

## **ВІДГУК**

на дисертацію Пророки Владислава Аркадійовича  
«Розроблення методичних підходів до проєктування суборбітальних ракет-  
носіїв», подану до захисту на здобуття ступеня доктора філософії  
за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка

### **Актуальність теми дисертації**

Забезпечення цілісності та комплексності підходів, що застосовуються при створенні об'єктів ракетно-космічної техніки є важливим завданням у контексті розвитку вітчизняної ракетно-космічної діяльності. При цьому загальносвітові тенденції одним з пріоритетних напрямків визначають створення мобільних ракетно-космічних комплексів надлегкого і легкого класів на основі суборбітальних ракет-носіїв. Даний вектор розвитку виглядає перспективним з точки зору створення вітчизняних ракетних комплексів, у тому числі космічного призначення, здатних стартувати з території України, що може бути одним з основних пріоритетів з точки зору забезпечення сталої космічної діяльності у післявоєнний час.

У дисертаційній роботі Пророки В.А. порушені питання розроблення комплексу методичних підходів до проєктування суборбітальних ракет-носіїв, що можуть розглядатися як літальні апарати, що вирішують широке коло задач у інтересах науки та господарства. Важливим аспектом є те, що автор пропонує у роботі еволюційний шлях розвитку напряму таких ракет, що може включати подальший перехід від надважких суборбітальних ракет-носіїв до орбітальних ракет-носіїв легкого та надлегкого класу. При цьому дані ракети можуть стати частиною стендової бази, яка дасть можливість створювати унікальні з точки зору відпрацювання об'єктів ракетно-космічної техніки режими реального польоту, які дуже складно, а іноді і практично неможливо реалізувати іншими способами. Це доводить, що представлена робота має на меті вирішення актуального комплексу завдань, а її автор продемонстрував системність при виборі теми та задач дослідження.

Актуальність роботи підтверджується бурхливим розвитком тематики суборбітальних ракет-носіїв у державах Європейського Союзу, США, Китаї, Індії та інших. Дослідження В.А. Пророки створює передумови для розвитку даного напрямку в Україні.

### **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 одного з напрямків держбюджетної науково-дослідної роботи Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара: «Системне проектування ракетно-космічних комплексів» (номер держреєстрації 0122U200073, ФТФ-2-22, 2022–2024).

### **Оцінка змісту дисертації, її завершеності та дотримання принципів академічної доброчесності**

Структура дисертаційної роботи складається зі вступу, анотації державною та англійською мовами, трьох основних розділів, що завершуються висновками до кожного з них, загальних висновків, переліку використаних джерел та 2 додатків. Загальний обсяг дисертації становить 201 сторінку.

У вступі обґрунтовано актуальність дослідження, визначено мету та основні завдання, сформульовано об'єкт та предмет дослідження, визначено наукову новизну та практичне значення роботи, описано методи дослідження та особистий внесок здобувача. Слід відмітити достатньо велику кількість публікацій та апробацій результатів роботи.

У першому розділі автор окреслює сучасний стан розвитку тематики суборбітальних ракет-носіїв у загальносвітовому масштабі. Проводиться аналіз завдань, що можуть бути вирішені із застосуванням таких ракет.

Важливим результатом є систематизація підходів до розгляду даних питань, що найкраще демонструється результатом формування класифікації суборбітальних ракет-носіїв. Представляє значний інтерес ідея виведення систем уводу космічних об'єктів з низьких навколоземних орбіт за допомогою суборбітальних ракет.

У другому розділі проведено синтез загального алгоритму проєктування суборбітальних ракет-носіїв, отримано значення констант математичної моделі суборбітальної ракети-носія. Розроблено методику розрахунку оптимальної з точки зору режиму роботи двигуна геометрії скріпленого заряду твердого ракетного палива з каналом у формі зірки. Слід виокремити оригінальну методику оцінки аеродинамічних характеристик суборбітальних ракет-носіїв, що побудована на основі проведення числових експериментів. При цьому дана методика пройшла верифікацію шляхом порівняння з відомими експериментальними даними. Результатом застосування на практиці вказаної методики стало обґрунтоване твердження про те, що наявність аеродинамічної голки знижує величину аеродинамічного опору для носових частин з подовженням  $\lambda_{\text{нч}} < 2$ . У розділі представлено результати проведених стендових вогневих випробувань реальних ракетних двигунів твердого палива, що демонструє високий ступінь практичної спрямованості дослідження.

