

ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор з наукової роботи

Дніпровського національного університету
імені Олеся Гончара

Олег МАРЕНКОВ



2026 р.

ВИСНОВОК

про наукову новизну, теоретичне та практичне значення результатів дисертації Добродомова Олександра Олександровича «Синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів», представленої на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 - «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

Витяг

з протоколу № 10 від 21 травня 2026 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: 20 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 управління); канд. тех. наук, доц. Ю. В. Ткачов (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); канд. тех. наук, 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)

Всього у засіданні взяли участь 42 особи, у тому числі канд. тех. наук Бучарський В.Л. (05.05.03 – двигуни та енергетичні установки) та інші.

Порядок денний: розгляд і обговорення дисертаційної роботи Добродомова Олександра Олександровича «Синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення

твердопаливних ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів», 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 кандидата технічних наук, доц. Кулика О.В. (протокол № 1 від 01.12.24 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 Добродомова Олександра Олександровича «Синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів», представленої на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 - «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

За результатами перевірки дисертаційної роботи Добродомова Олександра Олександровича «Синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів» на плагіат програмою «StrikePlagiarism» виявлено унікальність тексту, яка складає 94.9%. Таким чином, на підставі перевірки зроблено висновок: робота Добродомова О.О. має високий рівень оригінальності і може бути допущена до захисту.

Перевірку на плагіат здійснювала комісія Бюро академічної доброчесності ФТФ у складі: канд. тех. наук, доц. кафедри двигунобудування О. М. Пономарьов; канд. тех. наук, доц. кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій С. О. Полішко; д-р. тех. наук, проф. кафедри кібербезпеки комп'ютерно-інтегрованих технологій О. В. Голубек.

Робота виконана на 5,53 авторських аркушах. Робота структурована, є анотація, зміст, вступ, основна частина, висновки, перелік джерел і додатки.

Доповідь Добродомова О.О.:

Тема дисертаційного дослідження – це «Синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів». Метою роботи є саме синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень зі створення стартових твердопаливних ракетних прискорювачів (СТРП) малих безпілотних літальних апаратів (БПЛА).

Завдання для вирішення цієї мети були наступні. По-перше, це провести аналіз існуючих способів запуску та класифікацію БПЛА за масою і розробити алгоритм вибору способу запуску та обґрунтувати перспективність використання СТРП для запуску БПЛА з літною масою від 15 до 150 кг з літної маси. По-друге, 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. По-третє, визначити особливості проведення стендових вогневих випробувань для визначення характеристики СТРП і розробити тягово-вимірювальний комплекс для вогневих випробувань стартових твердопаливних ракетних прискорювачів з тягою до 50 кН. Четверте, на основі аналізу можливих конструктивно-компонувальних схем взаємного розташування СТРП та БПЛА розробити методика для визначення проєктних характеристик СТРП в залежності від льотно-технічних характеристик (ЛТХ) БПЛА та конструктивно-компонувальної схеми БПЛА-СТРП. На основі аналізу матеріалів, що використовуються в конструкції СТРП, особливості використання безпілотних авіаційних комплексів, вибрати матеріали та конструкторсько-технологічні рішення, спрямовані на

забезпечення високого рівня технологічності конструкції СТРП, а також розробити лінійку універсальних СТРП з параметрами, що задовольняють потреби в запуску всього підкласу малих БПЛА, провести випробування СТРП на розробленому стенді та верифікувати розрахункові дані.

Розробити універсальну перехідну раму як варіант для інтеграції стартового прискорювача з БПЛА та провести каткові випробування для верифікації розробленої методики розрахунку проектних характеристик СТРП в залежності від льотно-технічних характеристик БПЛА та конструктивно-компонувальної схеми БПЛА та СТРП.

Наукова новизна результатів дослідження полягає в тому, що вперше було розв'язано задачу погодження проектних характеристик твердопаливних стартових ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів, що базуються 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 підтверджена експериментальна верифікація.

Дістали подальшого розвитку підходи до вибору матеріалів конструктивних елементів твердопаливних стартових прискорювачів малих БПЛА шляхом комплексного врахування міцнісних масових технологічних та вартісних критерій, що дозволило сформуванню 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 тяговимірювальних комплексів для випробування та експериментального відпрацювання стартових ракетних прискорювачів малих БПЛА, що враховують особливості їх короткочасного режиму роботи, імпульсного характеру тяги та специфіку масових параметрів і забезпечують підвищення точності визначення тягових часових характеристик.

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

Практичне значення результатів досліджень – це вперше запропонований алгоритм вибору способу запуску малих БПЛА з урахуванням масо-інерційних характеристик апаратів, експлуатаційних обмежень та допустимих перевантажень, який дозволяє визначити доцільне застосування твердопаливного прискорювача та сформуванню вихідні вимоги до його параметрів.

Запропонований алгоритм вибору способу запуску малих БПЛА забезпечує можливість прийняти обґрунтовані рішення щодо застосування твердопаливних стартових прискорювачів, залежно від умов експлуатації, характеристик літального апарату та вимог до старту, що сприяє підвищеній ефективності використання безпілотних систем.

Удосконалена методика визначення проектних параметрів твердопаливних стартових прискорювачів може бути використана під час інженерних розрахунків стартових систем БПЛА для визначення необхідних тягово-часових характеристик, двигунів та параметрів палених зарядів.

Отримані результати щодо вибору матеріалів, конструктивних елементів, прискорювача та обґрунтування, застосування термопластичних зв'язників систем твердих ракетних палив можуть бути використані під час розроблення та технологічної підготовки виробництва твердопаливних двигунів, що сприяє підвищенню технологічності їх виготовлення та зменшенню виробничих витрат.

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.

Перше завдання – це провести аналіз існуючих способів запуску класифікації БПЛА за масою, розробити алгоритми вибору способу запуску та обґрунтувати перспективність використання СТРП для запуску БПЛА зі злітною масою від 15 до 150 кг.

Отримано результати, а саме виконана класифікація БПЛА за масою за стандартом НАТО STANAG 4670 та визначена область раціонального застосування СТРП, переважено для БПЛА першого класу від 15 до 150 кг та частково другого класу. Проаналізовано конструктивно-компонувальні схеми розташування СТРП, а саме під фюзеляжем, тандемна та паралельна з визначенням їх переваг та недоліків. Розроблений алгоритм вибору способу запуску БПЛА, який базується на послідовному аналізі наявності умов запуску, який містить застосування СТРП в двох варіантах виконання.

Тут представлена схема вибору саме способу запуску.

І далі переходимо до другого завдання, а саме проаналізувати існуючі типи та форму твердопаливних зарядів СТРП, конструктивно-технологічної особливості їх виготовлення та визначити найбільш ефективну форму заряду та перспективні матеріали зв'язувального твердого палива. Проаналізовано існуючі типи та форми твердопаливних зарядів, встановлено, що питомий імпульс для полімерних зв'язувальних відрізняється незначно, що дозволяє розглядати альтернативи, в першу чергу, з точки зору технологічності виготовлення.

Визначено, що термопластичні зв'язувальні речовини теоретично забезпечують можливість 3D-друку палених зарядів та забезпечують легкість їх переробки. Обґрунтовано доцільність використання термопластичних зв'язувальних систем як технологічні альтернативи для малих БПЛА, а також проведено термогравіметричний аналіз твердого ракетного палива, який дозволив обґрунтувати можливі температури для перспективних зв'язувальних. А також було визначено і прийнято, що для цієї роботи будуть використовуватися епоксидні смоли в якості зв'язувального, оскільки це найбільш доступний та добре вивчений матеріал, який забезпечує необхідну технологічність.

Третє завдання – визначити особливості проведення стендових вогневих випробувань для визначення характеристик СТРП і розробити тяговимірювальний комплекс для вогневих випробувань стартових твердопаливних ракетних прискорювачів тягою до 50 кН. За результатами вирішення цієї задачі було створено універсальний тяговимірювальний стенд для випробування ракетних двигунів масою довжиною від 200 до 1500 мм та діаметром від 50 до 300 мм з максимальною тягою до 50 кН. Реалізовано функцію визначення вектору тяги, вимірювання модуля сили та відхилення та координати точки прикладання, а також на розробленому стенді є можливість визначення моментів за креном.

Завдяки розробленій методиці ступінчатого калібрування досягнуто реальну похибку вимірювання тяги не більше 0,17 %. Також забезпечено частоту опитування 200 кГц для визначення імпульсних режимів роботи двигуна. Переходимо до четвертої задачі: на основі аналізу можливих конструктивно-компонувальних схем взаємного розташування СТРП та БПЛА, розробити методику для визначення проєктних характеристик СТРП в залежності від ЛТХ та конструктивно-компонувальні схеми БПЛА-СТРП.

Отримано методику розрахунку вхідних параметрів СТРП як для тандемної схеми, так і для схеми розташування СТРП під фюзеляжем БПЛА. В ході аналізу методики визначено, що схема розташування СТРП під фюзеляжем є більш енергоефективною, в той час як тандемна схема є більш універсальною.

П'яте завдання: обрати матеріали та конструктивно-технологічні рішення спрямовані на забезпечення технологічності масового виробництва СТРП.

Обґрунтовано вибір матеріалів всіх елементів конструкції, а також вперше запропоновано використання частини товщини корпусу як теплозахисного покриття, що дозволило відмовитися від окремого шару ТЗП, за рахунок чого значно підвищити технологічність виробу. Розрахункова глибина термічної деструкції 1,44 мм. За експериментальними даними було отримано 1,8 мм.

Дана конструкція є запатентованим рішенням на корисну модель, а також подано заявку на патент на винахід.

