

ЗАТВЕРДЖУЮ

Проректор з наукової роботи
Дніпровського національного
університету імені Олеся Гончара
Олег МАРЕНКОВ

«09» 01 2024 р.

ВИСНОВОК

про наукову новизну, теоретичне та практичне значення результатів дисертації Дубровського Івана Дмитровича «Розробка економічної методики проектування надзвукової частини камери рідинного ракетного двигуна методами обчислювального моделювання», представленої на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

Витяг

з протоколу № 4 від 26 січня 2024 року міжкафедрального семінару фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара

Заступник голови міжкафедрального семінару фізико-технічного факультету д-р техн. наук, проф., Дронь М. М.

Секретар міжкафедрального семінару фізико-технічного факультету канд. техн. наук, доц. Давидова А. В.

ПРИСУТНІ: 11 з 15 членів міжкафедрального семінару: 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. А. Ф. Санін (05.02.01 – матеріалознавство); д-р. тех. наук, проф. Ю. О. Мітіков (05.05.03 – двигуни та енергетичні установки); д-р. тех. наук, проф. Г. І. Сокол (05.11.06 – акустичні прилади і системи); д-р. тех. наук, проф. Манько Т. А. (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); канд. тех. наук, доц. А. В. Давидова (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); канд. тех. наук, доц. Т. В. Лабуткіна (05.13.03 – системи та процеси керування); канд. тех. наук, доц. Ю. В. Ткачов (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); канд. тех. наук, доц. В. Ю. Шевцов (05.07.02 – проектування, виробництво та випробування літальних апаратів); науковий керівник, канд. тех. наук, доц. В. Л. Бучарський (05.05.03 – двигуни та енергетичні установки).

Запрошені: д-р. тех. наук, проф. С. В. Алексеєнко (01.02.05 – механіка рідини,

газу та плазми), д-р. тех. наук, проф. В. О. Габрінець (05.05.03 – двигуни та енергетичні установки), канд. тех. наук, доц. М. С. Хорольський (05.17.12 – технологія каучука і гуми).

Порядок денний: розгляд і обговорення дисертаційної роботи Дубровського Івана Дмитровича «Розробка економічної методики проектування надзвукової частини камери рідинного ракетного двигуна методами обчислювального моделювання», представленої на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

Дисертацію виконано на кафедрі двигунобудування 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. В. Л. Бучарського (протокол № 4 від 19.11.2020 р.), та уточнена на вченій раді фізико-технічного факультету (протокол № 4 від 14.11.2023 р.). Підготовка здобувача третього рівня вищої освіти здійснюється за акредитованою освітньо-науковою програмою «Авіаційна та ракетно-космічна техніка» зі спеціальності 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка (Сертифікат про акредитацію освітньої програми 5903, дійсний до 26.09.2024).

СЛУХАЛИ:

Обговорення дисертації Дубровського Івана Дмитровича «Розробка економічної методики проектування надзвукової частини камери рідинного ракетного двигуна методами обчислювального моделювання», поданої на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

За результатами перевірки дисертаційної роботи Дубровського Івана Дмитровича «Розробка економічної методики проектування надзвукової частини камери рідинного ракетного двигуна методами обчислювального моделювання» на плагіат програмою «StrikePlagiarism» виявлено, унікальність тексту складала 97,42%. Таким чином, на підставі перевірки зроблено висновок: робота Дубровського І. Д. має високий рівень оригінальності і може бути допущена до захисту.

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

Робота виконана на 4,7 авторських аркушах, робота структурована, є анотація, зміст, вступ, основна частина, висновки, перелік джерел і додатки.

Доповідь І. Д. Дубровського:

Вашій увазі представлена робота, яка присвячена розробці методики проектування оптимальних багатосекційних сопел рідинних ракетних двигунів (РРД).

Вона складається з 4 основних розділів, які відповідно присвячені аналізу існуючих методик проектування сопел рідинних ракетних двигунів, розробці обчислювальної моделі течії продуктів згоряння, розробці методики проектування багатосекційних сопел та проектуванню багатосекційного сопла для двигуна першого ступеня.

