.о. директора  
ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ»

Олександр ДОНДІК

« 6 » \_\_\_\_\_ 2026 р.

## АКТ РЕАЛІЗАЦІЇ

Результатів дисертаційної роботи аспіранта Дніпровського національного  
університету імені Олеся Гончара  
Добродомова Олександра Олександровича

Комісія ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ» (Flight control LLC) у складі  
директора департаменту виробництва дослідно-виробничого комплексу з  
розробки рідинних ракетних двигунів П.Ю. Губаренка та начальника відділу  
підготовки виробництва Т.В.Завізон склали цей акт про те, що результати  
дисертаційної роботи Добродомова О.О. **«Синтез ефективних  
конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних  
стартових прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів»**,  
представляють науковий інтерес і практичну цінність для створення складових  
ракетної техніки та впроваджені на підприємстві в частині проєктування та  
конструювання твердопаливних акумуляторів енергії та малорозмірних  
твердопаливних ракетних двигунів.

Комісія відзначає, що мета та результати дисертаційної роботи сприяють вирішенню актуальних задач в галузі авіа та ракетобудування, особливо в питаннях: ефективності запуску безпілотних літальних апаратів легкого класу шляхом використання запропонованого автором алгоритму вибору способу запуску безпілотних літальних апаратів в залежності від вимог і характеристик безпілотного авіаційного комплексу в цілому; в частині методичних підходів до вибору матеріалів для малорозмірних твердопаливних ракетних двигунів; а також закладають фундамент до виробництва універсальних дешевих стартових ракетних прискорювачів, які можуть бути інтегровані як в існуючі так і перспективні безпілотні авіаційні комплекси, а також легкі ракети.

Комісія підтверджує, що результати дисертаційної роботи Добродомова О.О. використовуються на підприємстві при створенні стартових пристроїв для літальних апаратів різного призначення.

Директор департаменту виробництва  
дослідно-виробничого комплексу  
з розробки ракетних двигунів

Павло ГУБАРЕНКО

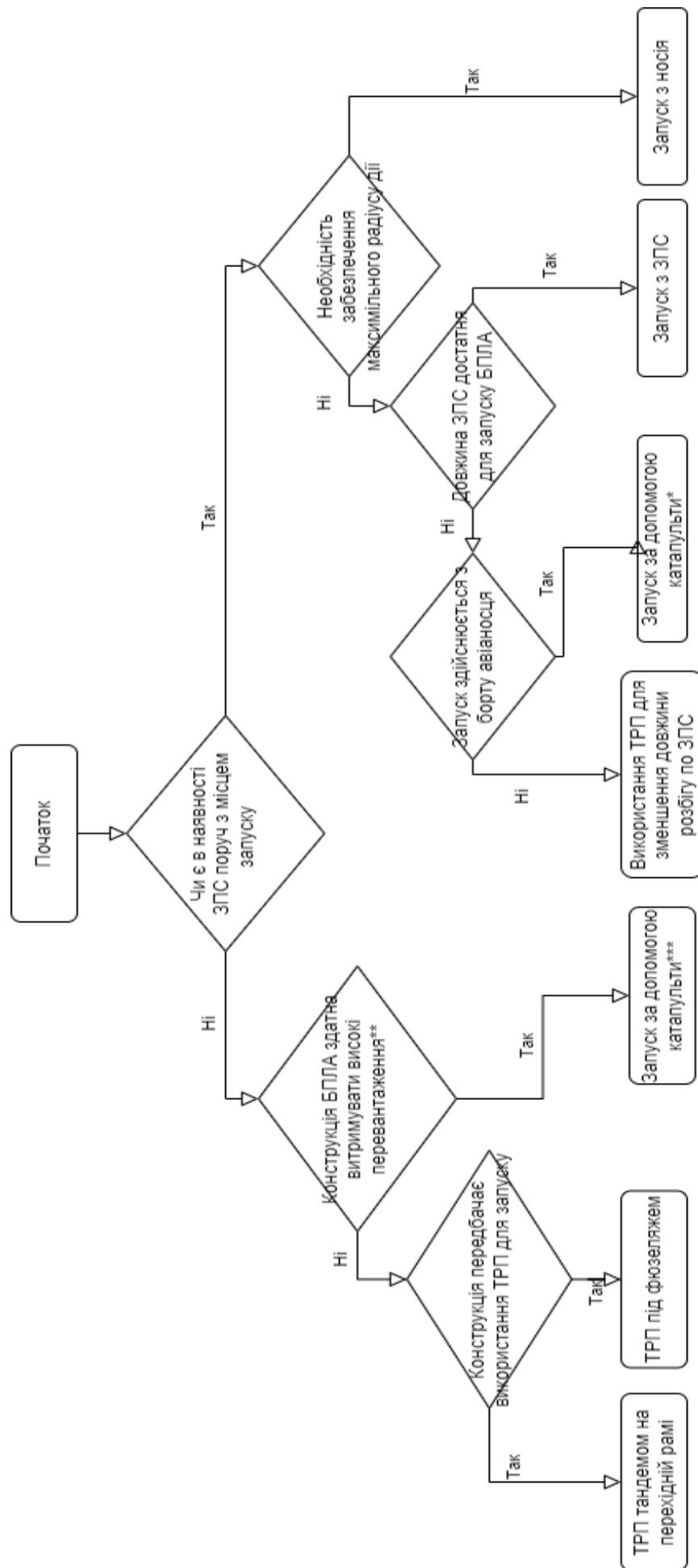
Начальник відділу  
підготовки виробництва