Шосте завдання – розробити лінійку універсальних СТРП з параметрами, що задовольняють потреби запуску всього підкласу малих БПЛА. Отримано, запропоновано лінійку з чотирьох типорозмірів СТРП, і далі у нас представлені розрахункові графіки швидкості системи БПЛА СТРП в кінці ділянки розгону для чотирьох типорозмірів СТРП, залежно від стартової маси БПЛА за методикою, яка була представлена раніше.

Сьоме завдання у нас – провести випробування СТРП на розробленому стені та верифікувати розрахункові дані. Я бачу, що у нас за регламентом ще досить багато часу, тому зупинюся на цьому трохи детальніше. Як ми бачимо з графіку п'яти проведених випробувань, ми маємо досить невеликий розбіг в характеристиках всіх виготовлених та випробуваних двигунів.

В наступній таблиці в нас зведено всі дані, і ми бачимо, що коефіцієнт варіацій не перевищує 1,15%, що, на мій погляд, досить добре. Восьме завдання – це розробка універсальної перехідної рами для інтеграції стартового прискорювача БПЛА. Була розроблена універсальна рама, яка представляє з собою два адаптери.

Передні кріпляться до БПЛА та задні – до СТРП і з'єднуються регульованим вузлом. Що, в свою чергу, забезпечує адаптацію різних типів БПЛА без зміни їх конструкції, а з іншого боку дозволяє використовувати широку номенклатуру СТРП для запуску відповідних безпілотних літальних апаратів, а кут регулювання дозволяє встановити СТРП точно в здовж-продовжній осі БПЛА, а також забезпечує посилення відокремлення після вигорання палива під дію аеродинамічних сил. І дев'яте завдання – це саме провести кількочисельні випробування для верифікації розробленої методики розрахунку проєктних характеристик СТРП в залежності від льотно-технічних характеристик БПЛА та конструктивно-компонувальної схеми БПЛА-СТРП.

Кидкові випробування були виконані з використанням першого типу розміру з запропонованої лінійки СТРП, і квіткові випробування в нас підтвердили правильність методики розрахунку. Тут ми бачимо скріншоти з відео кидкових випробувань габаритних макетів, і тут у нас представлені результати випробувань. Тобто необхідна швидкість і реальна отримана.

Як було зазначено, вища схема під фюзеляжем є більш енергоефективною, тому у нас на 10% більше, ніж в методиці розрахунку, була кінцева швидкість, і тандемна схема на 1,2% кінцева швидкість перевищує розрахункову.

Висновки, тобто, по-перше, проведено аналіз існуючих способів запуску БПЛА та їх класифікації за масою, що дозволило систематизувати області ефективного застосування різних стартових систем. На цій основі розроблений алгоритм вибору способу запуску, який забезпечує обґрунтоване прийняття рішень щодо доцільності використання твердопаливних прискорювачів, залежно від характеристик БПЛА та умов експлуатації, проаналізовані 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'язуваних систем, зокрема термопластичних, для підвищення технологічності та ефективності.

Обґрунтовано необхідність проведення стендових вогневих випробувань для визначення характеристик СТРП та розроблено тяговимірювальний комплекс для випробування прискорювачів тягою до 5 тонн сили, який забезпечує отримання достовірних експериментальних даних і верифікацію розрахункових моделей. 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 прискорювачів на етапі проєктування. 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 та оптимізації технологічних процесів.

Розроблено лінійку універсальних твердопаливних ракетних прискорювачів, параметри яких забезпечують потреби запуску підкласу малих БПЛА, що дозволяє ідентифікувати конструкцію та розширювати області її застосування. Проведено стендові випробування СТРП на розробленому тяговимірювальному комплексі, за результатами яких підтверджена адекватність розрахункових моделей і забезпечена верифікація отриманих теоретичних даних. Розроблено універсальну

перехідну раму для інтеграції стартового прискорювача з БПЛА різних типів, що забезпечують гнучкість застосування та спрощення монтажу стартової системи.

Проведено кидкові випробування, яке підтвердило достовірність розробленої методики, визначення проєктних характеристик СТРП залежно від ЛТХ БПЛА та конструктивно-компонувальної схеми, а також працездатність запропонованих технічних рішень.

Також хочу сказати, що результати роботи висвітлено в п'яти наукових статтях, ще дві не підходять і, на жаль, не встигли публікувати збірники. Результати захищено двома патентами на корисну модель України, подано заявку на два патенти на винахід і готується ще одна.

Також було велика кількість апробацій, в тому числі участь в двох конференціях, матеріали яких входять до наукометричної бази СКОПУС.

На цьому все. Дякую за увагу.

ЗАПИТАННЯ ТА ВІДПОВІДІ:

Питання д-р. тех. наук, проф. Габринця В.О.

Кількість БПЛА літакового типу вже нараховується більше трьохсот і вони мають різну вагу, як бути оптимальним значенням прискорювача для різної стартової маси?

Відповідь: Запропоновано лінійку уніфікованих твердопаливних ракетних прискорювачів, в яких середня тяга від 110 ньютон до 440, і сумарний імпульс від 2500 до 10200 Н*с. Тобто, запропонована лінійка може використовуватися для запуску БПЛА від 28 до 260 кілограмів злітної маси. Незважаючи на те, що модель розраховувалася до 150 кілограмів, все ж таки можуть бути відмінності, певні особливості з кінцевою швидкістю розгону, і це вже залежить від конструкції планеру і конструктивно-компонувальної схеми розміщення СТРП взаємно з БПЛА.

Як кріпиться запропонований Вами прискорювач до планера БПЛА? Ви ці питання розглядали?

Відповідь: Як було сказано, розглядалися два варіанти. По-перше, може бути кріплення під фюзеляжем, це більш вживаний, «класичний» варіант. Але стикнулися з тим, що розробник БПЛА часто не враховує стартові режими і йому важко інтегрувати прискорювач в готову конструкцію БПЛА. Зараз більшість БПЛА виготовляється з склопластику. Тобто, там вже готові матриці для викладки конструкції, налагоджений технологічний процес. Тому запропонована перехідна рама, яка дозволяє приєднати до БПЛА стартовий ракетний прискорювач, приєднати до вже готової конструкції. Ракетний прискорювач кріпиться на спеціальній рамі, яка не потребує доопрацювання конструкції самого БПЛА, встановлюється на нього, регулюється, і це дозволяє запускати майже будь які БПЛА з вказаною масою.

Ви знаєте, що зараз є не тільки БПЛА певного призначення, а й БПЛА, призначенням яких є спостереження за запусками БПЛА, Тому як бути з тим фактом, що продукти згорання твердопаливного прискорювача можуть демаскувати місто запуску? Чи розглядали Ви це питання?

Відповідь: Існує багато способів, як можна запустити БПЛА. Це і зі злітно-посадкової смуги, і за допомогою катапульта, але в цих способах вони є досить довгими за часом. Тобто, для того, щоб запустити 50 БПЛА з злітно-посадкової смуги, треба декілька годин, або якщо запустити ті ж самі півсотні БПЛА за допомогою катапульти треба або дуже велика кількість катапульти, які ще необхідно довести до точки запуску, там їх розгорнути, встановити БПЛА, потім запустити і повернутися назад. Можна запускати все хвилями, (наприклад, п'ять катапульти і 10 хвиль по п'ять БПЛА). А це дуже багато часу, тому що з іншого боку вже летять на зустріч розвідувальні БПЛА. В запропонованому варіанті із ракетним прискорювачом БПЛА встановлюються на стартові позиції, натискається кнопка і БПЛА все. Тобто з такої точки зору, насправді, є демаскуючі фактори у вигляді диму, шуму і високого світлового потоку, але це компенсується тим, що час згорання таких систем дуже малий.

Питання д-р. тех. наук, проф. Сподобця А.А.

Яке саме програмне забезпечення використовувалось при розрахунках і побудові графіків.

Відповідь: Здебільшого, це MathCAD, також використовувалося для моделювання процесів SOLIDWORKS, AutoCAD, ANSYS в меншій мірі.

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

Згідно представлених матеріалів теплозахисного покриття ТЗП немає, поліуретану не було. Відтак що дозволило відмовитися від окремого ТЗП як теплозахисного покриття? Ви кажете за термопластичні матеріали, але не в схемі заряду ніде не вказано, що це за матеріали і де вони використалися. Поліуретан це не термопластичний матеріал (це написано двокомпонентний компакт для виготовлення форм з високою міцністю, це не термопластичний матеріал). Питання – де в Вас використані термопластичні матеріали, і що це забезпечило? Де це видно на графіках?

Відповідь: Термопластичні матеріали не використовувалися, а було проведено теоретичне дослідження з метою замінити стандартні, «класичні» матеріали в зв'язувальному твердому ракетному паливі. І було визначено, що можливо, є такі матеріали, які можна використовувати в якості зв'язувального в твердому ракетному паливі.

Як я зрозуміла у Вас теоретично забезпечується можливість 3D-друку, але тільки теоретично, а експериментального підтвердження немає. Також немає порівняльних характеристик, що б можна було порівняти, наприклад, імпульси. Немає графіків, які б показували щось хоч би на основі теоретичних розрахунків.

Відповідь: Я можу відкрити зараз дисертацію та швидко знайти таблицю, яка демонструє ці дані. Я не став її вставляти в презентацію, тому що вона досить громіздка.

Не потрібна таблиця. Потрібно було взяти дані, які показують, що питомий імпульс для різних полімерних зв'язувальних відрізняється незначно, і це дозволяє Вам розглядати альтернативи. Але потрібно було б привести графіки, або показати гістограмою, тому що йде досить розрізнена інформація, яку важко скласти до купи. Це особливо важливо тому, що цей аспект внесений до наукової новизни, привести результати, діапазон значень. Також необхідно привести науковий доказ того, що запропонований підхід можна використовувати. Крім того, необхідно виділити саме те, що Ваше, що Ви захищаєте. Питання, Ви використовуєте поліетилен, термопластичний поліетилен?