У третьому розділі продемонстровано вплив окремих обраних факторів на ефективність застосування суборбітальних ракет-носіїв. Такими факторами виступали тиск у камері згорання ракетного двигуна твердого палива, а також фактори пов'язані з аеродинамічною компоновкою літального апарата – форма та подовження носових частин і наявність аеродинамічної голки. Продемонстровано, що дані фактори суттєво впливають на значення обраної цільової функції і отримані у розділі результати можуть бути використані при подальшому проєктуванні нових зразків суборбітальних ракет-носіїв. За результатами проведених розрахунків оптимальні значення параметру тиску у камері згорання ракетних двигунів

твердого палива суборбітальних ракет-носіїв для усіх класів для розглянутого варіанта твердого ракетного сумішевого палива не перевищують 70 атм. Отримано залежності оптимальних значень таких проєктних параметрів, як число Ціолковського та подовження ракети для кожного з класів суборбітальних ракет-носіїв.

Доведено, що форма носової частини суттєво впливає на висоту апогею суборбітальних ракет-носіїв. Найбільшої ефективності можна досягти при застосуванні носових частин оживальної форми з подовженням  $\lambda_{\text{нч}} > 2$  незалежно від класу суборбітальних ракет-носіїв. Застосування аеродинамічної голки суттєво збільшує значення висоти апогею для ракет з напівсферичною формою і меншою мірою для ракет з оживальною формою носової частини невеликого подовження  $\lambda_{\text{нч}} < 2$ . При цьому для суборбітальних ракет-носіїв з великим подовженням носової частини  $\lambda_{\text{нч}} > 2$  наявність аеродинамічної голки не впливає на величину висоти апогею.

Сформульовані висновки узагальнюють отримані у розділах результати та відображають наукову новизну та практичну цінність дослідження.

Перелік використаних джерел свідчить про те, що під час виконання роботи автор ознайомився з сучасними результатами наукових досліджень і використав їх при написанні роботи. У тексті роботи наявні відповідні посилання.

Дисертаційна робота за структурою і змістом відповідає вимогам, є завершеною науковою працею, її результати свідчать про наявність особистого внеску здобувача у науковий напрям галузі знань Механічна інженерія.

За результатами аналізу дисертаційної роботи та публікацій автора порушення академічної доброчесності не виявлено. Елементи фальсифікації чи фабрикації тексту в роботі відсутні, про що свідчить висновок перевірки на плагіат за допомогою спеціалізованої програми StrikePlagiarism.

Розглянувши звіт подібності за результатами перевірки дисертаційної роботи на текстові збіги, можна зробити висновок, що дисертаційна робота



Пророки Владислава Аркадійовича є результатом самостійних досліджень здобувача і не містить елементів фальсифікації, компіляції, фабрикації, плагіату та запозичень. Використані ідеї, результати і тексти інших авторів мають належні посилання на відповідне джерело.

### **Наукова новизна отриманих автором результатів**

Наукова новизна результатів дослідження, отриманих особисто здобувачем, полягає у наступному:

1. Уперше запропоновано і обґрунтовано доцільність розвитку напряму суборбітальних ракет-носіїв як частини вітчизняної ракетно-космічної діяльності.
2. Уперше застосовано системний підхід до процесів проєктування суборбітальних ракет-носіїв як окремого класу літальних апаратів.
3. Уперше розроблено класифікатор суборбітальних ракет-носіїв, що передбачає їх поділ на 5 основних класів у відповідності до маси корисного вантажу, висоти апогею та призначення. Це дозволяє для кожного з них встановити оптимальні значення проєктних параметрів та проводити аналіз прийнятих рішень безпосередньо у процесі проєктування.
4. Уперше для суборбітальних ракет-носіїв встановлено ступінь впливу форми та подовження носової частини, а також 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 виграшу у параметрі стартової маси.

Проаналізувавши і оцінивши наукові результати, їх новизну і достовірність, можна зробити висновок, що поставлене в дисертаційній роботі наукове завдання виконано повністю, наукові результати достатньо обґрунтовані і мають наукову цінність, здобувач повною мірою оволодів методологією наукової діяльності.

### **Практичне значення одержаних результатів**

1. Застосування запропонованих у роботі 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 рецептурами, що є одним із шляхів підвищення ефективності застосування ракетних комплексів.

4. Використання розробленої методики визначення оптимальних параметрів геометрії скріплених зарядів твердого палива з зіркоподібним каналом дозволяє спростити процес проєктування ракетних двигунів твердого палива шляхом отримання їх параметричних моделей з можливістю варіювання різними складами застосовуваного палива, його масою, геометричними параметрами корпусу 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» а також при підготовці дипломних та курсових робіт здобувачів освіти за спеціальністю 134 – «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

Ряд методик, запропонованих у дисертаційній роботі використані при розробці сімейства надлегких експериментальних ракет проекту «Студентська ракета», які пройшли льотні випробування у 2018-2021 рр. Результати дослідження впроваджені в практику проектування ТОВ «ФЛАЙТ КОНТРОЛ» (Flight Control LLC).