Тетяна ЗАВІЗІОН



## **Додаток Б**

### **Алгоритм вибору способу запуску БПЛА**



## **Додаток В**

### **Витяг з протоколу випробувань СТРП**

Таблиця 1 – Витяг з протоколу випробувань двигунів третього типорозміру.

Дата випробування	Сумарний імпульс, Н*с	Питомий імпульс, с	Час роботи, с	Середня тяга, Н
16.06.2025	7635	218	2.4	3181
20.06.2025	7570	212	2.39	3167
27.06.2025	7630	218	2.4	3179
22.07.2025 (1)	7613	217	2.4	3172
22.07.2025 (2)	7600	216	2.41	3153
Середнє значення, $\bar{x} = \frac{\sum x_i}{n}$	7609.6	216.2	2.4	3172
Стандартне відхилення, $\sigma = \sqrt{\frac{\sum(x_i - \bar{x})^2}{n}}$	26.14	2.49	0.0071	11.22
Коефіцієнт варіації, $V = \sigma / \bar{x}$	0.34%	1.15%	0.3%	0.35%

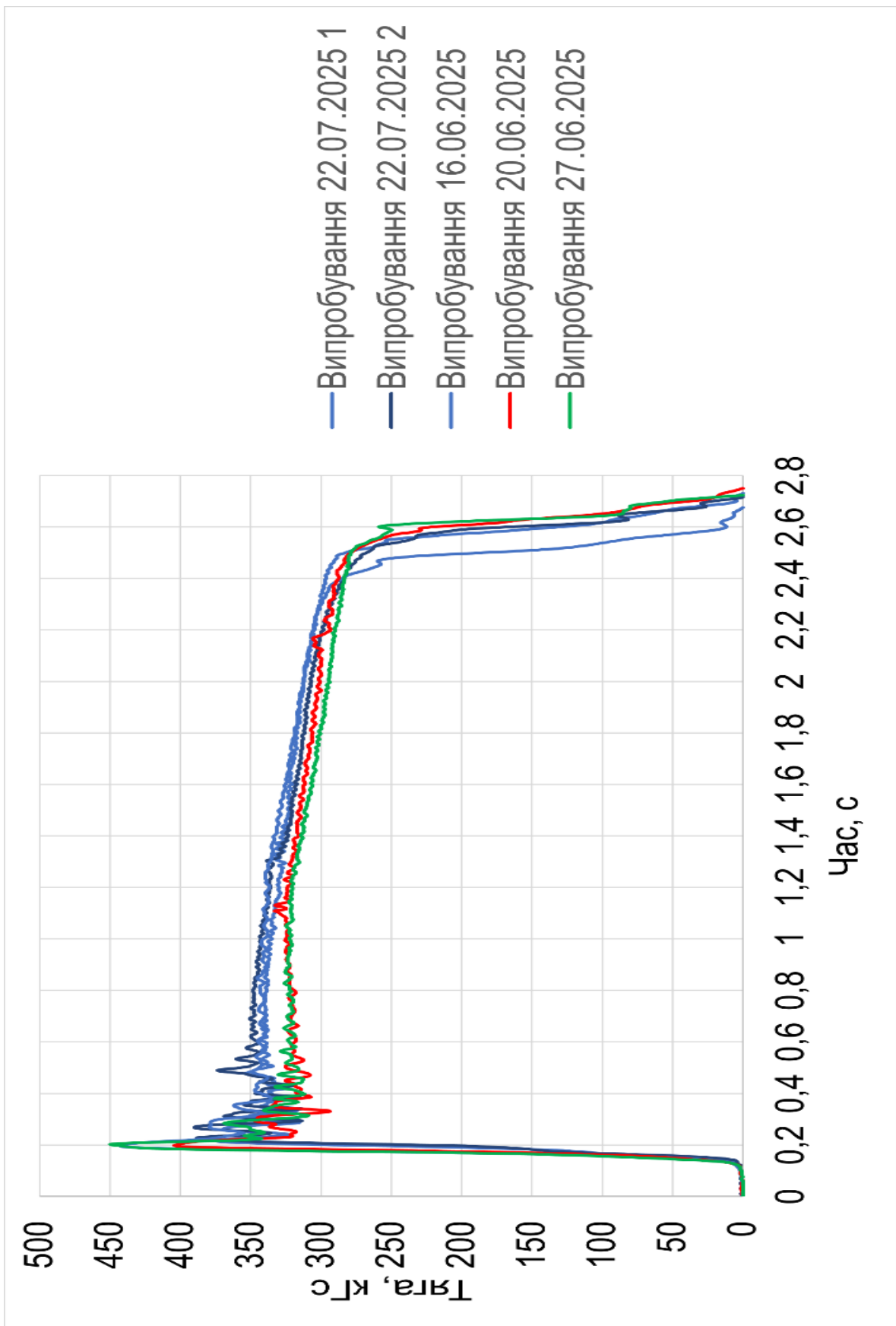


Рисунок 1 Графіки випробувань двигунів третього типорозміру  
(розроблено автором)

## **Додаток Г**

### **Список публікацій здобувача за темою дисертації**

## СПИСОК ПУБЛІКАЦІЙ ЗДОБУВАЧА ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

### *Статті у наукових фахових виданнях України (категорія Б):*

1. Швець, А. С., Пророка, В. А., Добродомов, О. О., Кулик, О.В., & Солнцев, В. А. (2024). Розробка стенду вогневих випробувань ракетних двигунів. Системні технології, 5(154), 181–193. <https://doi.org/10.34185/1562-9945-5-154-2024-19> (особистий внесок Добродомова О.О.: розробка конструкцій стенду, участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП, проведення досліджень, розробка методик аналізу випробувань; особистий внесок Пророки В.А.: участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП, розробка конструкцій стенду, обробка експериментальних даних, формулювання висновків; особистий внесок Швеця А.