

ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор з наукової роботи

Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара

Олег МАРЕНКОВ



ВИСНОВОК

про наукову новизну, теоретичне та практичне значення результатів дисертації Пророки Владислава Аркадійовича «Розроблення методичних підходів до проектування суборбітальних ракет-носіїв», представленій на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 - «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

Витяг

з протоколу № 4 від 26 лютого 2025 року міжкафедрального семінару фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара

Голова міжкафедрального семінару фізико-технічного факультету д-р тех. наук, проф., Санін А. Ф.

Секретар міжкафедрального семінару фізико-технічного факультету канд. тех. наук, Лабуткіна Т.В.

ПРИСУТНІ: 21 з 25 членів міжкафедрального семінару: д-р. тех. наук, проф. А. Ф. Санін (05.02.01 – матеріалознавство), д-р. тех. наук, проф. М. М. Дронь (05.13.03 – системи і процеси управління); д-р. тех. наук, проф. С. О. Давидов (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); д-р. тех. наук, проф. Г. І. Сокол (05.11.06 – акустичні прилади і системи); д-р. тех. наук, проф. Манько Т. А. (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); канд. тех. наук, доц. А. В. Давидова (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); канд. тех. наук, доц. Т. В. Лабуткіна (05.13.03 – системи та процеси керування); канд. тех. наук, доц. Ю. В. Ткачов (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); канд. тех. наук, доц. В. Ю. Шевцов (05.07.02 –

проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); канд. тех. наук, доц. В. Л. Бучарський (05.05.03 – двигуни та енергетичні установки); канд. тех. наук, доц. О. Є. Золотко (05.05.03 – двигуни та енергетичні установки); д-р. тех. наук, проф. Т. М. Кадильникова (05.02.02 – машинознавство); канд. тех. наук, доц. С. В. Клименко (05.13.06 – інформаційні технології); д-р. тех. наук, проф. Т. І. Русакова (05.26.01 – охорона праці); канд. тех. наук, доц. А. М. Кулабухов (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); д-р. тех. наук, проф. В. В. Авдеев (05.13.03 – системи і процеси управління); д-р. тех. наук, проф. В. О. Габрінець (05.05.03 – двигуни та енергетичні установки); д-р. тех. наук, проф. О. В. Голубек (05.13.03 – системи і процеси управління); канд. тех. наук, доц. Н. С. Ащепкова (05.13.03 – системи і процеси управління); канд. тех. наук, доц. С. О. Полішко (05.02.01 – матеріалознавство); канд. тех. наук, доц. О. В. Бондаренко (05.02.08 – технологія машинобудування) та інші.

Порядок денний: розгляд і обговорення дисертаційної роботи Пророки Владислава Аркадійовича «Розроблення методичних підходів до проектування суборбітальних ракет-носіїв», представленої на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 - «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

Дисертацію виконано на кафедрі ракетно-космічних та інноваційних технологій фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара. Тема дисертації затверджена вченою радою Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, науковим керівником призначено доктора технічних наук, проф. М.М. Дроня (протокол № 3 від 19.10.2021 р) Підготовка здобувача третього рівня вищої освіти здійснювалася за акредитованою освітньо-науковою програмою «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» зі спеціальності 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка (Сертифікат про акредитацію освітньої програми № 9835, дійсний до 01.07.2030).

СЛУХАЛИ:

Обговорення дисертації Пророки Владислава Аркадійовича «Розроблення методичних підходів до проектування суборбітальних ракет-носіїв», представленої на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 - «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

За результатами перевірки дисертаційної роботи Пророки Владислава Аркадійовича «Розроблення методичних підходів до проектування суборбітальних ракет-носіїв» на плагіат програмою «StrikePlagiarism» виявлено унікальність тексту, яка складає 89,69%. Таким чином, на підставі перевірки зроблено висновок: робота Пророки В. А. має високий рівень оригінальності і може бути допущена до захисту.

Перевірку на плагіат здійснювала комісія у складі: д-р. тех. наук, проф. кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій А. Ф. Санін; канд. тех. наук, доц. кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій С. О. Полішко; канд.

тех. наук, доц. кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій О. В. Бондаренко.

Робота виконана на 8,04 авторських аркушах. Робота структурована, є анотація, зміст, вступ, основна частина, висновки, перелік джерел і додатки.

Доповідь В.А. Пророки:

Доброго дня, дозвольте представити дисертаційну роботу за вказаною темою.

Мета роботи – розроблення сукупності методичних підходів і практичних рекомендацій до проектування суборбітальних ракет-носіїв для підвищення ефективності їх застосування.

Для досягнення мети роботи вирішуються наступні **задачі дослідження**:

- сформулювати основні ознаки приналежності літальних апаратів до класу суборбітальних ракет-носіїв, здійснити уточнення термінології, що застосовується при розгляді тематики СРН та ввести в науковий обіг класифікацію літальних апаратів даного типу;

- визначити основні завдання, що вирішуються СРН на теперішньому етапі та обґрунтувати можливість розширення сфер їх застосування для вирішення нових актуальних задач, у тому числі в інтересах здійснення більш ефективного господарювання та підвищення обороноздатності;

- синтезувати загальний алгоритм проектування СРН з сукупності запропонованих методичних підходів з метою створення математичної моделі СРН, що дозволяє здійснити подальший пошук ефективних з точки зору максимізації цільової функції рішень на початкових стадіях розробки СРН;

- розробити методику визначення основних аеродинамічних характеристик СРН з використанням методів обчислювальної гідрогазодинаміки, що дозволить оцінити ефективність застосування обраних аеродинамічних схем та удосконалити геометричну форму даних літальних апаратів з метою підвищення параметрів висотності та/або збільшення маси корисного вантажу;

- запропонувати методику для теоретичної оцінки параметрів твердих сумішевих ракетних палив та провести її верифікацію шляхом порівняння з результатами стендових вогневих випробувань реальних ракетних двигунів твердого сумішевого палива;

- встановити ступінь впливу на висоту апогею, що досягається СРН таких факторів як:

- величина тиску всередині камери згорання РДТП СРН;
- форма та подовження носової частини;
- наявність аеродинамічної голки.

Знайти оптимальні значення цих параметрів для кожного із запропонованих класів СРН для визначеного варіанту конструктивно-компонувальної схеми та обраних матеріалів конструкції.

Об'єкт дослідження – процеси і методи проектування суборбітальних ракет-носіїв, пошук шляхів підвищення їх можливостей та розширення сфер їх застосування.

Предмет дослідження – сукупність теоретичних, науково-методичних положень, практичних рекомендацій та експериментальних досліджень щодо розробки методичних підходів до проектування суборбітальних ракет-носіїв як окремого класу літальних апаратів.

Наукова новизна роботи полягає в наступному:

1) запропоновано і обґрунтовано розвиток напряму суборбітальних ракет-носіїв як частини вітчизняної ракетно-космічної діяльності, що в перспективі дозволить вирішити широке коло задач в інтересах науки, господарства та розробки літальних апаратів інших типів;

2) застосовано системний підхід до процесів проектування суборбітальних ракет-носіїв як окремого класу літальних апаратів;

3) розроблено класифікатор суборбітальних ракет-носіїв, що представляє собою їх поділ на 5 основних класів у відповідності до маси корисного вантажу, висоти апогею та призначення, що дозволяє для кожного з них встановити оптимальні значення проектних параметрів та проводити аналіз прийнятих рішень безпосередньо у процесі проектування;

4) встановлено ступінь впливу форми та подовження носової частини суборбітальних ракет-носіїв та встановлення аеродинамічної голки на параметр висоти апогею за сталого значення маси корисного вантажу, що дає змогу підвищити ефективність застосування літальних апаратів цього типу;

5) набули подальшого розвитку розробки щодо застосування суборбітальних ракет-носіїв для виведення засобів перехоплення небажаних космічних об'єктів на низьких навколоземних орбітах. Здійснено порівняння способів виведення систем уводу космічних об'єктів за допомогою суборбітальної ракети-носія та традиційної ракети-носія з точки зору отримання вигоди у параметрі стартової маси.

Практичне значення роботи полягає у:

1. Застосування запропонованих методичних підходів дозволяє здійснювати пошук оптимальних варіантів суборбітальних ракет-носіїв з точки зору досягнення максимального значення висоти апогею.