Відповідь: Ні, епоксидна смола дійсно не являється термопластичною, це зрозуміло, це відомий факт. Було проведено дослідження про можливість використання термопластичних зв'язувальних, але тим не менш було прийнято рішення використовувати саме епоксидну смолу, оскільки вона доступна, має вивчені характеристики, накопичений досвід її застосування, відомо як з нею працювати. А головне - це надійний і простий спосіб досягнення мети, якими є розробка технологій виготовлення цих конструкцій і поставки на виробництво.

Вами була надана інформація, що температура цих термовз'язувальних речовин має бути в діапазонах 50-150 градусів Цельсія, правильно? Але ж температура друку для поліетилену є більшою ніж 150 градусів. Якщо вони це буде друкуватися разом із зарядом, вибуховою речовиною, то чи буде це безпечно? Чи можливо, що сам процес виробництва способом 3D-друку буде вибухонебезпечним?

Відповідь: Дякую за це зауваження. Саме для цього було проведено термогравіметричний аналіз, який показав, що перші процеси, які починають відбуватися саме в заряді твердого палива, починаються при температурі 242 градуси за Цельсієм. Тобто, за температурою є, і температуру і ще можна підвищувати. Діапазон температур з 50-150 було обрано саме з міркування безпеки виробництва. Але глибоке вивчення цього питання - це на майбутнє дослідження, яке має мати розвиток за різними тематичними напрямками. В дисертація містить дослідження частини з цього великого тематичного напрямку.

Зауваження Карпович О.В. : по-перше, у вас на графіку показаний поліуретан. Чи буде поводити себе саме так речовина, до складу якої входить поліуретан? І 220 градусів температура друку поліетилену, і у вас зазор залишається всього 20 градусів. І чи дасть цей зазор вам можливість друкувати, тому що при друці буде коливання температури? Я до того,

що потрібно ставитися дуже обережно, а також необхідно систематизувати інформацію, якимось її групувати.

Питання д-р. тех. наук, проф. Дроня М.М.

Перше запитання у мене стосується термінології. Абревіатура СТРП, вона вже стійка в застосуванні, тому що БПЛА все це звичне, а от СТРП – ні. І які можливі аналоги скорочень, які б ще скорочення Ви могли застосувати окрім СТРП?

Відповідь: Це не загально прийнята абревіатура, проте було прийнято рішення саме ввести таке скорочення для того, щоб показати, що ми маємо мову саме про малі стартові ракетні прискорювачі. Це введено за аналогом РДТП (ракетний двигун твердого палива), це скорочення вживане. Введення скорочення СТРП підкреслює, що хоч загальні принципи застосування ті ж самі, що й для РДТП, проте є дуже багато нюансів, і саме для того, щоб відділити одне від іншого, було введено таку абревіатуру.

Тобто це свідомо зроблено, щоб скоротити обсяг тексту, і в той час вже ввести в обіг, якби, новий термін. А можна було аналоги РДТП якихось там ступенів, чи суборбітальних ракет-носіїв привести? Чим цей СТРП відрізняється, на вашу думку?

Відповідь: На мою думку цей СТРП кращий в даному застосуванні. Давно відомі схожі застосування і в ракетах. Але специфіка застосування конкретної розробки – її спрямованість, перш за все, на швидкий розгін БПЛА, задля того, щоб швидко подолати, швидкість звалювання, і літальний апарат отримав необхідну швидкість для стабільного керованого польоту. В суборбітальних ракетах, наскільки мені відомо, задача все ж таки збільшити час роботи, оскільки це призводить до значних навантажень на конструкцію. Також відзначимо, що маса СТРП зазвичай не перевищує 10 чи 20 відсотків від маси БПЛА, в той час як ракетний двигун може стягати 90 відсотків маси ракети. Тому є суттєві відмінності.

У вас представлені в основному конструктивно-технологічних рішення, які покладені і основу синтезу проектного рішення. Запропоновані конструкторсько-технологічні рішення є патентоспроможними, відповідають критеріям до цього?

Відповідь: Так, відповідають критеріям патентоспроможності. У тому числі, є патент України на сам двигун, і ще один патент на винахід проходить всі процеси реєстрації.

Питання канд. тех. наук, доц. Кулабухова О.М.

Ну, перше хочу сказати, що робота цікава, але як я її бачу, вона є інженерною розробкою. У вас названо дев'ять завдань. І в кожному завданні є якась мета, ви повинні отримати якійсь результат. Ви ніде в ваших даних не привели ваші початкові дані. Не показали, яку математичну модель Ви використовуєте. Моделі не приведені. Які обмеження задані? Також не показано, як Ви проводите або розрахунки, або експерименти, щоб було зрозуміло, де той результат, який відповідає формулюванню завдання. Тобто, у вас наукова новизна представлена там, написана, так? А чому ніде немає, саме наукової новизни? Тобто, моделі, методи дослідження, які ви проводили, у вас же дослідницька робота. Чому ви їх не привели? Якщо б ви привели, то у вас була б добра робота.

Відповідь: Дякую за слушне зауваження. Я можу розповісти по кожному пункту використані моделі та обмеження, якщо є час, і ніхто не проти.

Репліка доц. Кулабухова А.М.: Мабуть, все приводити не треба, але, коли виступаєте всі мають зрозуміти, яка проблема, які задачі, а ось що вирішено.

Репліка проф. Саніна А.Ф.: Мова йде про те, що в презентації необхідно було показати, як ви підійшли до запропонованих рішень. Які використані математичні моделі, якщо ви надаєте якісь розрахункові результати. Треба було навести математичні моделі, за якими виконувалися розрахунки. Якщо даєте результат практичний, треба привести, які саме наукові результати є підґрунтям для цього практичного результату.

Відповідь: Дякую за зауваження.

Питання канд. тех. наук, доц. Карповича І.І.

Питання стосовно наукової новизни. Вперше було отримано записано узгоджено проектний параметр твердопаливних комплексів. А що, раніше не було ніяких методик, ніяких інструкцій щодо цього? Все почали в цьому напрямку саме Ви?

Відповідь: Саме в такому вигляді не було. Не було з описанням конструктивно-компонувальних схем і видів закріплення СТРП до БПЛА. Принаймні, у відкритих джерела цього знайдено не було.

Репліка доц. Карповича І.І.: Мені важко повірити. А ще питання стосовно математичних моделей. Невже ж немає в роботі або математичних, або фізичних моделей з усіма атрибутами моделі. Якщо так, це погано, потрібно це зробити. Крім того, зверніть, будь ласка увагу, на плакаті 4 було написано, що термопластичний матеріал рекомендуєте прямо для малих БПЛА. Було обгрунтовано, написано. Але при відповіді на питання Ви кажете, що не було. Потрібно уважно передивитися роботу, щоб подібних протиріч не виникало.

Питання канд. тех. наук, доц. Пономарьова О.М.

Подивився презентацію і не побачив, чи були проведені там розрахунки, що стосується саме заряду РДТП (ракетного двигуна твердого палива), термогазодинамічної або внутрібалістичної, чи, може, розрахунки геометрії, форми заряду? Тобто, може, Ви не винесли це в презентацію, або, може, якість моделювання робочого процесу було і в презентації не представлено? Або це не є доцільним в цій роботі? Скажу простіше, звідки Ви отримуєте, наприклад, розмір РДТП, щоб отримати певну тягу на певних компонентах?

Відповідь: Дійсно, в рамках дисертаційного дослідження саме проектування твердопаливного двигуна як виробу не було розглянуто, оскільки воно виконувалося за стандартними методиками, і необхідні характеристики були отримані з запропонованої методики і аналізу саме існуючих БПЛА і їх класів. Також на основі відомої методики було розроблено графіки кінцевої швидкості системи БПЛА - СТРП.

Тобто типорозміри, ви умовно все ж таки підбирали?

Відповідь: Він був підібраний з врахуванням того, скільки шашок встановлюється при запуску літального апарату: одна шашка, дві, три або чотири для уніфікації конструкції і забезпечення технологічності саме виготовлення.

Тобто, умовно кажучи, Ви відштовхнулися від діаметру?

Відповідь: Відштовхнулися від потреб найменшого БПЛА з класу, і закладено можливість масштабування внутрішнього заряду для уніфікації.

Питання канд. тех. наук, доц. Бондаренка О.В.

В Вас склопластик на епоксидному зв'язувальному?

Відповідь: На епоксифенольному.

А який спосіб формування заряду та спорядження вашого прискорювача?

Відповідь: Заряд було обрано, виходячи з аналізу можливих способів отримання заряду та конструкції заряду, найпростішої форми. Тобто це циліндричний заряд з внутрішнім циліндричним отвором і горіння по двох поверхнях. Заряд виготовляється методом пресування в розбірну оправку, ну і потім за необхідності ці заряди склеюються в один і споряджається двигун.

Тобто у вас вкладний заряд, я правильно зрозумів?

Відповідь: Так, вкладний заряд, який горить по двох поверхнях, а частина товщини корпусу використовується в якості теплозахисного покриття.

Тобто «жертвний шар»?

Відповідь: Так. І крім того, як побічний ефект в районах кріплення заглушок не вигорять корпус, тобто формуються такі природні закінцівки, які підвищують міцність корпусу.