С.: розробка конструкцій стенду, оформлення ілюстрацій, участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП; особистий внесок Кулика О.В.: постановка задачі, формулювання висновків; особистий внесок Солнцева В.А.: загальне керівництво стендовими вогневими випробуваннями РДТП, розробка апаратної частини стенду).

2. Пророка, В., Солнцев, В., Кулик, О., Добродомов, О., Швець, А., Лук'яненко, І., & Дронь, М. (2024). Верифікація методичних підходів до оцінки характеристик твердих сумішевих ракетних палив. Вісник Дніпровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка, 33(4-29), 11-22. <https://doi.org/10.15421/452446> (особистий внесок Добродомова О.О.: участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП, проведення досліджень, розробка методик аналізу випробувань; особистий внесок Пророки В.А.: систематизація теоретичних методик оцінки параметрів ТСРП, розрахунок теоретичних значень параметрів ТСРП, участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП, обробка експериментальних даних, формулювання висновків; особистий внесок Солнцева В.А.: загальне керівництво вогневими випробуваннями РДТП, розробка складів ТСРП; особистий внесок Кулика О.В.: постановка проблеми, формулювання висновків; особистий внесок Швеця А.С.: участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП, формулювання висновків; особистий внесок Лук'яненко І.Г.: участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП; особистий внесок Дроня М.М.: постановка проблеми, формулювання висновків).