2. Розроблено методику оцінки аеродинамічних характеристик суборбітальних ракет-носіїв з використанням методів обчислювальної гідрогазодинаміки, що є універсальною і може бути застосована при проектуванні ракет інших типів.

3. Систематизація існуючих методик оцінювання параметрів твердих ракетних сумішевих палив та їх верифікація шляхом проведення стендових вогневих випробувань реальних ракетних двигунів дозволяє створювати високоенергетичні тверді ракетні палива з новими складами, що обумовлює підвищення ефективності застосування ракетних комплексів.

4. Використання розробленої методики визначення оптимальних параметрів геометрії скріплених зарядів твердого палива з каналом у формі «зірки» дозволяє спростити процес проектування РДТП шляхом отримання їх параметричних моделей з можливістю варіювання різними складами застосовуваного палива, його масою, геометричними параметрами корпусу РДТП та умовами всередині камери згорання для отримання заданих параметрів роботи двигуна.

5. Сформульовані у дисертації положення дають можливість розробити комплекс методичних засад та прикладних пропозицій, які можуть бути використані як при практичних кроках до створення вітчизняних суборбітальних ракет-носіїв, так і в рамках освітнього процесу закладів вищої освіти України.

Ключові наукові результати запроваджено в навчальний процес Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара при підготовці бакалаврів і магістрів за дисциплінами «Проектування та конструювання літальних апаратів», «Інженерні розрахунки в CAD/CAE системах», «Балістика ракет», «Технології виробництва ракет-носіїв на твердому паливі», а також при підготовці дипломних та курсових робіт студентів спеціальності 134 – «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» (Акт впровадження у навчальний процес Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара від 13.01.2025).

Методики, запропоновані у дисертаційній роботі були використані при розробці сімейства надлегких експериментальних ракет проекту «Студентська ракета», які пройшли льотні випробування у 2018-2021 рр. (Акт впровадження Національного центру аерокосмічної освіти молоді ім. О.М. Макарова). Результати дослідження впроваджені в практику проектування ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ» (Flight Control LLC) (Акт реалізації ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ» (Flight Control LLC) від 24.02.2025).

У першому розділі проведено аналіз сучасного стану розвитку світового сегменту суборбітальних ракет-носіїв. Систематизовано основні ознаки приналежності літальних апаратів до даного класу, проведено аналіз та уточнення існуючої термінології. Виокремлено основні задачі, для вирішення яких застосовують даний тип літальних апаратів, обґрунтовано актуальність їх вирішення в інтересах вітчизняної науки та господарства. Сформовано класифікатор суборбітальних ракет-носіїв за критеріями маси корисного вантажу та висоти апогею, виокремлено 5 основних класів, для кожного з яких наведено льотно-технічні характеристики існуючих зразків одноступеневих твердопаливних суборбітальних ракет. Проаналізовано особливості кожного зі сформованих класів. Запропоновано реалізацію ідеї розвитку напряму суборбітальних ракет-носіїв у вигляді сімейства ракет з метою вирішення широкого кола завдань за суттєвого скорочення часу та матеріальних затрат на реалізацію даної ідеї. Представлено новий підхід до вирішення проблеми уводу небажаних космічних об'єктів з низьких навколосеземних орбіт за допомогою суборбітальних ракет-носіїв. Продемонстровано переваги такого рішення, що полягають у значному скороченні вартості виведення систем уводу по відношенню до реалізації цієї ідеї за допомогою традиційних ракет-носіїв, метою яких є виведення корисних вантажів з утворенням замкненої орбіти. Скорочення вартості відбувається за рахунок того, що виведення систем уводу у задану точку навколосеземного простору, у якій відбувається її зустріч з космічним об'єктом досягається на швидкості, що є суттєво меншою за першу космічну. За рахунок різних підходів, сумарний запас палива на борту суборбітальної ракети-носія є у декілька разів меншим за запас палива на борту традиційної ракети-носія, відповідно меншою є і стартова маса суборбітальної ракети-носія. При цьому параметр стартової маси ракети напряму пов'язаний із вартістю – як безпосередньо ракети, так і ракетного комплексу

в цілому. Ще одна перевага з точки зору економічної ефективності запропонованого рішення полягає у можливості багаторазового використання конструкцій суборбітальної ракети-носія – як окремих вузлів, так і ракети в цілому. Сформульовані та проаналізовані основні задачі, що необхідно вирішити для реалізації запропонованого рішення.

Другий розділ присвячений синтезу загального алгоритму проектування суборбітальних ракет-носіїв як сукупності розроблених та існуючих методичних підходів, за допомогою яких можлива реалізація комплексного вирішення даної задачі. Проаналізовано особливості процесів проектування суборбітальних ракет-носіїв у порівнянні традиційними ракетами носіями, призначеними для виведення об'єктів на навколоземні орбіти. Обґрунтовано вибір максимуму висоти апогею у якості цільової функції проектування. У рамках розроблення методичних підходів до оцінки параметрів твердих сумішевих палив проведено їх верифікацію, що полягає у порівнянні розрахункових значень питомого імпульсу з даними проведених стендових вогневих випробувань реальних ракетних двигунів твердого палива. Отримані результати показують високий рівень співпадіння теоретичних та експериментальних даних – відхилення становить менше за 3%, що дозволяє зробити висновок про можливість застосування обраних теоретичних методик при проектуванні СРН. Для отриманого у лабораторних умовах твердого ракетного сумішевого палива виконано теоретичне порівняння параметрів його ефективності в залежності від зміни тиску всередині камери згорання. Розроблено методику розрахунку оптимальної з точки зору режиму роботи двигуна геометрії скріпленого заряду ТРП з каналом у формі зірки. Запропоновано методичні підходи до оцінки маси багатоступеневих систем м'якого приземлення суборбітальних ракет-носіїв. Сформовано рекомендації до розрахунку геометрії сухих відсіків та аеродинамічних стабілізаторів. Розроблено методичні підходи до оцінки аеродинамічних характеристик суборбітальних ракет-носіїв з використанням сучасних методів обчислювальної гідрогазодинаміки. Проведено верифікацію запропонованої розрахункової моделі оцінки аеродинамічних характеристик з відомими експериментальними даними та досліджено схемну збіжність рішення. На прикладі суборбітальної ракети-носія надлегкого класу досліджено вплив на коефіцієнт лобового опору факторів форми і подовження носової частини та наявності аеродинамічної голки. Запропоновано спрощену модель оцінки балістичного розрахунку параметрів польоту суборбітальних ракет.

Третій розділ присвячено питанням практичного застосування розроблених методичних підходів при виборі та дослідженні факторів, що впливають на ефективність використання суборбітальних ракет-носіїв в залежності від задачі, яка вирішується з їх допомогою. У рамках даної роботи для кожного з запропонованих класів СРН досліджено вплив параметру середнього тиску у камері згорання, а також особливостей аеродинамічної компоновки, а саме форми НЧ та наявності аеродинамічної голки на висоту апогею СРН. Дослідження проводилось з використанням описаного у роботі загального алгоритму проектування СРН та математичної моделі СРН шляхом проведення розрахунків для обраного базового варіанту принципової та конструктивно-компонувальної схеми суборбітальної ракети-

носія, а також визначеного набору конструкційних матеріалів у заданому діапазоні зміни перелічених факторів.

Висновки:

1. У дисертації запропоновано нове вирішення науково-прикладного завдання, що полягає у розробленні сукупності методичних підходів і практичних рекомендацій до проектування СРН.

2. Сформовано основні ознаки приналежності літальних апаратів до класу СРН. Здійснено уточнення термінології, що застосовується при розгляді тематики СРН. Введено в науковий обіг класифікацію літальних апаратів даного типу, що включає поділ СРН на 5 основних класів за критеріями маси корисного вантажу, висотою апогею та призначенням: надлегкий, легкий, середній, важкий та надважкий.

3. Визначено основні завдання, що вирішуються СРН на теперішньому етапі. До них належать використання СРН як проміжного етапу до створення нових ракет-носіїв та у якості літаючого стенду, проведення наукових експериментів, дослідження атмосфери та навколоземного простору та у допоміжних задачах сфери безпеки та оборони. Запропоновано ідею створення вітчизняних СРН у вигляді сімейства ракет, для вирішення завдань у інтересах господарства та науки України.

4. На основі розроблених та систематизації і модифікації існуючих методичних підходів синтезовано і доведено адекватність математичної моделі суборбітальної ракети-носія та загальний алгоритм проектування. Доведено можливість використання математичної моделі для пошуку рішень спрямованих на підвищення ефективності застосування СРН на початкових стадіях розробки.