Мета роботи – розробити методику проектування багатосекційних сопел, яка дозволить отримати оптимальний контур при заданих конструктивних обмеженнях. Для досягнення мети були вирішені такі задачі: розроблено методику проектування, розроблено обчислювальну модель продуктів згоряння, та спроектовано оптимальне багатосекційне сопло.

Наукова новизна роботи полягає у наступному:

1) доведенні можливості точно враховувати криволінійну границю розрахункової області при використанні декартових сіток без зменшення стійкості розрахунку;

2) отриманні узагальненої формули для розрахунку осьової складової сили тяги для багатосекційного сопла;

3) проектуванні контуру багатосекційного сопла з використанням розробленої методики з урахуванням траєкторії польоту.

Практичне значення роботи полягає у:

1) розробці обчислювальної моделі для розрахунку довільних двовимірних внутрішніх течій нев'язкого стисливого газу постійного хімічного складу;

2) пришвидшенні чисельного моделювання за рахунок використання розробленої обчислювальної моделі;

3) автоматизування процесу проектування оптимального багатосекційного сопла.

Результати роботи були опубліковані у 5 статтях. Дві з них – у журналі, який реферується у базі Scopus. Інші три фахові, одна з яких без співавторів.

Контур багатосекційного сопла схематично зображений на слайді. Він складається з декількох профільованих секцій. За рахунок цього багатосекційне сопло має декілька оптимальних режимів роботи на відміну від класичного сопла, яке зазвичай розраховується на оптимальну роботу в 1 точці траєкторії.

Перед початком роботи було проаналізовано існуючі методики проектування сопел рідинних ракетних двигунів. Усі вони використовують або класичний метод характеристик, або розв'язують оптимізаційну чи варіаційну задачу. Останні два підходи дозволяють отримати оптимальний контур, але використовують неефективні обчислювальні моделі для розрахунку розподілу фізичних параметрів всередині сопла.

Методика проектування, що розроблялась у роботі, ґрунтується на розв'язку задачі оптимізації, оскільки у порівнянні з варіаційними розв'язком він є більш універсальним і не потребує зміни мат. моделі при зміні типу сопла або конструктивних обмежень.

У результаті аналізу літератури були отримані вимоги до методики проектування. Вона має ґрунтуватися на розв'язку оптимізаційної задачі та використовувати ефективну обчислювальну модель.

Отже у першому розділі був зроблений аналіз літератури та визначені вимоги до методики, що розроблялася.

У другому розділі наведено результати розробки ефективної обчислювальної моделі течії продуктів згоряння.

Під економічною або ефективною моделлю мається на увазі англійський термін *efficient calculation model*, який використовується у західній літературі для позначення алгоритму, що використовує мало ресурсів і здійснює швидкі обчислення. Терміни економічний або ефективний далі використовуватимуться саме з цим змістом.

Для опису нев'язкого потоку продуктів згоряння використовувалась система рівнянь Ейлера у безрозмірній формі. Для її чисельного розв'язку застосовувався метод скінченних об'ємів із явним методом інтегрування.

Дискретизація розрахункової області виконувалась за допомогою декартових сіток, оскільки вони є найпростішими. Проте з їх допомогою неможливо точно врахувати криволінійну границю області, тому що у такому випадку з'являються дробові об'єми. Це такі скінченні об'єми сітки, які поділені границею на частини, що частково лежать всередині розрахункової області, а частково - ззовні. На слайді чорною штриховкою виділені частини дробових об'ємів, які знаходяться всередині стінки, а зеленою – всередині області течії газу.