Друге запитання. Ви про зв'язувальні компоненти казали, що термопластичні, потім ви сказали, що обрали епоксидне зв'язувальне, а термогравіметричний аналіз проводили для паливної композиції із поліуретаном. Що ж все ж таки було?

Відповідь: Річ у тому, що термогравіметричний аналіз тут приведено в якості відправної точки, з того, з чого все починалося. Як ми розуміємо, при таких температурах зв'язувальне на основі епоксидної смоли вже втрачає свої характеристики, та й на основі поліуретану теж, оскільки

полімерні матеріали при таких температурах не мають достатньо міцності і жорсткості. Тут саме була ціль в тому, щоб отримати температуру, при якій починають відбуватися незворотні процеси саме в твердому паливі. Тобто в окиснювачі та інше. Ось цей пік приходиться на 242 градусів, він відповідає піку в перхлорату амонію, і якщо ми подивимося на графіку цей верхній, оця переривиста синя лінія, як ми бачимо, там є невеличкий дефект маси, який пояснюється тим, що з поліуретану починають випаровуватися чи сублімуватися деякі залишки чогось (або недополімеризовані смоли, або розчинників, які там були, та інших елементів). Що стосується заряду, я вже сказав, що було прийнято рішення використовувати найбільш зрозуміле і просте рішення.

І ще питання, що стосується термопластичного матеріалу, зв'язувального, мені дуже сподобався цей підхід, але от на мою думку плюс 50 те, що замало буде. Це просто суто експлуатаційних вимог в спекотному кліматі ми це мали в 2014 році, дуже спекотне літо в Україні, коли ми на поверхні, скажімо так, металевих конструкцій мали 70-80. І це суттєво позначилося на деяких, в тому числі термопластичних матеріалах. Це дуже цікаво, тому що термопластичні матеріали тут нам дають можливість формувати заряди швидко. Але більш глибоке вивчення цього, мабуть, це на подальшу роботу.

Відповідь: Крім того, що є можливість швидко формувати заряди дуже складної форми, є можливість швидко їх переробляти, тобто утилізувати. З приводу того, що ви кажете про експлуатаційні характеристики, повністю з вами згоден. Проте хочу зазначити, що розмір виробу досить невеликий, і тому є можливість його термостатування перед самим використанням. Крім того, корпус в виготовлений з склопластика, який має доволі низький коефіцієнт теплопровідності, тобто непоганий теплоізолятор. Спосіб не кращий, але й не найгірший. Є можливість дістати прискорювач з термостатованого контейнеру, і декілька годин він витримає і дуже сильну спеку і сильний мороз.

Питання д-р. тех. наук, проф. Манько Т.А.

Ви знаєте, що епоксидні сполучення мають низьке коксове число, яке дорівнює десь 5-7%?

Відповідь: Ви маєте на увазі, що склопластик в якості теплозахисного покриття – це не найкращий вибір? Так, це не найкращий вибір.

Ви говорите про епоксидні сполучення, так я хотіла сказати, що вони мають низьке коксове число, 5-7%, тому тут з температурами треба якось уважно відноситись.

Відповідь: Дякую за зауваження, ще раз перевірю всі дані.

А що таке коксове число, ви знаєте, так?

Відповідь: Це залишок після графіту. Це залишок вихідної маси полімеру, який твердіє після термічного впливу. Я розумію, але воно теж горить під дією окисника, тому, наскільки я розумію фізику процесу, там залишку не залишається, воно згоряє у взаємодії з киснем.

Так 5-7% це замало. Якщо говорити про епоксидні сполучення, то маєте на увазі, що вони більше підходять для конструкційних. Для конструкції, там, де теплозахист, чи щось, що стосується якихось моментів з теплозахистом?

Відповідь: Про застосовані епоксидні сполучення можу сказати таке. Ми маємо вкладений заряд. Очевидно, що є конструкція шашок, які підвищені на розпірках з переду і ззаду. Ця конструкція має витримувати і транспортувальні навантаження, тобто під час транспортування виробу до місця використання, а для цього потрібна достатня міцність і в цьому сенсі епоксидна смола досить добре себе показала.

Питання канд. тех. наук, доц. Хорольського М.В.

В доповіді було сказано, що половина товщини корпусу використовується в якості теплозахисного покриття. Будь ласка, більш детально розкажіть про це. У вас же корпус суцільний, і ви зараз у відповідях на питання сказали, що це корпус склопластик. Так, як він може бути і силовий, і теплозахисний? Як ви використовували його?

Відповідь: Не знаю, чи я обмовився, і сказав про половину товщини конструкції. Ні, приблизно третина корпусу використовується в якості теплозахисного покриття. Я думаю, що ви розумієте процес, який відбувається в теплозахисних покриттях. В нас є шар якийсь повністю деструктований, тобто там вже залишаються виключно залишки (це графіт здебільшого, сажа, після

цього є прогрітий шар, і після цього є шар неушкоджений). Тобто товщина шару корпусу була підібрана так, щоб шар, який був не пошкоджений і не піддавався термічному впливу, був достатнім для того, щоб корпус витримував навантаження внутрішнім тиском.

Ви здійснювали дослідження деформаційних характеристик. В такій конструкції змінюються аеродинамічні характеристики. Чи оцінювали ви це, і як впливає на деформаційні характеристики оцих двох третин корпусу, з яких складається силова частина корпусу?

Відповідь: Ви маєте на увазі, що вигорання відбувається нерівномірно, і від цього корпус деформується нерівномірно, я правильно розумію? Так, звісно це відбувається, проте хочу зазначити, що на початкових етапах роботи двигуна в нас деформація не велика, а велика вона стає вже ближче до заключного етапу роботи двигуна, коли в БПЛА вже є досить висока швидкість для того, щоб ефективно працювали аеродинамічні поверхні. І автопілот повинен реагувати і відпрацьовувати всі збурення, завдяки чому отримується стабільність. Що стосується зміни геометрії, не готовий вам відповісти, такі дослідження не проводилися. Окрім того, слід зазначити про швидкоплинність процесу, який відбувається в конкретному нашому випадку за 2,4 секунди, тобто глибина прогріву шару двигуна не велика.

А ви визначали точність зв'язку з цим відхиленням геометрії, впливу температури?

Відповідь: Ні, не визначали.

Ви сказали, що в якості зв'язувального для сумішевого твердого ракетного палива ви використовували термопластичний матеріал. Скажіть, будь ласка, ви визначали термін зберігання технічних властивостей цього зв'язувального?

Відповідь: Річ в тому, що, як було зазначено вище, було прийнято рішення використовувати все ж таки не термопластичне зв'язувальне, а епоксидну смолу в цій якості. Дослідження ведеться (вже поза межами дисертаційної роботи). На жаль, воно ведеться з тією швидкістю, яка в нас є. Тобто, було виготовлено зразки, вони закладені на зберігання, і час від часу проводимо термогравіметричний аналіз цих зразків, щоб отримати інтегральну характеристику цього матеріалу. Крім того, проводяться визначення характеристик міцності та жорсткості зразків. Але це дослідження ще не було опубліковане і тому не було включено в дисертаційну роботу, оскільки ми розуміємо, що потрібно для цього час.

Термогравіметричний метод досліджує ті речовини, які знаходяться в цьому термопластичному матеріалі, але він не визначає термін збереження технічних властивостей. А для сумішевого твердого ракетного палива це має дуже велике значення.

Відповідь: Я ж кажу, що проводиться також визначення міцності і жорсткості зразків, для того, щоб оцінити, чи не відбулося змін в середині матеріалу, щоб не зникла адгезія з частками, щоб не було міграції компонентів палива всередині зразків, дифузії і інших абсорбцій і десорбцій різних компонентів палива. Тому це комплексне дослідження досить велике, яке, я сподіваюся, найближчим часом буде готово, і я обов'язково з вами ним поділюся з Вами інформацією стосовно цього.

Наступне питання. Ви зазначили назву, покажіть, будь ласка, назву вашого дослідження. Синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень.

Тобто синтез – це поєднання вже ваших ефективних конструкторсько-технологічних рішень, чи не ваших рішень. Що означає цей синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень? Якщо вони до цього були розроблені, ви їх запозичили – це одна справа. Якщо ви самі щось створили, тоді треба уточнювати оцю назву, тому що ви використали вже ефективні конструкторсько-технологічні рішення, а не створили.

Відповідь: З приводу синтезу ефективних конструкторсько-технологічних рішень, хочу сказати, що частково це були розроблені мною рішення, частково запозичені в інших, частково це були рішення, які використовуються для великих твердопаливних ракетних двигунів, але вони були адаптовані і допрацьовані для використання саме в стартових ракетних прискорювачах для БПЛА. Тому це синтез.

Питання канд. тех. наук, доц. Лабуткіної Т.В.

На слайді Вами був представлений і відзначений у доповіді випробувальний стенд. Він показав просто задля демонстрації можливості досить тонкого проведення експерименту,

специфічних умов проведення експерименту? Або саме це випробувальне обладнання має певну унікальність, є новизна Вашого авторства в його застосуванні? Як Ви позиціонуєте: Ви продемонстрували обладнання, яке дає можливість якісно проводити експеримент, або в цьому обладнанні є певна новизна?

Відповідь: Так, новизна. Було запропоновано методику для калібрування тензодатчиків, які враховують внутрішній гістерезис самого обладнання, оскільки ми розуміємо, що в датчиків паспортній дані є, якщо я не помиляюсь, 0,2% відхилення від можливостей, але це виробник себе перестраховує для того, щоб вписуватися в норми, в технічні вимоги до самих датчиків. Було розроблено методику, яка спирається на стандартну методику з калібрування датчиків для того, щоб кожний датчик будує свою власну криву, і це враховувалося при проведенні випробувань, що дозволяє додатково збільшити точність вимірювання, тобто можна говорити про застосування «індивідуального підходу до кожного з датчиків».