5. Розроблено методику визначення основних аеродинамічних характеристик СРН з використанням методів обчислювальної гідрогазодинаміки. Проведено її верифікацію на основі відомих експериментальних даних. Оцінено значення аеродинамічного коефіцієнта лобового опору за нульового кута атаки для СРН з різною формою та подовженням НЧ. Отримані результати показали перспективність застосування оживальних НЧ з подовженням $\lambda_{\text{НЧ}} > 2$. Використання аеродинамічних голок є перспективним для НЧ напівсферичної форми та НЧ інших форм, що мають подовження менше за $\lambda_{\text{НЧ}} = 2$.

6. Запропоновано адаптацію з метою використання при проектуванні СРН відомих методик теоретичної оцінки параметрів ТСРП заснованих на вирішенні рівняння горіння реагентів за визначеного значення тиску у камері згорання. Здійснено порівняння теоретичних результатів з експериментальними даними, отриманими при випробуваннях реальних РДТП з тягою до 5000 Н. Встановлено, що відхилення між теоретичними та експериментальними даними становить не більше 3%, що підтверджує можливість застосування методики оцінки параметрів ТРП при проектуванні РДТП СРН.

7. Визначено вплив на цільову функцію проектування, що представляє собою максимум висоти апогею, таких факторів як величина тиску всередині камери згорання РДТП СРН для лабораторно отриманого ТСРП, форми та подовження НЧ СРН та наявності аеродинамічної голки встановленої на НЧ для усіх запропонованих класів СРН. Максимум висоти апогею досягається для НЧ оживальної форми з

подовженням $\lambda_{\text{нч}} > 2$. Встановлено, що наявність аеродинамічної голки може збільшити висоту апогею СРН з $\lambda_{\text{нч}} < 2$.

8. Викладені у дисертаційній роботі методичні підходи були впровадженні при проектуванні сімейства суборбітальних ракет-носіїв надлегкого класу, створених у рамках діяльності проєкту «Студентська ракета». У 2018-2021 рр. ракети з висотою апогею 2 км, 6,5 км успішно пройшли етап льотних випробувань, а для двоступеневої СРН з висотою апогею 40 км було підтверджено штатну роботу на етапі роботи першого ступеня та успішну реалізацію процесу гарячого розділення ступенів (Акт впровадження Національного центру аерокосмічної освіти молоді ім. О.М. Макарова). Ключові наукові результати впроваджено в навчальний процес Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара при підготовці бакалаврів і магістрів за дисциплінами «Проектування та конструювання літальних апаратів», «Інженерні розрахунки в CAD/CAE системах», «Балістика ракет», «Технології виробництва ракет-носіїв на твердому паливі», а також при підготовці дипломних та курсових робіт студентів спеціальності 134 – «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» (Акт впровадження у навчальний процес Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара від 13.01.2025). Результати дослідження впроваджені в практику проектування ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ» (Flight Control LLC) (Акт реалізації ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ» (Flight Control LLC) від 24.02.2025).

ЗАПИТАННЯ ТА ВІДПОВІДІ:

Питання канд. тех. наук, доц. Кулабухова А.М. :

Ви використовуєте поняття апогей. Апогей і перигей у орбіти. А суборбітальні ракети не мають орбіт. Чи можна вживати таку термінологію?

Відповідь: Висота апогею є загальноприйнятим терміном при використанні по відношенню до тематики суборбітальних ракет-носіїв. Він використовується як у вітчизняних літературних джерелах, так і у джерелах зарубіжного походження.

Чи можна використовувати термін апогей орбіти, а не апогей траєкторії?

Відповідь: Така термінологія не є загальноприйнятою. Зазвичай говорять про апогей траєкторії. У загальному випадку траєкторію суборбітальної ракети-носія можна розглядати як незамкнену орбіту з перигеем, що знаходиться нижче земної поверхні.

Чи відносяться всі балістичні ракети по вашій термінології до суборбітальних?

Відповідь: Ні, бо їх траєкторія не є близькою до вертикалі і за призначенням до суборбітальних ракет-носіїв не відносять ракети, що мають суто військове призначення.

У вас є таблиця порівняння питомого імпульсу. У Вас теоретичне і експериментальне відхилення в одну сторону. Чи не вважаєте, що тут є системна похибка, яку можна врахувати в теоретичній моделі, щоб вони збігалися?

Відповідь: Для твердих сумішевих палив проявляється ефект зниження величини питомого імпульсу в залежності від масової частки конденсованої фази, що міститься у продуктах згорання. І в залежності від розміру двигуна конденсована

фаза впливає більшою або меншою мірою. Я розглядаю у рамках верифікації невеликі за розміром двигуни, для них конденсована фаза більше впливає на величину питомого імпульсу, а для двигунів більшої тяги, більшого розміру цей ефект проявляється меншою мірою. Тому, те, що відхилення по величині питомого імпульсу проявляється в одну сторону є закономірним і враховується у математичній моделі за допомогою коефіцієнта, що коригує результат у відповідності до величини тяги двигуна.

Ви наводите результати, але відсутні пояснення, як в Ви це рахували. Ви надаєте кінцевий результат і не даєте, якими були або модель, яку ви застосовували, або методика розрахунку. Як ви робили розрахунки?

Я показав просторову модель розрахункової області, зазначив структуру розрахункової сітки, а також зазначив, за якою моделлю турбулентності це було розраховано. Розрахунки виконувалися із застосуванням програмного пакету Ansys, на яке наявне відповідне посилання.

Питання канд. тех. наук, доц. Шевцова В.Ю.:

У якості цільової функції проектування обрана висота апогею. Ця функція оптимізується. І якось з самої роботи зникло це поняття оптимізації. Які проектні параметри впливають на оптимізацію даної цільової функції?

У третьому розділі це представлено. Наведено три фактори та встановлено їх вплив на обрану цільову функцію проектування: параметр середнього значення тиску у камері згорання; форми та подовження носової частини та наявності аеродинамічної голки.

Коли йдеться про перехоплення відпрацьованих частин ракетної техніки, ми говоримо про орбітальні швидкості. Але у суборбітальній ракеті швидкість може бути 1,7-2 км/с. Чи достатньо буде такої величини швидкості, щоб перехопити обраний космічний об'єкт?

Відповідь: У рамках роботи розглянуто суборбітальні ракети-носії у якості платформи для виведення системи уводу об'єктів з низьких навколосеземних орбіт. Дія системи уводу на космічний об'єкт є окремим питанням і у рамках даної роботи не розглядалося.

Є час горіння твердопаливного заряду. Швидкість горіння мм/секунду. Якщо подивитися на діаметр, який застосовується, то час горіння і час набору швидкості дуже малий. Щоб ракеті набрати необхідну швидкість, необхідно забезпечити її рух з великими витратами палива у секунду, забезпечити великі імпульси. Чи були обмеження на перевантаження?

Відповідь: Обмеження на перевантаження застосовувалося. У даній роботі я обмежувався 20 g, що для ракет такого типу є прийнятним.

Питомий імпульс тих зарядів, що використовуються, 220 одиниць, це дуже низький показник. Сучасні палива забезпечують 270-300 одиниць, чим пояснюється такий низький питомий імпульс?

Відповідь: У дослідженні розглядалися ті склади палива, які були лабораторно отримані на практиці у рамках проекту «Студентська ракета». Відносно низьке значення питомого імпульсу пояснюється обмеженою доступністю компонентів ракетного палива, невеликими розмірами двигунів та доданими у паливо

флегматизаторами горіння. Також величина 220 с досягається при значенні тиску всередині камери згорання на рівні 45-50 атм. При вищих значеннях тиску теоретично значення питомого імпульсу зростає до більше ніж 230 с.

Питання щодо застосування аеродинамічної голки на ракеті. Вона майже ніде не застосовувалася на практиці. Була застосована на МБР Трайдент і майже ніде більше. І здебільшого обтічник для ракети-носія роблять конічної форми. І крім того, ракета запускається вертикально, величина атмосферної ділянки мала. Чи не краще поставити просто конус?

Відповідь: В представлених таблицях показано, що досяжна висота суттєво збільшується при застосуванні голки для носових частин з подовженням меншим за 2. При цьому аеродинамічна складова втрат швидкості на активній ділянці для суборбітальних ракет-носіїв є значно більшою за традиційні ракети-носії, тому краще застосовувати більш обтічні за конус форми.