### **Оцінка обґрунтованості наукових положень, висновків та їх достовірність**

Достовірність сформульованих у дисертаційній роботі наукових положень, висновків і рекомендацій полягає в тому, що вони обґрунтовані на достатньо високому теоретичному рівні на основі вивчення спеціальної технічної літератури, державних стандартів, сучасних інформаційних джерел, офіційних публікацій.

Крім цього, достовірність отриманих результатів ґрунтується на:

- верифікації отриманих теоретичних результатів за запропонованими методичними підходами шляхом їх порівняння з відомими експериментальними даними та даними експериментів, у яких автор приймав безпосередню участь;

- публікації статей у зарубіжних та вітчизняних виданнях, у тому числі у таких, що індексуються у Scopus та WOS;

- апробації отриманих результатів на конгресах, науково-практичних конференціях, круглих столах та семінарах міжнародного та вітчизняного рівнів;

- актах впровадження у навчальний процес ДНУ ім. О. Гончара, практику проектування аерокосмічної компанії Flight Control та діяльність НЦАОМ ім. О. М. Макарова.

### **Оприлюднення результатів дисертаційної роботи**

Наукові результати дисертації висвітлені у 5 наукових публікаціях здобувача, опублікованих у 1 зарубіжному виданні, що входить до наукометричної бази Scopus (Q3), 1 вітчизняному фаховому виданні категорії А, що входить до наукометричних баз Scopus (Q4) та WOS, а також 3 статей у вітчизняних фахових виданнях категорії Б.

Результати дисертації були апробовані на 13-ти конференціях та конгресах міжнародного і національного рівнів. До апробацій, що індексуються у наукометричній базі Scopus належать 6 матеріалів International Astronautical Congress у 2021-2024 рр.

Таким чином, наукові результати, описані в дисертаційній роботі, повністю висвітлені і оприлюднені у наукових публікаціях здобувача.

### **Мова та стиль викладення результатів**

Дисертаційна робота Пророки Владислава Аркадійовича написана українською мовою, має змістовну цілісність та послідовність. Стиль викладання матеріалу загалом відповідає прийнятому в науковій літературі.

Дисертаційну роботу оформлено відповідно до вимог наказу МОН України від 12 січня 2017 р. №40 «Про затвердження вимог до оформлення дисертації».



## **Недоліки та зауваження до дисертаційної роботи**

Слід вказати на такі основні недоліки роботи:

1. У першому розділі для суборбітальних ракет-носіїв важкого та надважкого класів наведено по одному прикладу ракет-аналогів, що не дає у повній мірі узагальнити основні значення льотно-технічних характеристик, що притаманні для цих класів ракет.

2. Отримані експериментально значення питомого імпульсу розглянутих у роботі зразків твердого сумішевого ракетного палива, про що йде мова у другому розділі, є достатньо невисокими у порівнянні із сумішевими паливами, що застосовуються у сучасних ракетних двигунах твердого палива, що обумовлює занижені значення обраної у роботі цільової функції проєктування та льотно-технічних характеристик спроектованих у рамках розділу 3 суборбітальних ракет-носіїв.

3. Отримані у третьому розділі дисертаційної роботи результати є справедливими лише в рамках обраних конструктивно-компонувальної схеми та набору конструкційних матеріалів, тому не є достатньо універсальними для того, аби говорити про вичерпне вирішення поставленого завдання розроблення методичних підходів до проєктування усіх запропонованих автором класів суборбітальних ракет-носіїв.

Вважаю, що висловлені зауваження не є визначальними і не впливають на оцінку дисертаційної роботи.

## **Висновок про дисертаційну роботу**

Вважаю, що дисертаційну роботу здобувача ступеня доктора філософії Пророки Владислава Аркадійовича та тему «Розроблення методичних підходів до проєктування суборбітальних ракет-носіїв» виконано на науковому рівні, вона не порушує принципів академічної доброчесності та є закінченим науковим дослідженням, сукупність теоретичних та практичних

результатів якого розв'язує наукове завдання, що має істотне значення для галузі знань Механічна інженерія. Дисертаційна робота за актуальністю, практичною цінністю та науковою новизною повністю відповідає вимогам чинного законодавства України, що передбачені в п. 6-9 «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 2022р. № 44.

Здобувач Пророка Владислав Аркадійович заслуговує на присудження ступеня доктора філософії в галузі знань 13 Механічна інженерія за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

**Офіційний опонент:**

кандидат технічних наук,  
начальник відділу міцності,  
навантажень і динамічних  
характеристик  
ДП «КБ «Південне»  
ім. М. К. Янгеля»

Дмитро КЛИМЕНКО

*Підпис Дмитра КЛИМЕНКА засвідчую:*

**Учений секретар**  
ДП «КБ Південне»,  
кандидат технічних наук



Лариса ПОТАПОВИЧ