Зараз є багато досліджень, експериментів щодо різних конструювальних схем, коли конструкції приєднують до літальних апаратів. Якщо б порівнювати технічні рішення, які застосовуються для малих безпілотних літальних апаратів (Ви відзначили у назві, що розглядаєте малі літальні апарати). А яка відмінність запропонованих в дисертації технічних рішень при застосуванні для великих літальних апаратів. Якщо Ви говорите про малі літальні апарати, чому по відношенню до великих суттєво змінюється точка зору? Чому не підійдуть ті математичні моделі, які підійдуть для великих літаків. Чи змінився комплекс факторів, які Ви враховуєте? Чи може ці фактори перерозподілилися стосовно їх впливовості при виборі проектних рішень?

Відповідь: Дійсно, існують схожі методики для визначення проектних параметрів стартових ракетних прискорювачів, але більшість з них є дуже складними і важкими для користування. Методика була максимально спрощена, оскільки одна з цілей її створення полягає у тому, щоб розробники малих БПЛА, яких зараз, як ми розуміємо, досить багато, і які часто не знайомий зі складною теорією, не мають великих можливостей з проведення розрахунків, могли б використати саме цю методику і отримати приблизні, оціночні характеристики, які потрібні саме для початкового етапу проектування стартового ракетного прискорювача. Потім, звісно, все це може і має бути теоретично відпрацьовано з уточненням характеристик БПЛА, характеристик планеру, швидкості звалювання, ефективної аеродинамічної поверхні, характеристики реального двигуна та іншого. Але саме на першому етапі проектування ось ця методика, на мій погляд, завдяки своїй простоті, може бути корисною.

Тобто, йдеться тільки в основному про спрощення методики? І це спрощення, було б не можливим для більш потужних за вагою літальних апаратів? Або цей підхід підійде і для великих літаків на перших кроках проектування? З точки зору врахованих факторів нічого на початкових етапах не зміниться?

Відповідь: Так, звісно, можна цю методику використовувати і для більших літальних апаратів, проте саме одне з обмежень цієї методики, що вона не враховує аеродинамічний опір, оскільки БПЛА стартують зазвичай з запуском двигуном, і двигун повинен компенсувати цей аеродинамічний опір. Якщо ми говоримо про запуск більших літальних апаратів, наприклад, крилатих ракет, то ми не можемо нехтувати аеродинамічним опором, оскільки там набагато більші швидкості і, звісно, аеродинамічний опір стає більш критичним фактором. Якщо ми говоримо про літаки, знову ж таки, реактивні, ми знаємо, що ефективність повітряно-реактивних двигунів, вона теж залежить від швидкості. Якщо ми говоримо про пульсаційні або прямоочні двигуни, то вони взагалі без не працюють набігаючого потоку, а пульсаційні працюють на малі швидкості краще, ніж на великих. Тобто, там є нюанси, які треба враховувати. Крім того, не враховується кривизна землі, яка при ділянці розгону декілька сотень метрів абсолютно ніяк не впливає. А якщо ми кажемо про великі, важкі літаки, в тому числі пілотовані, в яких перевантаження повинні бути менше, оскільки там сидить живий пілот, то, звісно, ділянка розгону буде більша, і тоді необхідно, звісно, враховувати кривизну землі.

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

Чи фіксували ви при роботі своїх прискорювачів розгар критичного перерізу ваших двигунів?

Відповідь: Слушне запитання. Це було виміряно, але існуючими засобами отримати показання розгару не вийшло, тому що час роботи дуже малий і розгар, відповідно, теж невеликий, а існуючі засоби, тобто з точністю до 0,01 міліметра при діаметрі критичного перерізу був порядку 30 міліметрів, можна вважати незначним.

Тобто можна вважати, що не було у вас розгару. Друге запитання, а як у вас створювалися тарувальні зусилля при статичному калібруванні тензодатчиків?

Відповідь: Оце дуже цікаве запитання, дякую. Ось у нас, як ми бачимо, є площадка, на якій встановлюються по черзі один за одним тензодатчики і навантажуються каліброваними вагами, тобто будується характеристика навантажування, розвантажування, і вираховується...

Це зрозуміло, а чим ви навантажували? Яким чином?

Відповідь: Ставили вертикально і додавали масу.

Поверніться, будь ласка, до того слайда, де у вас літачки були зображені. Запитання таке, а до якої з цих схем відносяться написані на слайді формули, до першої чи до другої?

Відповідь: До першої, до другої, але в другій у нас, як ми розуміємо, кут відхилення від повздовжньої осі.

Зрозуміло, тоді таке питання. Так, у нас літера P – це що? Це тяга двигуна, оцей вектор, що у вас показаний на першому слайді, так? І на другому, так? Ну, тоді у мене таке запитання, а чому він у вас не залежить від кута θ ?

Відповідь: В сенсі?

В прямому сенсі, якщо ми підставимо сюди час у другу формулу, у знаменник, який у вас визначається повністю технічним завданням. Ось у Вас прискорення та швидкість граничні. Тобто час роботи ми вираховували. Ну, найбільший, найменший час. Потім, якщо ми підставимо в другу формулу, там буде скорочення і в нас вийде, що сила тяги двигуна не залежить від кута тета, бо він сюди не входить? Поясніть, будь ласка.

Відповідь: Так, не залежить, тому що у нас поставлено кут θ в залежність від тяги двигуна. Пояснюю. Нам потрібно мати в кожен момент часу вертикальну і горизонтальну складову. Розкладаємо вектор P на вертикальну і горизонтальну складові, і в кожен момент часу у нас вертикальна складова, де повинна бути найменша, ніж маса виробу,...

Репліка доц. Бучарського В.Л.: То Вам треба дати чіткі пояснення, або розписати складові вектору з вказівкою індексу. Представлення матеріалу у формулах треба доопрацювати.

Питання д-р. тех. наук, проф. Голубека О.В.

У мене питання майже по кожному із слайдів. Ну, наприклад, давайте роздивимось ось цей слайд. Тут написано методика? Це що, методика, те що зображено на цьому слайді?

Відповідь: Це частина методики, основна.

А де вся методика? Чому ви тоді не внесли сюди пункти цієї методики, що і як Ви робите? А тут приведена не методика, а математична модель. І так по кожному слайду. Наприклад, ось слайди де ви представляли стенд. Що таке 4 на слайді?

Відповідь: Це пояси опори вимірюваних тензодатчиків.

А як ми можемо дізнатися, дивлячись вашу презентацію, якщо ви в своїй доповіді нічого не сказали про те, що таке 4?

Відповідь: Слушне зауваження, я врахую це.

Зараз ключове питання. Поверніться, будь ласка, на перший слайд, до теми дисертації. Так. Синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних ракетних прискорювачів малих БПЛА. З презентації не зрозуміло, яким чином Ви, як проєктант, в процесі вирішення задачі синтезу, визначаєте, які конструкторсько-технологічні рішення ефективні, а які неефективні. Де це правило, функціонал, тощо, завдяки якому ви вирішуєте, що саме ці конструкторсько-технологічні рішення є ефективними, а ось ці не є ефективними.

Відповідь: В процесі аналізу існуючих технологій, конструкцій, матеріалів, визначається, які матеріали підходять, які не підходять, які з них будуть ефективніше працювати, які працюватиме менш ефективно.

Якщо Ви говорите про синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень, має бути хоч би якийсь функціонал. Якась задача прийняття рішень. Ви маєте обрати певні критерії, якісь характеристики, ввести якісь шкали, за якими рішення оцінюється. А потім Ви все узагальните, враховуючи отриманий досвід. І якщо Ви почнете зводити у складну технічну систему рішення, які ефективні, кожне у своїй області, це не значить, що ви отримаєте ефективне рішення, так?

Відповідь: Ви маєте на увазі, що повинна бути вирішена якась типу задача оптимізації за критеріями, за кожною системою?

Реплика проф. Голубека О.В.: Потрібні критерії ефективності, і всі рішення, які Ви протягом своєї доповіді представляєте, Ви маєте підтверджувати як ефективні. А на даний момент оцінити, чи є ефективними запропоновані рішення, не можна, тому що невідомо, за якими критеріями їх оцінювати, задовольняють вони цим критеріям, чи не задовольняють.

Відповідь: Дякую, врахую Ваші зауваження.

Питання д-р. тех. наук, проф. Сокол Г.І.

Чому у Вас в висновках не приведено ні жодної цифри? У висновках має обов'язково бути інформація й числова. Наприклад, у скільки разів щось покращується. При цьому в Вас це має бути. Ви подавали заявки на винахід, проводили порівняння з прототипами. Там точно є якісь цифри і вони мають бути приведені. Скажіть, будь ласка, скільки у вас фахових статей опубліковано?

Відповідь: П'ять. Одна одноосібна і інші з співавторами.