Питання канд. тех. наук, доц. Карпович О.В.:

Яку структуру розрахункової сітки в Вами застосована?

Відповідь: Багатогранні комірки – застосовано налаштування Make polyhedra.

Під моделлю просторової області мається на увазі модель області, в якій знаходиться ракета?

Відповідь: Так.

Був графік експериментальних даних і таблиця з відхиленнями експериментальних даних і теоретичних даних. На графіках, як видно, результати стендових вогневих випробувань тяга в ньютонх під час роботи двигуна, а зверху теоретичний аналіз і експеримент? Що Ви тут порівнюєте? Можна було б показати графік експериментальний і теоретичний разом, щоб порівняти?

Відповідь: Розрахункове значення питомої тяги визначається, виходячи з набору компонентів ракетного палива, які входять до його складу та умов всередині камери згорання. Теоретичне значення, отримане за розглянутою методикою представляє собою значення питомого імпульсу, що порівнюється з усередненим експериментальним значенням питомого імпульсу, отриманим у ході проведення стендових вогневих випробувань.

Тобто іде порівняння теоретичних значень, знайдених із врахуванням хімічної природи речовин, з результатами вогневих випробувань?

Відповідь: Саме так.

Питання канд. тех. наук, доц. Бучарського В.Л.:

Покажіть, будь ласка, вашу класифікацію ракет. Якщо корисне навантаження 300 кг і висота – 20 км, вона не належить до класу надлегких ракет?

Відповідь: Для будь якої ракети існує залежність між масою корисного вантажу та висотою, що досягається за цього значення. Тому для даного випадку слід оцінити параметри траєкторії ракети за значень маси корисного вантажу, що є граничними для кожного з класів.

Цільова функція, чому була обрана саме висота апогею? Для яких задач використовуються такі ракети? Це задачі якого класу, народногосподарського, військового призначення?

Відповідь: Як я зазначив у доповіді, це можуть бути експерименти в умовах мікрогравітації, використання як літаючого стенду, задачі дослідження атмосфери та навколоземного простору. Висота апогею була обрана як параметр, що найбільш показово демонструє ефективність прийнятих при проектуванні рішень та дозволяє чітко встановити вплив розглянутих у роботі факторів на ефективність застосування ракет даного класу.

Чому застосовано рівняння SST моделі?

Відповідь: На початковому етапі я розглядав і проводив розрахунки за різними моделями. Ця модель показала найкращу збіжність рішення та найбільшу точність отриманого результату відносно відомих експериментальних даних.

Питання канд. тех. наук, доц. Хорольського М.С.:

Ви використовуєте сумішеве паливо. Сумішеві палива скріплюються з корпусом. У Вас використовується внутрішнє теплозахисне покриття? Чи пробували Ви спрогнозувати, чи можна більший вантаж підняти і збільшити висоту, якщо використати теплозахисне покриття, щоб зменшити теплове навантаження на корпус?

Відповідь: У мене використовується теплозахисне покриття внутрішньої поверхні корпусу РДТП, що представляє собою шар етилен-пропіленового каучуку. Наведено методику розрахунку товщини теплозахисного покриття, що розкрито у додатку дисертації.

Питання доктора. тех. наук, проф. Голубека О.В.:

Ви нічого не розповіли про апробацію результатів роботи.

Відповідь: Стосовно цього надав інформацію голова міжкафедрального семінару проф. Санін Анатолій Федорович у вступному слові, я вирішив не повторювати цю інформацію у своїй доповіді.

Як початкова швидкість у ракети при моделюванні? Мається на увазі, що початкова швидкість на старті – швидкість обертання разом з Землею ракети, яка знаходиться на поверхні Землі.

Відповідь: У роботі прийнято припущення, що ракета летить по вертикальній траєкторії і Земля не обертається.

Для яких чисел Маха відображено картини обтікання при наявності та відсутності аеродинамічної голки? Вони побудовані для одного числа Маха, або для різних?

Відповідь: Для одного числа Маха, що дорівнює 2,4.

А чому Ви взяли швидкість 2,4М?

Відповідь: Аеродинамічна голка демонструє свою ефективність лише в зоні надзвукових швидкостей, при цьому найбільша відмінність у значенні коефіцієнта лобового опору за випадків наявної та відсутньої аеродинамічної голки проявляється саме в діапазоні швидкостей 2-3М.

Питання доктора. тех. наук, проф. Давидова С.О.:

Питання щодо назви роботи. У назві роботи застосовано слово «розроблення». Мені здається в назві просто доречно дати «методичні підходи до проектування».

Зауваження проф. Дроня М.М.: правка з таким уточненням назви внесена Вченою радою ДНУ при затвердженні теми.

Запропоновані Вами підходи можуть бути застосовані до всіх класів ракет, які Ви назвали у класифікації або до деяких з них?

Відповідь: До всіх розглянутих класів.

Ви говорите про застосування суборбітальної ракети для моделювання невагомості. А також про інтервал руху ракети 15 хвилин. Мабуть не весь цей інтервал може бути використаний для моделювання невагомості.

Відповідь: Ні, тільки та частина руху ракети з непрацюючим двигуном, яка відбувається поза межами атмосферної ділянки траєкторії. Тому інтервал, коли моделюється невагомість, є коротшим за повний час руху ракети. Тривалість 15 хвилин досягається при польоті суборбітальної ракети-носія Махус на висоту апогею у 700 км.

ВИСТУП НАУКОВОГО КЕРІВНИКА:

М. М. Дронь, доктор тех. наук, професор кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій

Пророка Владислав Аркадійович закінчив магістратуру на кафедрі проектування і конструкцій Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара у 2021 р. з відзнакою. Під час навчання в університеті Пророка В. А. проявив себе як сумлінний студент, у квітні 2019 р. зайняв III місце у Всеукраїнському конкурсі студентських наукових робіт за напрямом «Авіаційна та ракетно-космічна техніка. Аеронавігація», двічі був стипендіатом фонду «Україна» президента України Л. Д. Кучми. З першого курсу бакалаврату Пророка В. А. цікавився питаннями проектування та конструювання ракет, з 2017 р. і до тепер щорічно приймав активну участь у роботі міжнародної молодіжної науково-практичної конференції «Людина і космос». Починаючи з третього курсу є активним учасником проєктів Space Labs Noosphere Engineering School, зокрема проєкту «Студентська ракета». У рамках діяльності проєкту проявив себе різносторонньою особистістю, здатною виконувати широке коло задач, серед яких можна виділити проведення балістичних та аеродинамічних розрахунків ракет, розрахунків на міцність, активне залучення до процесів лабораторного отримання твердих ракетних палив, відпрацювання ракетних двигунів твердого палива, виготовлення конструкцій суборбітальних ракет надлегкого класу та роботу у складі стартової команди при проведенні льотних випробувань ракет. З 2020 року очолює проєктно-конструкторський відділ проєкту, де, зокрема, займається питаннями організації єдиної системи розробки конструкторської документації. Протягом 2018-2020 рр. працював у ДП КБ «Південне» на посаді техника. Під час навчання у магістратурі опублікував першу статтю у фаховому виданні присвячену використанню чисельних експериментів для вирішення задач з мінімізації маси конструкції.

Дисертаційна робота відповідає напряму держбюджетної науково-дослідної роботи Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара: «Системне проектування ракетно-космічних комплексів» (номер держреєстрації 0122U200073, ФТФ-2-22, 2022–2024), що підтверджує актуальність теми дисертації.

Метою дисертаційної роботи Пророки В. А. є розроблення методичних підходів і практичних рекомендацій до проектування суборбітальних ракет-носіїв, розвиток використання суборбітальних ракет-носіїв з метою вирішення актуальних задач у загальносвітовому та національному масштабі. Для досягнення поставленої мети успішно вирішена низка наукових задач, а саме: сформовано основні ознаки приналежності літальних апаратів до класу суборбітальних ракет-носіїв та введено в науковий обіг класифікацію літальних апаратів даного типу; визначено основні завдання, що вирішуються СРН на теперішньому етапі та обґрунтовано можливість розширення сфер їх застосування для вирішення нових актуальних задач, у тому числі в інтересах здійснення більш ефективного господарювання та підвищення обороноздатності України; розроблено алгоритм проектування ракет-носіїв, що включає в себе використання нових методичних підходів до визначення основних аеродинамічних характеристик СРН, визначення характеристик твердих сумішевих ракетних палив та проектування ракетних двигунів твердого палива; виокремлено основні проектні параметри СРН, встановлено їх оптимальні значення та комбінації для кожного із запропонованих класів СРН з метою підвищення висотності. Значна частина отриманих результатів підтверджена проведенням реальних експериментів, зокрема вогневих випробувань ракетних двигунів. Цінність отриманих результатів полягає у можливості застосування отриманих методичних підходів для практичних кроків зі створення суборбітальних ракет-носіїв будь-якого з запропонованих класів та у рамках освітньої діяльності кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій.