3. Добродомов, О. О. (2025). Grain design influence and manufacturing technologies on the performance of solid-propellant rocket boosters for ultra-light launch vehicles and UAVs. System design and analysis of aerospace technique characteristics. <https://doi.org/10.15421/472511>. Одноосібна стаття.

4. Добродомов, О. О., Ткачов Ю.В. (2023) Перспективи розробки технологій виробництва двигунів з неметалевих матеріалів для легких ракет. Вісник Дніпровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка, 31(4), 67-75. <https://doi.org/10.15421/452309> (особистий внесок Добродомова О.О.: Проведення аналізу матеріалів, підготовка тексту, формулювання висновків;

особистий внесок Ткачова Ю.В.: постановка проблеми, формулювання висновків)

5. Dobrodomov, O., Proroka, V., Dobrodomov, O., Shvets, A., Dalik, M., & Bilotserkovskiy, I. (2026). Universal high-precision thrust stand for solid rocket motor static fire tests. *Journal of Rocket-Space Technology*, 35(1), 8-13. <https://doi.org/10.15421/452557> (особистий внесок Добродомова О.О.: розробка конструкцій стенду, участь у проведенні стендових вогневих випробувань РДТП, Проведення аналізу матеріалів, розробка методик визначення характеристик двигуна, підготовка тексту, формулювання висновків; Пророка В.А.: організація та безпосереднє проведення стендових вогневих випробувань РДТП, обробка первинних даних, отриманих з системи вимірювання тяги; участь у підготовці рукопису до публікації.; Добродомов О.О. (Олексій): розробка трикомпонентної схеми вимірювання вектору тяги для просторової оцінки силових характеристик двигуна, проведення калібрування тензодатчиків методом ступінчастого навантаження-розвантаження; участь у проведенні випробувань; Швець А.С.: конструювання модульних рухомих кріпильних кілець для двигунів різного діаметру (50—300 мм), забезпечення універсальності стенду; участь у формуванні висновків; Далік М.О.; метрологічний аналіз похибок вимірювальної системи, розробка методики компенсації динамічних перешкод під час випробувань; Білоцерковський І.В.: аналітичний огляд світових аналогів та нормативних вимог до випробувальних стендів РДТП, визначення технічного завдання для розробки універсального стенду, підготовка рукопису та літературних джерел.

***Список публікацій, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації: Матеріали конференцій (conference paper), що індексуються у наукометричних базах Scopus:***

1. Proroka, V., Dron, M., Kulyk, O., Solntsev, V., Klymenko, S., & Dobrodomov, O. (2022). Perspectives for the use of new solutions in the creation of suborbital launch vehicles. 73rd International Astronautical Congress (IAC). Technical programme. IAC-22-D2,IP,7,x69646. Paris. France. [https://www.researchgate.net/publication/373632738\\_PERSPECTIVES\\_FOR\\_THE\\_USE\\_OF\\_NEW\\_SOLUTIONS\\_IN\\_THE\\_CREATION\\_OF\\_SUBORBITAL\\_LAUNCH\\_VEHICLES](https://www.researchgate.net/publication/373632738_PERSPECTIVES_FOR_THE_USE_OF_NEW_SOLUTIONS_IN_THE_CREATION_OF_SUBORBITAL_LAUNCH_VEHICLES) (особистий внесок: систематизація даних про використання СТІП у якості основи для платформи для суборбітального носія для створення режиму мікрогравітації, дослідження параметрів СТІП, формулювання висновків Пророка В.А.: формулювання концепції використання твердопаливних ракетних прискорювачів (СТІП) як базової платформи для суборбітального носія; організація дослідження; підготовка тексту доповіді та презентації. Дронь М.М.: аналіз існуючих суборбітальних систем та визначення технічних вимог до платформи для забезпечення режиму