ВИСТУП НАУКОВОГО КЕРІВНИКА:

Кулик О.В. кандидат технічних наук, доцент кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій:

По-перше, Олександр, я думаю, багато з вас його пам'ятає ще студентом, один з небагатьох, який навчався, як я говорю, небайдуже. Олександр хотів розвиватися в своїй професії, був у пошуку цікавих перспективних задач. І тому опинився в освітньо-науковому проекті студентського ракетобудування. Олександр почав активно працювати в рамках цього проекту. І навіть з часом ті напрямки, які були реалізовані в проекті студентської ракети, стали темами його бакалаврської та магістерської робіт. Також ця тематика була заявлена і як тема його аспірантської роботи. Але війна змінює все. І в даному випадку у напрямку досліджень Олександра Добродомова теж багато що змінилося. Тематика роботи стала відповідною до найбільш актуальних на сьогоднішній день задач. Стосовно результатів, отриманих в рамках дисертаційної роботи, - вони значно ширше, більш змістовні ніж представлено в дисертаційній роботі. Це стосується і матеріалів, і процесів, і різного роду режимів. Нам було дуже складно працювати сьогодні, бо за вимогами безпеки ми з роботи виключили велику кількість матеріалів. Це були частково і якісь розрахункові речі, які були створені і зараз існують під грифом мінімум – ДСП (для службового використання), максимум - таємно. Це були і технології того ж самого твердого палива. Це були і різні методики випробування, в тому числі і полігонні, льотні випробування. Ми це в цій роботі показувати не змогли.

Чому робота не захищається на закритій спецраді? Чесно скажу, ми більше двох місяців шукали Олександрові опонентів. От ми всі знаємо, що БПЛА багато, всі цим займаються, і ракетний двигун якби не є новою темою, але виконати вимоги до наявності у опонентів публікацій за цією тематикою було надзвичайно складно. Але знайдено все-таки вдалося знайти вчених з відповідними публікаціями і науковим здобутком.

Було складно робити цю роботу за такою тематикою і в основному спиралися на підтримку кафедри. І заслуга Олександра в розвитку цієї теми є найбільшою, бо його тільки ентузіазм і його

впевненість, що все буде так, як ми планували, дозволила досягати мети. Було багато питань щодо методик великих двигунів, малих двигунів і так далі. Я скажу, що на початку цієї роботи було дуже складно, ну не тільки Олександр, а й усім нам. Ми всі здобували освіту на фізико-технічному факультеті і розглядали космічні ракети, балістичні міжконтинентальні ракети з величезними маршовими ракетними двигунами, як на рідкому, так і на твердому паливі. І раптом виникла задача створення як би і ракетного двигуна, але зовсім з іншими вимогами і характеристиками. Розумієте, в стартовому прискорювачі, який працює на твердому паливі і має, в принципі, всі атрибути ракетного двигуна, практично немає, якщо порахувати, тих вимог, які надаються до великих маршових ракетних двигунів на твердому паливі, на яких спеціалізувалися і наші кафедри, і наші розробки, і так далі.

З методиками розрахунку таких малих двигунів теж було питання. Таких методик ще теж немає. Треба було адаптувати методику розрахунку великого двигуна, зрозуміти, що нам потрібно залишити, що врахувати не потрібно.

І саме на цьому шляху відкривалися певні речі, які, я вважаю, можна вважати новизною. Ми розуміли, що так можна робити, але на сьогоднішній день в публікаціях ніде це не зображено, ніхто це не використовував. Наприклад, використання того ж самого матеріалу корпусу з внутрішньої сторони в якості захисного теплоізоляційного шару і відмовитися від складної технології нанесення внутрішнього теплозахисного покриття, як у великих ракетних твердопаливних двигунів.

Є особливості з часу роботи прискорювача. Час роботи. Літак повинен розігнатися максимум за три секунди. Може великий літак і може розігнатися за чотири секунди. Для ракети чотири секунди – це нічого. А тут була така поставлена саме задача такого швидкісного розгону. Була проведена колосальна робота стосовно рецептур палива. Вона прикрасила б цю роботу, але це не все дозволили включити до змісту роботи. Просто не дозволило включити, тому що це виходить за рамки відкритої інформації. Інформація стосовно зв'язки для ракетного палива була трошки не так подана, але все буде відредаговано, виправимо. Справді розглядалися можливі варіанти використання і термопластів, і каучуків, і реактопластів. Але вони розглядалися. Як правильно відзначив професор Голубек О.В., треба було вказати, вони розглядалися, як і всі інші рішення, з однією метою сьогодні. Це створити не найкращий двигун. Задача створення найкращого двигуна з найкращими характеристиками перед Олександром і нами не стояли. Задача була створити такий двигун, який можна було дуже швидко запустити у виробництво масове виробництво, і який би мав, умовно кажучи, високі показники технологічності, і особливо з точки зору його вартості. Іншої задачі не було.

Не треба було в даному випадку наука тільки заради науки, була велика потреба на обґрунтований науково прийнятний для швидкого застосування практичний результат. Михайло Степанович Хорольський правильно задав питання. Нашим замовникам потрібна була проста річ, яка не потребувала використання потужних намотувальних верстатів, оболонок типу кокон, пірографітів, якихось там надскладних технологій і так далі. Потрібно було щось, що гарантовано з високою надійністю, що враховуватиме різного типу літаки, які були, в принципі, створені і надані. Я вважаю, з цією задачею Олександр Добродомов справився. Так, можливо, ми бачили з вами і за часів Радянського Союзу розробки старту за допомогою ракетних прискорювачів. Там були рішення і для бомбардувальників, і реактивних винищувачів, можна знайти в інтернеті. Але на сьогоднішній день Ви ніде не знайдете отаку повну інформацію стосовно розробок стартових ракетних прискорювачів для безпілотних літальних апаратів. Порівнювати на етапі виконання цієї роботи не було з чим. Але Олександр в своїй дисертаційній роботі справився з поставленою задачею. Офіційний відгук керівника мною підготовлено, викладено для ознайомлення. Я хочу щиро подякувати стосовно ваших запитань, ваших зауважень.

Обов'язково в найкоротші строки ми їх врахуємо і постараємося роботу допрацювати. Я єдине хочу ще раз сказати, я вдячний цим хлопцям, які працювали в рамках проекту студентська ракета, в рамках розвитку цього тематичного напрямку, Їх не багато, чотири чоловіка, Саша другий з них. В минулому році захищався Пророка Владислав Аркадійович. Олександр Олександрович Добродомов з цієї групи йде другий. Я вдячний цим вихованцям фізтеху за ту небайдужість до нашого

факультету, до розвитку технологій, та всього іншого, що вони роблять задля того, щоб і лабораторії були, і практична можливість навчання, і створювалося стендове обладнання, тощо. Тому я прошу семінар підтримати цю роботу. І ще раз дякую всім, хто прийняв участь у роботі цього семінару.

В ОБГОВОРЕННІ ДИСЕРТАЦІЇ Г. В. НАЗАРЕНКА ВЗЯЛИ УЧАСТЬ:

Канд. тех. наук, доц. Бучарський В.Л.:

Я думаю, що ця робота, хоча вона, скоріш, більш така прикладна, може бути рекомендована до захисту, а Добродомов Олександр Олександрович – допущений до захисту цієї роботи.

Д-р. тех. наук, проф. Голубек О.В.:

В цілому робота заслуговує до захисту на здобуття дисертантом третього освітнього рівню. І я бажаю вам успіху в захисті роботи. і пропоную всім голосувати за рекомендацію до захисту дисертаційної роботи Добродомова О.О.

Канд. тех. наук, доц. Лабуткіна Т.В.:

Фахівець, який здобуває кваліфікаційний науковий рівень оцінюється не тільки на основі представлених результатів досліджень, а й в комплексі, щодо володіння всією тематикою і дотичної до неї. Зараз ми бачили, що Олександр Олександрович витримав величезний швал питань за широким спектром тематики, і на кожне питання він відповідав ґрунтовно, глибоко розуміючи правильну відповідь, володіючи теоретичними знаннями, термінологією, знаннями практичних аспектів застосування. Ми бачили високу кваліфікацію фахівця. І необхідно виправити названі недоліки представлення результатів роботи, але робота рекомендується до захисту, процес її захисту має простуватися далі.

Канд. тех. наук, доц. Хорольський М.С.: Я пропоную врахувати всі зауваження, які були зроблені в ході роботи семінару. І я підтримую представлення роботи до захисту.

Канд. тех. наук, доц. Кулабухова А.М.:

І на мій погляд тут рішення таке щодо подальшого захисту роботи. Це рішення наукового керівника. Якщо на його погляд за час усунення недоліків робота буде підготовлена і її можна виставляти на захист, то треба вносити корегування і виносити на захист. Якщо необхідні суттєві переробки, тоді треба допрацювати. На мій погляд тут основне рішення – наукового керівника.

ВИСНОВОК

Актуальність теми дисертації. Стрімкий розвиток безпілотних літальних апаратів та розширення сфер їх застосування зумовлюють необхідність підвищення ефективності стартових систем, особливо для апаратів, що експлуатуються в умовах обмеженої довжини злітно-посадкових майданчиків, складного рельєфу місцевості або потребують швидкого розгортання. Одним із найбільш перспективних шляхів забезпечення необхідних стартових характеристик є використання твердопаливних стартових ракетних прискорювачів, які дозволяють збільшити швидкість відриву літального апарата від стартового пристрою та розширити діапазон умов його застосування.

Створення ефективних стартових прискорювачів для малих БПЛА є складною науково-технічною задачею, що потребує комплексного врахування льотно-технічних характеристик літального апарата, параметрів ракетного двигуна, конструкційних матеріалів, технології виготовлення, умов експлуатації та економічних факторів. При цьому існуючі підходи до проектування стартових прискорювачів переважно орієнтовані на великі літальні апарати та не враховують особливостей малих безпілотних систем.

Особливої актуальності набуває необхідність створення методичних засобів, які дозволяють узгоджувати параметри безпілотного літального апарата та стартового прискорювача на ранніх етапах проектування, обґрунтовувати вибір конструктивно-технологічних рішень, конструкційних матеріалів та рецептур твердих ракетних палив. Важливим також є пошук нових

підходів до створення конструкцій стартових прискорювачів із використанням сучасних матеріалів та технологій, здатних забезпечити зниження маси, спрощення виробництва та підвищення експлуатаційної ефективності.