Наукова новизна отриманих результатів.

Здобувачем було розвинуто ідею застосування суборбітальних ракет-носіїв для перехоплення небажаних космічних об'єктів на низьких навколоземних орбітах, що дозволяє розглядати варіанти вирішення даної проблеми за значного зниження рівня матеріальних затрат. Здійснено порівняння способів виведення систем уводу космічних об'єктів за допомогою суборбітальної ракети та традиційної ракети-носія з точки зору отримання вигаду у параметрі стартової маси.

Дисертантом запропоновано і обґрунтовано розвиток напряму суборбітальних ракет-носіїв як частини вітчизняної ракетно-космічної діяльності, що в перспективі дозволить вирішити широке коло задач в інтересах науки, господарства та розробки літальних апаратів інших типів.

Здобувач застосував системний підхід до процесів проектування суборбітальних ракет-носіїв як окремого класу літальних апаратів.

Дисертант сформував класифікатор суборбітальних ракет-носіїв, що представляє собою їх поділ на 5 основних класів у відповідності до маси корисного вантажу, висоти апогею та призначення, що дозволяє для кожного з них встановити оптимальні значення проектних параметрів та проводити аналіз прийнятих рішень безпосередньо у процесі проектування.

Дисертантом було встановлено ступінь впливу форми та подовження носової частини суборбітальних ракет-носіїв та встановлення аеродинамічної голки на параметр висоти апогею за сталого значення маси корисного вантажу, що дає змогу підвищити ефективність застосування літальних апаратів цього типу.

Здобувачем було розвинуто ідею застосування суборбітальних ракет-носіїв для перехоплення небажаних космічних об'єктів на низьких навколоземних орбітах, що дозволяє розглядати варіанти вирішення даної проблеми за значного зниження рівня матеріальних затрат. Здійснено порівняння способів виведення систем уводу космічних об'єктів за допомогою суборбітальної ракети та традиційної ракети-носія з точки зору отримання вигаду у параметрі стартової маси.

Достовірність одержаних результатів забезпечена всебічним аналізом сучасного наукового рівня та достатнім обґрунтуванням запропонованих рішень.

Практичне значення. Запропоновані методичні підходи дозволяють здійснювати пошук оптимальних варіантів суборбітальних ракет-носіїв з точки зору досягнення максимального значення висоти апогею.

Розроблено методику оцінки аеродинамічних характеристик суборбітальних ракет-носіїв з використанням методів обчислювальної гідрогазодинаміки, що є універсальною і може бути застосована при проектуванні ракет інших типів.

Систематизація існуючих методик оцінки параметрів твердих ракетних сумішевих палив та їх верифікація шляхом проведення стендових вогневих випробувань реальних ракетних двигунів створює передумови для пошуку нових складів твердого ракетного палива в інтересах підвищення ефективності застосування ракетних комплексів.

Розроблена методики визначення оптимальних параметрів геометрії скріплених зарядів твердого палива з каналом у формі «зірки» дозволяє спростити процес проектування РДТП шляхом отримання їх параметричних моделей з можливістю варіювання різними складами застосовуваного палива, його масою, діаметрами корпусу РДТП та умовами всередині камери згорання для отримання заданих параметрів роботи двигуна.

Сформульовані у дисертації положення дають можливість розробити комплекс методичних засад та прикладних пропозицій, які можуть бути використані як при практичних кроках до створення вітчизняних суборбітальних ракет-носіїв, так і в рамках освітнього процесу закладів вищої освіти України.

Ключові наукові результати запроваджено в навчальний процес Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара при підготовці бакалаврів і магістрів за дисциплінами «Проектування та конструювання літальних апаратів», «Інженерні розрахунки в CAD/CAE системах», «Балістика ракет», «Технології виробництва ракет-носіїв на твердому паливі», а також при підготовці дипломних та курсових робіт студентів спеціальності 134 – «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» (Акт впровадження у навчальний процес Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара від 13.01.2025).

Методики, запропоновані у дисертаційній роботі були використані при розробці сімейства надлегких експериментальних ракет проекту «Студентська ракета», які пройшли льотні випробування у 2018-2021 рр. (Акт впровадження Національного центру аерокосмічної освіти молоді ім. О.М. Макарова). Результати дослідження впроваджені в практику проектування ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ» (Flight Control LLC) (Акт реалізації ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ» (Flight Control LLC) від 24.02.2025).

Публікація основних результатів дисертації. Основні матеріали дисертаційної роботи відображено у 19 наукових публікаціях: 1 стаття у журналі, який індексується у наукометричній базі Scopus, Q3 відповідно до класифікації SCImago Journal and Country Rank, 1 стаття у журналі, який індексується у наукометричній базі Scopus, Q4 відповідно до класифікації SCImago Journal and Country Rank та належить до вітчизняних фахових видань категорії А, 3 статті у вітчизняних фахових виданнях категорії Б, 14 матеріалів міжнародних та вітчизняних конференцій.

Висновок щодо дисертаційної роботи. Усі результати, які отримані здобувачем та наведені в дисертаційній роботі, отримані ним особисто. Ідеї та елементи наукових праць інших науковців супроводжуються посиланнями на авторів та джерела інформації. Особистий внесок Пророки В. А. у роботи, опубліковані у співавторстві, наведено у списку опублікованих робіт за темою дисертації.

На підставі вищенаведеного та особистого досвіду спілкування зі здобувачем можна зробити висновок, що за своєю актуальністю, обсягом виконаних досліджень, науковою новизною, достовірністю одержаних результатів, обґрунтованістю висновків, оформленням роботи, оприлюдненню та апробації отриманих результатів дисертація Пророки В. А. на тему «Розроблення методичних підходів до проектування суборбітальних ракет-носіїв» відповідає кваліфікаційним вимогам щодо дисертацій на здобуття вченого ступеня доктора філософії, викладеним у «Порядку присудження ступеня доктора філософії та скасування рішення разової спеціалізованої вченої ради закладу вищої освіти, наукової установи про присудження ступеня доктора філософії», затвердженого постановою Кабінету Міністрів України від 12 січня 2022 р. № 44 (із змінами), а її автор, Пророка Владислав Аркадійович, заслуговує на присудження ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

В ОБГОВОРЕННІ ДИСЕРТАЦІЇ В. А. ПРОРОКИ ВЗЯЛИ УЧАСТЬ:

Доктор. тех. наук, проф. Санін А.Ф.: запропонував всім взяти участь у обговоренні представлених результатів.

Канд. тех. наук, доц. Кулабухов О.М.: Відзначу стосовно висновків до роботи. Їх всього сім, при цьому кожен висновок чітко відповідає поставленій задачі, а один з них є узагальнюючим і показує вирішення мети роботи загалом. Є побажання більше конкретизувати чим відрізняється кожна з розроблених методик і який вона дає позитивний ефект. Загалом можу рекомендувати представлену роботу до захисту.

Канд. тех. наук, доц. Шевцов В.Ю.:

Робота важлива тим, що за останній час я не пам'ятаю робіт, які б стосувалися проектування такого складного об'єкту, як ракета в цілому. Розглядалися якісь окремі питання проектування конкретних систем, але не ракети в цілому. Сама назва дисертації відображена у перших розділах, де є спроба охопити не охоплюване в одній дисертації. Цю роботу вирізняє те, що вона адаптує методики проектування до ракет нового класу. З моєї точки зору у доповіді треба більше показати те, що

ніхто не робив. А в цілому така робота, перш за все, кваліфікаційна робота. І в цьому відношенні немає питань. Віддати належне підготовці і тому інструментарію, який застосований. Бажаю дисертанту врахувати побажання, що були висловлені учасниками міжкафедрального семінару і вважаю, що дана робота може бути рекомендованою до захисту.