мікрогравітації; участь у формуванні висновків.; Кулик О.В.: моделювання траєкторії польоту суборбітального носія з використанням СТРП; оцінка тривалості та якості мікрогравітації; Солнцев В.А. – розробка конструктивно-компонувальних схем інтеграції СТРП з корисним навантаженням; оцінка масових характеристик; Клименко С.В.: аналіз економічної доцільності та перспектив комерціалізації запропонованого рішення; огляд ринку суборбітальних запусків.

2. Proroka, V., Dron, M., Kulyk, O., Solntsev, V., Abaturon, A., Golubek, A., & Dobrodomov, O. (2023). Possibilities for expanding the application areas of suborbital 17 launch vehicles. 74th International Astronautical Congress (IAC). Technical programme. IAC- 23,D2,IP,6,x77509. Baku. Azerbaijan. [https://www.researchgate.net/publication/375058776\\_Possibilities\\_for\\_Expanding\\_the\\_Application\\_Areas\\_of\\_Suborbital\\_Launch\\_Vehicles](https://www.researchgate.net/publication/375058776_Possibilities_for_Expanding_the_Application_Areas_of_Suborbital_Launch_Vehicles) (особистий внесок: виконання розрахунків для обґрунтування ефективності ідеї використання ТПР в межах цієї задачі по уводу небажаних космічних об'єктів з низьких навколосеземних орбіт, постановка задач для реалізації даної ідеї, формулювання висновків Пророка В.А.: постановка завдання щодо розширення сфер застосування суборбітальних носіїв; визначення цільових функцій для зведення небажаних космічних об'єктів; загальне керівництво та підготовка рукопису.; Дронь М.М.: аналіз динаміки польоту суборбітального носія під час виконання операції з уведення небажаних космічних об'єктів; розрахунок зон досяжності.; Кулик О.В.: балістичне моделювання процесу зближення з небажаних космічних об'єктів на низьких навколосеземних орбітах; оцінка паливних витрат. Солнцев В.А.: розробка варіантів корисного навантаження для захоплення/уведення об'єктів; оцінка конструктивних обмежень.; Абатурон А.О.: аналіз існуючих методів видалення космічного сміття; порівняльна оцінка ефективності запропонованого підходу з використанням твердопаливних прискорювачів.; Голубек О.В.: економічне обґрунтування та оцінка вартості місії з уведення небажаних космічних об'єктів за допомогою суборбітального носія; аналіз ризиків.

#### ***Патенти на корисні моделі України та заявки на винаходи***

1. Добродомов О.О., Дреус А.Ю., Дронь М.М., Кулик О.В., Пророка В.А., Солнцев В.А., Чернюк Д.М., Швець А.С., «Установка для запуску літальних апаратів» № патенту 159603 від 18.06.2025; № заявки u202404995.

2. Солнцев В.А., Добродомов О.О., Лук'яненко І.Г., Пророка В.А., Швець А.С., «Стартовий прискорювач»; № патенту 159507 від 04.06.2025; № заявки u202405885.

3. Добродомов О.О., Дреус А.Ю., Дронь М.М., Кулик О.В., Пророка В.А., Солнцев В.А., Чернюк Д.М., Швець А.С., «Установка для запуску літальних апаратів»; № заявки a202404995 від 21.10.2024.

4. Солнцев В.А., Добродомов О.О., Лук'яненко І.Г., Пророка В.А., Швець А.С., «Стартовий прискорювач»; № заявки a202405884 від 11.12.2024.