Завдання, що вирішуються в дисертаційній роботі, потребують проведення комплексних теоретичних та експериментальних досліджень, спрямованих на синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних стартових ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів.

Затвердження теми та плану дисертації.

Тема дисертації «Синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів» затверджена вченою радою Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара. Науковим керівником призначено кандидата технічних наук Кулика Олексія Володимировича (протокол №4 від 01.12.22 р.).

Особистий внесок автора. Автором самостійно проведено аналіз сучасного стану проблеми створення стартових систем безпілотних літальних апаратів та твердопаливних ракетних прискорювачів, виконано розрахунки, експериментальні та конструкторські дослідження, розроблено методичні підходи до узгодження параметрів БПЛА і стартового прискорювача, створено математичні моделі та алгоритми розрахунку, проведено експериментальне відпрацювання розроблених технічних рішень. Автором виконано обробку та аналіз результатів досліджень, сформульовано наукові положення, висновки та практичні рекомендації, а також підготовлено наукові праці за тематикою дисертації.

Ступінь обґрунтованості наукових положень, висновків і рекомендацій, сформульованих у дисертації. Достовірність отриманих результатів забезпечується використанням сучасних методів математичного моделювання, інженерного аналізу, експериментальних досліджень та випробувань, застосуванням сертифікованих програмних засобів проектування і розрахунку, а також задовільною збіжністю результатів розрахунків із даними експериментальних досліджень.

За результатами перевірки дисертаційної роботи Добродомова Олександра Олександровича «Синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів» на плагіат програмою «StrikePlagiarism» виявлено унікальність тексту, яка складає 94.9%. Таким чином, на підставі перевірки зроблено висновок: робота Добродомова О.О. має високий рівень оригінальності і може бути допущена до захисту.

Перевірку на плагіат здійснювала комісія Бюро академічної доброчесності ФТФ у складі: канд. тех. наук, доц. кафедри двигунобудування О. М. Пономарьов; канд. тех. наук, доц. кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій С. О. Полішко; д-р. тех. наук, проф. кафедри кібербезпеки комп'ютерно-інтегрованих технологій О. В. Голубек.

Наукова новизна одержаних результатів.

1. 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.

2. 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 сформулювати 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.

3. Набули 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.

4. 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 результатів дослідження.

1. Вперше запропоновано алгоритм вибору способу запуску малих БПЛА з урахуванням масо-інерційних характеристик апарата, експлуатаційних обмежень та допустимих перевантажень, який дозволяє визначити доцільність застосування твердопаливного прискорювача та формувати вихідні вимоги до його параметрів.

2. 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.

3. 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.

4. 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 та зменшенню виробничих витрат.

5. 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.

Повнота викладення матеріалів дисертації в опублікованих працях та особистий внесок у них автора.

Основні наукові результати дисертаційної роботи опубліковано у 19 основних наукових працях, серед яких 5 статей у наукових фахових виданнях України (категорія Б), у тому числі 1 одноосібна стаття, а також 14 публікацій у матеріалах міжнародних наукових конференцій, з яких 2 індексуються у наукометричній базі Scopus. А також двох патентів на корисну модель і двох заявок на винаходи.

Публікації Добродомова О.О. 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:

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 (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 (особистий внесок: виконання розрахунків для обґрунтування ефективності ідеї використання ТТР в межах цієї задачі по уводу небажаних космічних об'єктів з низьких навколосемних 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 навколосемних 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, симпозіумах, круглих столах:

1. XX Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (2018 рік) – доповідь на тему «Вплив алюмінію та титану на властивості сталей що використовуються в ракетно-космічній техніці» - С240, автори Добродомов О.О., Полішко С.О. (особистий внесок:

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

2. XXI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (2019 рік) – доповідь на тему «Вибір конструкційних матеріалів та режимів їх обробки при конструюванні ракет надлегкого класу» - С191-192, автори Добродомов О.О., Карпович І.І. (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2019.pdf>

3. XXII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (2020 рік) – доповідь на тему «Особливості проектування малих дослідницьких ракет» - С234, автори Пророка В.А., Добродомов О.О., Білоцерковський І.В., Солнцев В.А. (особистий внесок: збір та аналіз інформації підготовка розділу про РДТП).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2020.pdf>

4. XXIII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (2021 рік) – доповідь на тему «Перспективи застосування штучного інтелекту в розробці ракетно-космічної техніки» - С84, автори Добродомов О.О., Білоцерковський І.В., Шевцов В.Ю. (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2021.pdf>

5. XXIII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (2021 рік) – доповідь на тему «Дослідження процесів твердого ракетного палива» - С133, автори Добродомов О.О., Кулик О.В., Санін А.Ф. (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2021.pdf>

6. XXIV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (2022 рік) – доповідь на тему «Аналіз результатів випробувань твердопаливних ракетних двигунів» - С28, автори Добродомов О.О., Солнцев В.А. (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків).

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

7. XXIV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (2022 рік) – доповідь на тему «Методика проведення скорочених випробувань твердого ракетного палива» - С29, автори Добродомов О.О., Солнцев В.А. (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків).

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

8. XXV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (2023 рік) – доповідь на тему «Перспективи використання неохолоджуваних неметалевих камер згоряння рідиннопаливних ракетних двигунів», автори Добродомов О.О., Кулик О.В. (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2023.pdf>

9. XXVI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (2024 рік) – доповідь на тему «Аналіз сучасних технологій виробництва ракетних прискорювачів для ракет надлегкого класу» - С68-69, автори Добродомов О.О., Швець А.С., Кулик О.В. (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2024.pdf>

10. XXVI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (2024 рік) – доповідь на тему «Уніфікація вкладного твердопаливного заряду для суборбітальних ракет та прискорювачів БПЛА» - С103-104, автори Швець А.С., Добродомов О.О., Хуторний В.В. (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2024.pdf>

11. XXVII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» (2025 рік) – доповідь на тему «Використання не термореактивних з'вязуючих для виготовлення твердопаливних ракетних зарядів» - С97-98, автори Добродомов О.О., Добродомов О.О., Кулик О.В. (особистий внесок: збір та аналіз інформації, проведення дослідження, систематизація та підготовка висновків).

<https://conferences.unaec.dp.ua/uploads/source/spacehuman/arhiv/sbornik2025.pdf>

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).

На підставі заслуховування та обговорення доповіді Добродомова О.О. про основні положення дисертаційної роботи, поставлених запитань та відповідей на них, а також виступів фахівців

УХВАЛИЛИ:

1. Вважати, що за актуальністю, ступенем наукової новизни, обґрунтованістю наукових положень, висновків і рекомендацій, теоретичним та практичним значенням одержаних результатів дисертація Добродомова Олександра Олександровича на тему «Синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів» 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», затвердженому Постановою Кабінету Міністрів України від 12 січня 2022 р. № 44 (зі змінами).

2. Рекомендувати дисертацію Добродомова Олександра Олександровича на тему «Синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних ракетних прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів» до захисту в разовій спеціалізованій вченій раді на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

3. Клопотати перед Вченою радою Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара про утворення разової спеціалізованої вченої ради для проведення захисту дисертації Добродомова Олександра Олександровича на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 – Авіаційна та ракетно-космічна техніка 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	Манько Тамара Антонівна (голова)	Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Міністерство освіти і науки України, професор кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій	Доктор технічних наук, 05.07.04 – технології виробництва літальних апаратів, 1999 р., ВАК України	Професор за кафедрою технології виробництва, 2000 р., МОН України	<p>1. Ман'ко Т., Murashko V. Composite pipelines in modern rocketry // Journal of Rocket-Space Technology. 2025. Vol. 34, no. 2. P. 95–102. DOI: https://doi.org/10.15421/452518 (фахове видання категорії «Б»). URL: https://rocketspace.dp.ua/rst/article/view/347 (дата звернення: 11.05.2026).</p> <p>2. Манько Т. А., Літот О. В., Мурашко В. В. Теоретичне дослідження суцільнокомполітного безлейнерного трубопроводу із вуглепластику для криогенних компонентів палива // Системні технології. 2026. № 2(163). DOI: https://doi.org/10.34185/1562-9945-2-163-2026-11 (фахове видання категорії «Б»). URL: https://journals.nmetau.edu.ua/index.php/st/article/download/2301/1538 (дата звернення: 11.05.2026).</p> <p>3. Літот О. В., Манько Т. А. Експериментальне дослідження роз'ємних фланцевих з'єднань криогенних трубопроводів ракет-носіїв із вуглепластику // Journal of Rocket-Space Technology. 2024. Vol. 33, no. 4. P. 88–93. DOI: https://doi.org/10.15421/452429 (фахове видання категорії «Б»). URL: https://rocketspace.dp.ua/rst/article/view/257 (дата звернення: 11.05.2026).</p>