Секретар міжкафедрального семінару канд. тех. наук Лабуткіна Т.В.:

Хочу погодитися з думкою Василя Юхимовича Шевцова, що робота показує високий кваліфікаційний рівень здобувача. У різних аспектах, і це дуже хороший сплав. Необхідно підкреслити деякі положення, які б дали можливість образу оцінити, що зроблено нового, і що дає застосування запропонованого. І бажано приведення конкретних цифр. Хороша робота дає свіжий погляд на відомий об'єкт – застосування ракетної техніки, але відкриває нові грані. Вважаю, що робота може бути допущена до захисту.

ВИСНОВОК

Актуальність теми дисертації. Суборбітальні ракети-носії (СРН) – особливий клас літальних апаратів, органічно інтегрований у космічну діяльність та широкий спектр наукових досліджень передових держав світу. Такі ракети активно залучені до робіт, пов'язаних із створенням та розвитком нових технологій, дослідженням атмосфери та навколоземного простору, а перспективі літальні апарати (ЛА) цього типу можуть стати ефективним рішенням для вирішення ряду актуальних задач, зокрема проблеми засміченості низьких навколоземних орбіт.

Фактична відсутність українських СРН не дозволяє у повній мірі використовувати переваги їх застосування в інтересах вітчизняної науки та різноманітних сфер господарства. Тому, створення нових СРН є актуальною задачею, вирішення якої дозволить створити відсутній натеper замкнений цикл створення об'єктів ракетно-космічної техніки, розвинути наукомісткі галузі промисловості, що в перспективі може стати складовою процесу поступового повернення вітчизняних державних та приватних космічних компаній на шлях здійснення повноцінної космічної діяльності та суттєво зміцнити обороноздатність.

Незважаючи на широке застосування СРН у інших державах, більшість їх сучасних представників побудована із залученням елементів, що запозичені з ракетних комплексів, що мають відмінне від СРН призначення – ступенів і бокових прискорювачів традиційних ракет-носіїв, зенітних ракет, оперативно-тактичних ракет тощо. При цьому дослідження, що проводились як вітчизняними, так і закордонними вченими, пов'язані зі систематизацією існуючих та розробкою нових методичних підходів в контексті розробок СРН перебувають на початковій стадії свого розвитку.

Дане дослідження спрямоване на створення методичних засад, необхідних для появи та розвитку вітчизняного напрямку СРН, що представляє собою сукупність СРН здатних виконувати різні задачі у відповідності до параметрів висоти апогею та маси корисного вантажу. Розроблені методичні підходи та загальний

алгоритм проектування дозволяє отримати оптимальні варіанти СРН з точки зору максимальної ефективності їх застосування. Значна частина результатів дослідження можуть бути застосовані при розробленні ракет інших класів та бути інтегрованими у освітній процес, що є актуальним у контексті підготовки спеціалістів для подальшої роботи у компаніях ракетно-космічного спрямування.

Затвердження теми та плану дисертації. Тема дисертації «Розроблення методичних підходів до проектування суборбітальних ракет-носіїв» затверджена вченою радою Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, науковим керівником призначено доктора технічних наук, проф. М.М. Дроня (протокол № 3 від 19.10.2021 р.).

Особистий внесок автора. Автором дисертаційної роботи самостійно критично проаналізовано фахову наукову літературу за тематикою дослідження, відібрано та опрацьовано технічний матеріал для досліджень, проведено розрахунки та експерименти, здійснено аналітичну обробку отриманих результатів. Сформульовано основні положення дисертаційної роботи, практичні рекомендації та висновки. Підготовлено до друку наукові праці, в яких викладено основні положення дисертації.

Ступінь обґрунтованості наукових положень, висновків і рекомендацій, які сформульовані в дисертації. Достовірність ґрунтується на значному обсязі фактичного матеріалу, використанні необхідних та сучасних методів аналізу даних.

Наукова новизна одержаних результатів:

1) запропоновано і обґрунтовано розвиток напрямку суборбітальних ракет-носіїв як частини вітчизняної ракетно-космічної діяльності, що в перспективі дозволить вирішити широке коло задач в інтересах науки, господарства та розробки літальних апаратів інших типів;

2) застосовано системний підхід до процесів проектування суборбітальних ракет-носіїв як окремого класу літальних апаратів;

3) розроблено класифікатор суборбітальних ракет-носіїв, що представляє собою їх поділ на 5 основних класів у відповідності до маси корисного вантажу, висоти апогею та призначення, що дозволяє для кожного з них встановити оптимальні значення проектних параметрів та проводити аналіз прийнятих рішень безпосередньо у процесі проектування;

4) встановлено ступінь впливу форми та подовження носової частини суборбітальних ракет-носіїв та встановлення аеродинамічної голки на параметр висоти апогею за сталого значення маси корисного вантажу, що дає змогу підвищити ефективність застосування літальних апаратів цього типу;

5) набули подальшого розвитку розробки щодо застосування суборбітальних ракет-носіїв для виведення засобів перехоплення небажаних космічних об'єктів на низьких навколоземних орбітах. Здійснено порівняння способів виведення систем уводу космічних об'єктів за допомогою суборбітальної ракети-носія та традиційної ракети-носія з точки зору отримання вигоди у параметрі стартової маси.

Практичне значення результатів дослідження.

1. Застосування запропонованих методичних підходів дозволяє здійснювати пошук оптимальних варіантів суборбітальних ракет-носіїв з точки зору досягнення максимального значення висоти апогею.

2. Розроблено методику оцінки аеродинамічних характеристик суборбітальних ракет-носіїв з використанням методів обчислювальної гідрогазодинаміки, що є універсальною і може бути застосована при проєктуванні ракет інших типів.

3. Систематизація існуючих методик оцінювання параметрів твердих ракетних сумішевих палив та їх верифікація шляхом проведення стендових вогневих випробувань реальних ракетних двигунів дозволяє створювати високоенергетичні тверді ракетні палива з новими складами, що обумовлює підвищення ефективності застосування ракетних комплексів.

4. Використання розробленої методики визначення оптимальних параметрів геометрії скріплених зарядів твердого палива з каналом у формі «зірки» дозволяє спростити процес проєктування РДТП шляхом отримання їх параметричних моделей з можливістю варіювання різними складами застосовуваного палива, його масою, геометричними параметрами корпусу РДТП та умовами всередині камери згорання для отримання заданих параметрів роботи двигуна.

5. Сформульовані у дисертації положення дають можливість розробити комплекс методичних засад та прикладних пропозицій, які можуть бути використані як при практичних кроках до створення вітчизняних суборбітальних ракет-носіїв, так і в рамках освітнього процесу закладів вищої освіти України.

Ключові наукові результати запроваджено в навчальний процес Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара при підготовці бакалаврів і магістрів за дисциплінами «Проектування та конструювання літальних апаратів», «Інженерні розрахунки в CAD/CAE системах», «Балістика ракет», «Технології виробництва ракет-носіїв на твердому паливі», а також при підготовці дипломних та курсових робіт студентів спеціальності 134 – «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» (Акт впровадження у навчальний процес Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара від 13.01.2025).

Методики, запропоновані у дисертаційній роботі були використані при розробці сімейства надлегких експериментальних ракет проєкту «Студентська ракета», які пройшли льотні випробування у 2018-2021 рр. (Акт впровадження Національного центру аерокосмічної освіти молоді ім. О.М. Макарова від 24.02.2025). Результати дослідження впроваджені в практику проєктування ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ» (Flight Control LLC) (Акт реалізації ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ» (Flight Control LLC) від 24.02.2025).

Повнота викладення матеріалів дисертації в опублікованих працях та особистий внесок у них автора. Основні матеріали дисертаційної роботи відображено у 19 наукових публікаціях: 1 стаття у журналі, який індексується у наукометричній базі Scopus, Q3 відповідно до класифікації SCImago Journal and Country Rank, 1 стаття у журналі, який індексується у наукометричній базі Scopus, Q4 відповідно до класифікації SCImago Journal and Country Rank та належить до вітчизняних фахових видань категорії А, 3 статті у вітчизняних фахових виданнях категорії Б, 14 матеріалів міжнародних та вітчизняних конференцій.

Публікації Пророки В. А. відповідають вимогам пп. 8, 9 «Порядку присудження ступеня доктора філософії та скасування рішення разової спеціалізованої

вченої ради закладу вищої освіти, наукової установи про присудження ступеня доктора філософії», затвердженого постановою Кабінету Міністрів України від 12 січня 2022 р. № 44 (із змінами).