*участь у наукових конференціях, семінарах, симпозиумах, круглих столах:*

1. Добродомов, О. О., & Полішко, С. О. (2018). Вплив алюмінію та титану на властивості сталей що використовуються в ракетно-космічній техніці. У XX Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 240). <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2018.pdf> (особистий внесок: постановка задачі, збір та аналіз інформації, підготовка тексту доповіді)

2. Добродомов, О. О., & Карпович, І. І. (2019). Вибір конструкційних матеріалів та режимів їх обробки при конструюванні ракет надлегкого класу. У XXI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 191–192). <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2019.pdf> (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

3. Пророка, В. А., Добродомов, О. О., Білоцерковський, І. В., & Солнцев, В. А. (2020). Особливості проектування малих дослідницьких ракет. У XXII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 234). <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2020.pdf> (особистий внесок: збір та аналіз інформації підготовка розділу про РДТП)

4. Добродомов, О. О., Білоцерковський, І. В., & Шевцов, В. Ю. (2021). Перспективи застосування штучного інтелекту в розробці ракетно-космічної техніки. У XXIII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 84). <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2021.pdf> (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

5. Добродомов, О. О., Кулик, О. В., & Санін, А. Ф. (2021). Дослідження процесів твердого ракетного палива. У XXIII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 133). <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2021.pdf> (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

6. Добродомов, О. О., & Солнцев, В. А. (2022). Аналіз результатів випробувань твердопаливних ракетних двигунів. У XXIV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 28). <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2022.pdf> (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

7. Добродомов, О. О., & Солнцев, В. А. (2022). Методика проведення скорочених випробувань твердого ракетного палива. У XXIV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 29). <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2022.pdf>

(особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

8. Добродомов, О. О., & Кулик, О. В. (2023). Перспективи використання неохолоджуваних неметалевих камер згоряння рідиннопаливних ракетних двигунів. У XXV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос». <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2023.pdf> (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

9. Добродомов, О. О., Швець, А. С., & Кулик, О. В. (2024). Аналіз сучасних технологій виробництва ракетних прискорювачів для ракет надлегкого класу. У XXVI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 68–69). <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2024.pdf> (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

10. Швець, А. С., Добродомов, О. О., & Хуторний, В. В. (2024). Уніфікація вкладного твердопаливного заряду для суборбітальних ракет та прискорювачів БПЛА. У XXVI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 103–104). <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2024.pdf> (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

11. Добродомов, О. О., Добродомов, О. О., & Кулик, О. В. (2025). Використання не термореактивних зв'язуючих для виготовлення твердопаливних ракетних зарядів. У XXVII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (с. 97–98). <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2025.pdf> (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків)

12. Dobrodomov, O., Proroka, V., & Kulyk, O. (2024). UAV launch methods. Challenges and Issues of Modern Science, 2, 25–34. <https://cims.fti.dp.ua/j/article/view/153> (особистий внесок: постановка задачі, проведення дослідження, формування підрозділу роботи, пов'язаного з використанням РДТП для запуску БПЛА, формулювання висновків)

13. Shvets, A., Bilotserkovskiy, I., Kulyk, O., & Dobrodomov, O. (2024). Synthesis of design and technological solutions in the development of UAV launch system. Challenges and Issues of Modern Science, 2, 40–46. <https://cims.fti.dp.ua/j/article/view/158> (особистий внесок: постановка задачі, проведення дослідження, формування підрозділу роботи, пов'язаного з використанням РДТП для запуску БПЛА, формулювання висновків)

14. Dobrodomov, O., & Tkachov, Y. (2023). Utilization of elastomeric materials in the conditions of experimental production. Challenges and Issues of Modern Science, 1. <https://fti.dp.ua/conf/2023/06014-1246/> (особистий внесок: постановка задачі, проведення дослідження, формулювання висновків)

15. Добродомов, О. О., Добродомов, О. О., & Кулик, О. В. (2026). Спрощена методика експериментального дослідження властивостей твердих ракетних палив. У *XXVIII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос»* (с. 104–106). <https://doi.org/10.62717/3083-7057-2026-1-023> (особистий внесок: постановка задачі, проведення дослідження, формулювання висновків)

16. Добродомов, О. О., Добродомов, О. О., & Кулик, О. В. (2026). Випробування та відпрацювання рецептур твердих ракетних палив на основі альтернативних зв'язуючих. У *XXVIII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос»* (с. 414–417). <https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2026.pdf> (особистий внесок: постановка задачі, проведення дослідження, формулювання висновків)