2	Ігнат'єв Олександр Дмитрович (опонент)	Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, старший науковий співробітник відділу термогазодинаміки енергетичних установок	Кандидат технічних наук, 05.07.05 – Теплові двигуни літальних апаратів, 1986 р.	Не має	<p>1. Strelnikov G., Ihnatiev O., Ternova K. Gas flow in a shortened Laval nozzle with a bell-shaped nozzle // <i>Технічна механіка</i>. 2022. № 2. С. 3–11. DOI: https://doi.org/10.15407/itm2022.02.039 (фахове видання категорії «Б»). URL: https://www.journal-itm.dp.ua/docs/P-04-02-2022.pdf (дата звернення: 11.05.2026).</p> <p>2. Strelnikov G., Ihnatiev O., Ternova K. Thrust characteristics of a truncated Laval nozzle with a bell-shaped tip // <i>Technical Mechanics</i>. 2022. № 3. P. 35–46 DOI: https://doi.org/10.15407/itm2022.03.035 (фахове видання категорії «Б»). URL: https://www.journal-itm.dp.ua/docs/A-04-03-2022_en.pdf (дата звернення: 11.05.2026).</p> <p>3. Стрельников Г. О., Ігнат'єв О. Д., Шевельова Г. М. Чисельні та експериментальні дослідження надзвукового потоку в соплі при обтіканні циліндричної перешкоди на стінці з інжекцією газу // <i>Технічна механіка</i>. 2025. № 1. С. 3–16. DOI: https://doi.org/10.15407/itm2025.01.003 (фахове видання категорії «Б»). URL: https://journal-itm.dp.ua/ojs/index.php/ITM_j1/article/view/90 (дата звернення: 11.05.2026).</p>
3	Крицький Дмитро Миколайович (опонент)	Національний аерокосмічний університет «Харківський авіаційний інститут» Міністерство освіти і науки	Кандидат технічних наук, 05.13.22 – управління проектами та програмами, 2016 р.	доцент кафедри інформаційних технологій проективання, 2019 р.	1. Арт'юмов І., Крицький Д. , Арт'юмова А. Розробка методу оптимального вибору маршрутів безпілотних літальних апаратів // <i>Information Systems and Networks</i> . 2025. Issue 18, part 1. DOI:

		України, декан факультету літакобудування			<p>https://doi.org/10.23939/sisn2025.18.076 (фахове видання категорії «Б»). URL: https://science.lpnu.ua/sites/default/files/journal-paper/2025/oct/40176/maket2512781chastina-78-90.pdf (дата звернення: 11.05.2026).</p> <p>2. Крицький Д. М., Яшин С. А., Крицька О. С., Пивовар М. В., Крікун А. О. Розроблення математичної моделі руху керованої парашутної системи для точного повітряного десантування групи вантажів // Системи озброєння і військова техніка. 2025. № 4(80). С. 63–73. DOI: https://doi.org/10.30748/soivt.2024.80.08 (фахове видання категорії «Б»). URL: https://journal-hnups.com.ua/index.php/soivt/article/view/1886 (дата звернення: 11.05.2026).</p> <p>3. Kritskiy D., Shkurenko N., Popov O., Kravtsova O. Development of software for data segmentation by photo and video information // Aerospace Technic and Technology. 2023. No. 3. DOI: https://doi.org/10.32620/aktt.2023.3.07 (фахове видання категорії «Б»). URL: https://nti.khai.edu/ojs/index.php/aktt/article/view/aktt.2023.3.07 (дата звернення: 11.05.2026).</p> <p>4. Крицький Д. М., Попов О. В., Биков А. М., Бикова Т. А., Яшин С. А. Опис руху безпілотного транспорту літакового типу // Вісник Національного технічного університету «ХПІ». Серія: Нові рішення в сучасних технологіях. 2023. № 4. DOI: https://doi.org/10.20998/2078-774X.2023.04.12 (фахове видання категорії «Б»). URL: https://repository.kpi.kharkov.u</p>
--	--	---	--	--	---

					/items/81e74aec-8695-432d-81c0-bf8c912070e5 (дата звернення: 11.05.2026).
4	<p>Бучарський Валерій Леонідович (рецензент)</p>	<p>Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, доцент кафедри двигунобудування</p>	<p>Кандидат технічних наук, 05.07.05 – теплові двигуни літальних апаратів, 05.13.16 - Застосування обчислювальної техніки, математичного моделювання та математичних методів в наукових дослідженнях 1993 р.</p>	<p>Доцент кафедри енергетики, 2007 р.</p>	<p>1. Bucharskyi V. L., Ponomarov O. M. Determination of the flow parameters at the outlet of the cooling curtain of the liquid-propellant rocket engine combustion chamber // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. 2023. Т. XXXVI. DOI: (https://doi.org/10.15421/472503) (фахове видання категорії «Б»). URL: https://rocketsdesign.dp.ua/index.php/journal/article/view/203</p> <p>2. Sliusariev V., Bucharskyi V. Development of a mathematical model for the cooling channel of a liquid propellant rocket engine's chamber with respect for variations in coolant density // Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. 2024. 6(1(132)). DOI: (https://doi.org/10.15587/1729-4061.2024.316236) (видання входить до Scopus Q3 ISSN: 1729-4061). URL: (PDF) https://journals.uran.ua/eejet/article/view/316236/308867</p> <p>3. Bucharskyi V. L., Sliusariev V. Development of a differential model for cooling an Ipre chamber by an incompressible fluid // Vol. 33 No. 4-28 (2024): Journal of Rocket-Space Technology DOI: https://doi.org/10.15421/452424 (фахове видання категорії «Б»). URL: https://rocketspace.dp.ua/index.php/rst/article/view/252</p>

5	Бондаренко Сергій Григорович (рецензент)	Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Міністерство освіти і науки України, доцент кафедри двигунобудування	Кандидат технічних наук, 05.07.05 - «Двигуни літальних апаратів», 05.07.02 - «Проектування та конструкція літальних апаратів» 1997 р.	Доцент кафедри двигунобудування 2006 р.	<p>1. Ніколаєв О. Д., Башлій І. Д., Хоряк Н. В., Бондаренко С. Г. Вплив шорсткості поверхні камери енергетичної установки на низькочастотні автоколивання холодного робочого газу // Технічна механіка. 2023. № 3. С. 3–17. DOI: https://doi.org/10.15407/itm2023.03.003) (фахове видання категорії «Б»). URL: https://www.journal-itm.dp.ua/docs/P-01-03-2023.pdf) (дата звернення: 11.05.2026).</p> <p>2. Vasylyiv S. S., Pryadko N. S., Bondarenko S. G. Combustion and detonation of paste fuel of rocket engine // Naukovyi Visnyk Natsionalnoho Hirnychoho Universytetu. 2023. № 5. С. 72–76. DOI: https://doi.org/10.33271/nvngu/2023-5/072) (фахове видання категорії «Б»). URL: https://nvngu.in.ua/index.php/en/archive/on-the-issues/1899-2023/content-5-2023/6699-72 (дата звернення: 11.05.2026).</p> <p>3. Козін В. С., Бондаренко С. Г. Проблеми керування процесом горіння в РДТП за допомогою звукових коливань // Вісник Дніпровського університету. Серія: Ракетно-космічна техніка. 2024. Т. 33, № 4. С. 3–10. DOI: https://doi.org/10.15421/452401 (фахове видання категорії «Б»). URL: https://rocketspace.dp.ua/rst/article/download/223/171/ (дата звернення: 11.05.2026).</p> <p>4. Vasylyiv S. S., Bondarenko S. G., Muzyka L. V. Investigation of rocket engine start on paste fuel // Technical Mechanics. 2024. № 4. С. 110–116. DOI: https://doi.org/10.15407/itm2024.04.110 (фахове видання</p>
---	--	---	---	---	--

					категорії «Б»). URL: https://www.journal-itm.dp.ua/ENG/Publishing/11-04-2024_eng.html (дата звернення: 11.05.2026).
--	--	--	--	--	--

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» – 20 осіб.


«Проти» – немає.

«Утрималися» – немає.

Рішення прийнято одногосно.

Голова міжкафедрального семінару

Секретар



Анатолій САНІН

Тетяна ЛАБУТКІНА

ЗАТВЕРДЖУЮ
Ректор Дніпровського національного університету
імені Олеся Гончара



Сергій ОКОВИТИЙ
« _____ » _____ 2026 р.

АКТ ЕКСПЕРТИЗИ

Експертна комісія Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара
у складі: професор Сергій ДАВИДОВ – голова, доцент Олег БОНДАРЕНКО – секретар, декан фізико-технічного факультету Анатолій САНІН, професор Микола ДРОНЬ, доцент Сергій БОНДАРЕНКО, в.о. першого проректора Валентина СІЛІЧ-БАЛГАБАЄВА, в.о. начальника I відділу Світлана ЯШИНА

розглянула матеріали дисертаційної роботи «Синтез ефективних конструкторсько-технологічних рішень створення твердопаливних стартових прискорювачів малих безпілотних літальних апаратів» Олександра ДОБРОДОМОВА

Зробила висновок:

1. В даній роботі немає відомостей, що суперечать Закону України «Про державну таємницю» від 21.01.1994 р. № 3855-ХП із змінами і доповненнями.
2. Розглянуті матеріали не містять відомостей, які включені до «Зводу відомостей, що становлять державну таємницю України», затвердженого наказом Служби безпеки України від 23.12.2020 р. № 383.
3. В даній роботі немає відомостей, що включені до «Переліку службової інформації, що є власністю держави в межах повноважень Міністерства освіти і науки України», затвердженого наказом міністра освіти і науки України від 18.03.2015 р. № 319.

У відповідності з викладеним: **експертна комісія вважає можливим оприлюднення поданих матеріалів в засобах масової інформації.**

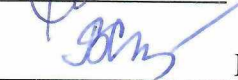
ПРОТОКОЛ № 3 від 11.05 2026 р.

ГОЛОВА КОМІСІЇ
ЧЛЕНИ КОМІСІЇ:


Сергій ДАВИДОВ


Анатолій САНІН

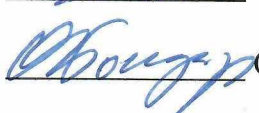

Микола ДРОНЬ


Валентина СІЛІЧ-БАЛГАБАЄВА


Світлана ЯШИНА


Сергій БОНДАРЕНКО

СЕКРЕТАР КОМІСІЇ


Олег БОНДАРЕНКО

« _____ » _____ 2026 р.