Список робіт, опублікованих за темою дисертації, та конкретний внесок здобувача:

1. **Proroka, V.**, Dron, M., Kulyk, O., Solntsev, V., & Klymenko, S. (2023). Evaluation of the results of the flight tests of the small research rocket K80 Meteo 7000 on the way to the creation of the Ukrainian family of suborbital launch vehicles. *EUREKA: Physics and Engineering*, (5), 67–79. <https://doi.org/10.21303/2461-4262.2023.003106> (**Scopus, SCImagoJR Q3**) (особистий внесок: участь у проведенні льотних випробувань, обробка отриманих експериментальних даних, формування рекомендації по розвитку українського напрямку СРН, формулювання висновків).

2. **Proroka, V. A.**, & Alekseyenko, S. V. (2024). Aerodynamic calculation of the ultralight suborbital rocket K110 SU. *Kosmichna nauka i tehnologiâ*, 30(6), 20–30. <https://doi.org/10.15407/knit2024.06.020> (**Scopus, SCImagoJR Q4, 2 автори**) (особистий внесок: опис фізичної моделі, проведення числових експериментів, критичний аналіз отриманих результатів, формулювання висновків).

3. Абатуров, А. О., Дронь, М. М., Кулик, О. В., & **Пророка, В. А.** (2022). Огляд методів та технічних засобів відведення об'єктів космічного сміття з низьких навколоземних орбіт. *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки*. 31(2). 3–13. <https://doi.org/10.15421/472209> (**Фахова, категорія Б**) (особистий внесок: розділ, присвячений використанню СРН для виведення систем уводу космічних об'єктів з низьких навколоземних орбіт, формулювання висновків).

4. 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> (**Фахова, категорія Б**) (особистий внесок: участь у проведенні стендових вогневих випробувань ракетних двигунів твердого палива, розробка конструкцій стенду, обробка експериментальних даних, формулювання висновків).

5. **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. *Journal of Rocket-Space Technology*, 33(4-29), 11-22. <https://doi.org/10.15421/452446> (**Фахова, категорія Б**) (особистий внесок: пошук та систематизація теоретичних методик оцінки параметрів твердих сумішевих палив, розрахунок теоретичних значень параметрів твердого ракетного палива, участь у проведенні стендових вогневих випробувань ракетних двигунів, обробка експериментальних даних, формулювання висновків).

Список публікацій, які засвідчують апробації матеріалів дисертації

1. Kulyk, O., Dron, M., Solntsev, V., Klymenko, S., **Proroka, V.**, & Yemets, V. (2021) Ways of improvement of suborbital launch vehicles. 72nd International Astronautical Congress (IAC). Technical programme. IAC-21-D2,IP,4,x64134, Dubai.

United Arab Emirates. https://www.researchgate.net/publication/365605772_Ways_of_Improvement_of_Suborbital_Launch_Vehicles (особистий внесок: збір і систематизація інформації про основні сфери використання СРН; опис сімейства СРН, розроблених на базі Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара та Space Labs Noosphere Engineering School; аналіз можливостей використання СРН для видалення об'єктів космічного сміття з низьких навколоземних орбіт, формулювання висновків).

2. **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 (особистий внесок: систематизація даних про використання СРН у якості платформ для створення режиму мікрогравітації, участь у дослідженні параметрів твердих ракетних палив, формулювання висновків).

3. Golubek, A., Dron, M., Dreus, A., Dubovik, L., Khorolskiy, P., & **Proroka, V.** (2022). Determination of design parameters of the system for combined de-orbiting of the upper stages of Cyclone-3 launch vehicle from low-Earth orbits. *73rd International Astronautical Congress (IAC). Technical programme*. IAC-22,A6,IP,15,x69988. Paris. France (особистий внесок: збір інформації, що використана при постановці проблеми, формулювання висновків).

4. **Proroka, V.**, Dron, M., Kulyk, O., Solntsev, V., Abaturov, A., Golubek, A., & Dobrodomov, O. (2023). Possibilities for expanding the application areas of suborbital 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 (особистий внесок: виконання розрахунків для обґрунтування ефективності ідеї використання СРН в рамках задачі по уводу небажаних космічних об'єктів з низьких навколоземних орбіт, постановка задачі для реалізації даної ідеї, формулювання висновків).

5. Golubek, A., Dron, M., Dreus, A., Dubovik, L., Khorolskiy, P., & **Proroka, V.** (2023). Determination of design parameters of the system to de-orbiting of the upper stage of Zenit-2 launch vehicle from near earth orbits. *74nd International Astronautical Congress (IAC). Technical programme*. IAC-23,A6,IP,12,x76596. Baku. Azerbaijan (особистий внесок: збір інформації, що використана при постановці проблеми, формулювання висновків).

6. Golubek, A., Dron, M., Dreus, A., Aleksieienko, S., Kositsyna, O., **Proroka, V.**, Kulyk, O., & Dubovik, L. (2024). Evaluating the feasibility of using a variable-length polymer suborbital ultra-light launch vehicle. *75nd International Astronautical Congress (IAC). Technical programme*. IAC-24,C2,IP,10,x82583. Milan. Italy (особистий внесок: збір інформації, що використана при постановці проблеми, формулювання висновків).

7. XXIV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (2022 рік) – доповідь на тему «Особливості балістичного проектування

суборбітальних ракет-носіїв для розширення їх експлуатаційних можливостей», автори Абатуров А.О., **Пророка В.А.**

8. XXV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (2023 рік) – доповідь на тему «Оцінка можливості використання суборбітальних ракет для виведення систем відведення космічних об'єктів з низьких навколоземних орбіт», автори **Пророка В.А.**, Дронь М.М.

9. XXVI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (2024 рік) – доповідь на тему «Аеродинамічний розрахунок суборбітальної ракети надлегкого класу K110 СУ», автори **Пророка В.А.**, Алексєєнко С.В.).

10. Міжнародна науково-практична конференція «Виклики та проблеми сучасної науки (Challenges and Issues of Modern Science (CIMS-2023))» – м.Дніпро, 2023 рік. Доповідь на тему «Про доцільність застосування суборбітальних ракет-носіїв для відведення космічних об'єктів з низьких навколоземних орбіт», автори **Пророка В.А.**, Дронь М.М., Абатуров А.О.

11. Міжнародна науково-практична конференція «Виклики та проблеми сучасної науки (Challenges and Issues of Modern Science (CIMS-2023))» – м.Дніпро, 2023 рік. Доповідь на тему «Використання відомих інформаційних баз (джерел) для виявлення тенденцій розвитку методів та технічних засобів відведення космічних об'єктів з низьких навколоземних орбіт», автори Абатуров А.О., Дронь М.М., **Пророка В.А.**

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>.

13. **Пророка, В.**, Дронь, М., Лук'яненко, І., & Кулик, О. (2024). Закордонний досвід використання суборбітальних ракет-носіїв для вирішення задач у сфері безпеки та оборони. *Challenges and Issues of Modern Science*, 2, 18-24. <https://cims.fti.dp.ua/j/article/view/134>.

14. Всеукраїнська науково-практична конференція молодих науковців та студентів «Сучасні науково-технічні дослідження у контексті мовного простору (англійською мовою)» (12.05.2022). Доповідь на тему «New solutions in the development of suborbital launch vehicles », автори **V. Proroka**, M. Dron, O. Gurko.

На підставі заслуховування та обговорення доповіді В.А. Пророки про основні положення дисертаційної роботи, питань та відповідей на них, виступів фахівців

УХВАЛИЛИ:

1. Вважати, що за актуальністю, ступенем новизни, обґрунтованості, наукової та практичної цінності здобутих результатів дисертація Пророки Владислава Аркадійовича на тему «Розроблення методичних підходів до проектування суборбітальних ракет-носіїв» відповідає вимогам, викладеним у «Порядку присудження ступеня доктора філософії та скасування рішення разової спеціалізованої вченої ради закладу вищої освіти, наукової установи про присудження ступеня доктора філософії» (Постанова Кабінету Міністрів України від 12.01.2022 р. № 44).

2. Рекомендувати дисертацію Пророки Владислава Аркадійовича на тему «Розроблення методичних підходів до проектування суборбітальних ракет-носіїв» до захисту в спеціалізованій вченій раді для разового захисту дисертації на здобуття

ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

3. Клопотати перед вченою радою університету розглянути питання про створення спеціалізованої вченої ради для разового захисту дисертації на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка Пророки Владислава Аркадійовича у такому складі:

№ з/п	Прізвище, ім'я по батькові	Місце основної роботи. Підпорядкування, посада	Науковий ступінь, шифр, назва спеціальності за якою захищена дисертація. Рік присудження	Вчене звання	Наукові публікації
1	Давидов Сергій Олександрович (голова)	Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Міністерство освіти і науки України, професор кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій	Доктор технічних наук, 05.07.02 - проектування, виробництво та випробування літальних апаратів, 2009 р.	професор кафедри проектування та конструкцій літальних апаратів, 2011 р.	1. Давидов, С. О., Давидова, А. В., Кривенко, А. А., & Чуприна, А. А. (2024). Покращення проектних параметрів систем забезпечення суцільності палива інерційного типу. <i>Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки</i> , 34(1), 49-57. https://doi.org/10.15421/472405 (стаття фахова, категорія Б). 2. Давидов, С. О., Давидова, А. В., Кривенко, А. А., & Чуприна, А. А. (2023). Перспективи використання тканих металевих сіток в якості розділювачів фаз. <i>Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки</i> , 32(1), 15-24. https://doi.org/10.15421/472302 (стаття фахова, категорія Б). 3. Давидов, С., Журавель, П., Кривенко, А., & Левченко, В. (2022). Вплив температури на працездатність паливної системи космічних літальних апаратів. <i>Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки</i> , 30(1), 3-13. https://doi.org/10.15421/472201 (стаття фахова, категорія Б).
2	Хорошилов Сергій Вікторович (опонент)	Інститут технічної механіки НАНУ і ДКАУ, заступник директора з наукової роботи, провідний	Доктор технічних наук,	професор кафедри спеціалізованих комп'ютерних систем, 2020 р.,	1. Redka, M. O., & Khoroshylov, S. V. (2022). Determination of the force impact of an ion thruster plume on an orbital object via deep learning. <i>Space Science and Technology</i> , 28(5), 15– 26. https://doi.org/10.15407/knit.2022.05.015 (стаття фахова, категорія А, Scopus Q4).

№ з/п	Прізвище, ім'я по батькові	Місце основної роботи. Підпорядкування, посада	Науковий ступінь, шифр, назва спеціальності за якою захищена дисертація. Рік присудження	Вчене звання	Наукові публікації
		науковий співробітник відділу системного аналізу і проблем керування Інституту технічної механіки НАНУ і ДКАУ	05.13.03 - системи та процеси керування, 2014 р.	старший науковий співробітник за спеціальністю «Динаміка, балістика та керування рухом літальних апаратів», 2006 р.	2. Nikolayev, D. O., & Khoroshylov, S. V. (2024). Prediction of dynamic loads on spacecraft in the active light of the launch vehicle using the results of liquid-propellant rocket engine fire tests. <i>Technical Mechanics</i> , 2024(1), 3–15. https://doi.org/10.15407/itm2024.01.003 (стаття фахова, категорія Б). 3. Fokov, A. A., Khoroshylov, S. V., & Svorobin, D. S. (2021). Out-of-plane relative motion of a spacecraft with an aerodynamic compensator during contactless space debris removal. <i>Space Science and Technology</i> , 27(2), 15–27. https://doi.org/10.15407/knit2021.02.015 (стаття фахова, категорія А, Scopus Q4).
3	Клименко Дмитро Васильович (опонент)	ДП «КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля», ДКАУ, начальник відділу міцності, навантажень і динамічних характеристик	Кандидат технічних наук, 05.02.09 – динаміка та міцність машин, 2015 р.	-	1. Акімов, Д., & Клименко, Д. (2024). Визначення напружено-деформованого стану елементів конструкції космічної головної часті та порівняння результатів розрахунків з отриманими експериментальними даними. <i>Вісник Дніпровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка</i> , 33(4-28), 3-8. https://doi.org/10.15421/452418 (стаття фахова, категорія Б). 2. Usov, A., Kunitsyn, M., Klymenko, D., & Davydiuk, V. (2022). Modeling the effect of stochastic defects formed in products during machining on the loss of their functional dependencies. <i>Proceedings of Odessa Polytechnic University</i> , 1(65), 16–29. https://doi.org/10.15276/opu.1.65.2022.02 (стаття у фахова, категорія Б). 3. Pylypenko, O. V., Degtyarev, M. A., Nikolaev, A. D., Klimenko, D. V., Dolgoplov, S. I., Khoroshylov, N. V., Bashliy, I. D., & Silkin, L. A.

№ з/п	Прізвище, ім'я по батькові	Місце основної роботи. Підпорядкування, посада	Науковий ступінь, шифр, назва спеціальності за якою захищена дисертація. Рік присудження	Вчене звання	Наукові публікації
					(2020). Providing of POGO stability of the Cyclone-4M launch vehicle. <i>Space Science and Technology</i> , 26(4), 3–20. https://doi.org/10.15407/knit2020.04.003 (стаття фахова, категорія А, Scopus Q4).
4	Шевцов Василь Юхимович (рецензент)	ДНУ ім. О Гончара, Міністерство освіти і науки України, доцент кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій	Кандидат технічних наук, 05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів, 1974 р.	доцент кафедри проектування та конструкцій літальних апаратів, 1976 р.	1. Шевцов, В. Ю. (2022). Технології проектування і конструювання техніки і технічних систем. <i>Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки</i> , 26(1), 63-70. https://doi.org/10.15421/471909 (стаття фахова, категорія Б). 2. Шевцов, О. В., & Шевцов, В. Ю. (2021). Проблемні питання та шляхи їх вирішення при проектуванні композиційних паливних баків. <i>Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки</i> , 28(1), 56-64. https://doi.org/10.15421/472106 (стаття фахова, категорія Б). 3. Шевцов, В. Ю., Давидова, А. В., & Попов, Р. С. (2022). Цільові рівняння РКЛА на етапі розробки ескізного проекту. <i>Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки</i> , 30(1), 74-79. https://doi.org/10.15421/472208 (стаття фахова, категорія Б).
5	Ткачов Юрій Валентинович (рецензент)	ДНУ ім. О Гончара, Міністерство освіти і науки України, доцент кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій	Кандидат технічних наук, 05.07.04 – технологія виробництва літальних апаратів, 2001 р.	доцент кафедри технології виробництва, 2007 р.	1. Добродомов, О. О., & Ткачов, Ю. В. (2023). Перспективи розробки технологій виробництва двигунів з неметалевих матеріалів для легких ракет. <i>Вісник Дніпровського університету імені Олеся Гончара. Серія: Ракетно-космічна техніка</i> , 31(4), 67-75. https://doi.org/10.15421/452309 (стаття фахова, категорія Б). 2. Лазарева, Ю. І., Ткачов, Ю. В., & Лазарев, І. В. (2021). Переваги ракети з композитного матеріалу. <i>Вісник Дніпровського університету імені Олеся Гончара. Серія: Ракетно-космічна техніка</i> , 28(4),

№ з/п	Прізвище, ім'я по батькові	Місце основної роботи. Підпорядкування, посада	Науковий ступінь, шифр, назва спеціальності за якою захищена дисертація. Рік присудження	Вчене звання	Наукові публікації
					82- 87. https://doi.org/10.15421/452011 (стаття фахова, категорія Б). 3. Bondarenko, O. E., & Tkachov, Y. V. (2024). Improving the mass perfection of composite cylindrical shells of rocket fuel tanks. <i>System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics</i> , 34(1), 38-48. https://doi.org/10.15421/472404 (стаття фахова, категорія Б).

Усі кандидатури членів ради відповідають вимогам пп. 14, 15 «Порядку присудження ступеня доктора філософії та скасування рішення разової спеціалізованої вченої ради закладу вищої освіти, наукової установи про присудження ступеня доктора філософії», затвердженого постановою Кабінету Міністрів України від 12 січня 2022 р. № 44 (із змінами).

Результати відкритого голосування:

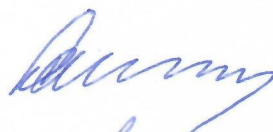
«За» – 21 осіб.

«Проти» – немає.

«Утрималися» – немає.

Рішення прийнято одногolosно.

Голова міжкафедрального семінару



Анатолій САНІН

Секретар



Тетяна ЛАБУТКІНА