У контексті використання явного методу інтегрування дробові об'єми призводять ще й до проблеми зі стійкістю розрахунків. Умова стійкості для звичайного об'єму, не спрацює на «дробних» об'ємах, бо їх розмір зменшений на величину, що знаходиться всередині стінки. Це зменшення може бути враховано шляхом введення до знаменника формули додаткового множника альфа, що менше одиниці. При зменшенні альфа значення функції зростатиме і врешті-решт перевищить одиницю, що призведе до втрачання стійкості розв'язком. Щоб цього уникнути, треба зменшувати крок за часом Δt для всієї області загалом. А це призведе до збільшення часу розрахунків і зниження ефективності обчислювальної моделі. Тому для використання декартових сіток в області з криволінійною границею важливо знайти рішення цієї проблеми. В роботі для цього був запропонований метод розширених об'ємів. В ньому замість «дробного» червоного об'єму пропонується використовувати новий «розширений» об'єм.

Він має задовольняти наступним вимогам:

- 1) Повністю включати в себе газову частину «дробного» об'єму.
- 2) Мати довжини граней не менше, ніж у звичайного скінченного об'єму.
- 3) Одна з його сторін має лежати на стінці.

На слайді праворуч зображений такий об'єм із жирними чорними сторонами. Він побудований в локальній системі координат стінки та включає в себе усю газову частину червоного об'єму. Фізичний стан у ньому визначається як середньозважена сума станів звичайних об'ємів, які він в себе включає. На слайді зображені формули як у загальному випадку, так і для прикладу на слайді.

Для розрахунку стану ззовні розширеного об'єму у локальній до стінки системі координат будуються 4 додаткові розширені об'єми, дотичні до сторін основного. Вони позначені буквами А, В, С, D на малюнку. Стани в об'ємах А, В,

C визначаються як середньозважені суми станів звичайних об'ємів, які перетинає відповідна сторона розширеного об'єму, до якої вони дотичні. Так стан в об'ємі C розраховується по 2 та 4 звичайному об'єму.

Стан в об'ємі D визначається граничними умовами на стінці та станом в основному розширеному об'ємі.

Отже, застосування методу розширених об'ємів дозволяє уникнути втрати стійкості і спростити постановку граничних умов при використанні декартових сіток у випадку криволінійної границі розрахункової області.

На цьому слайді показана система рівнянь Ейлера в інтегральній формі для елементарного об'єму в циліндричній системі координат у випадку осьової симетрії.

У такому вигляді вона використовувалась під час розрахунків. Для її розв'язку використовувався метод скінченних об'ємів з реконструкцією за WENO алгоритмом третього порядку точності. Задача Рімана на границях об'ємів розв'язувалася за співвідношеннями Лакса-Фрідрікса. Інтегрування за часом здійснювалося явним методом Рунге-Кутти третього порядку точності. Для реалізації запропонованої обчислювальної моделі була написана програма на мові C++.

Верифікація обчислювальної моделі проводилась на ряді задач. У презентації наведені результати розв'язку задачі подвійного відбиття Маха та чисельного моделювання течії продуктів згоряння у камері РРД.

При верифікації відбувалось порівняння параметрів потоку, отриманих за допомогою розробленої моделі і отриманих класичними загальноприйнятими методами, шляхом розрахунку модуля відносного відхилення. Він був отриманий для кожного з полей фізичних параметрів у співпадаючих точках.

Потім масиви чисел були оцінені за двома нормами L_1 , L_2 по формулам, зображеним на слайді.

Задача подвійного відбиття Маха була розв'язана у двох варіантах: перший – класична постановка, другий, альтернативний – для розв'язку за розглянутою обчислювальною моделлю. Обидва варіанти відрізнялися лише кутом нахилу стінки і ударної хвилі.

На слайді показано, що лінії сітки, яка використовувалась в альтернативній постановці, не співпадали із стінкою розрахункової області.

На цьому слайді зображені поля компонент швидкості, отримані в результаті розрахунків. Зверху – класична постановка, знизу – альтернативна.

На цьому слайді показані поля тиску і густини. Із зображень видно, що результати розв'язку в обох постановках візуально дуже схожі.

Результати кількісного порівняння зображені на цьому слайді у вигляді контурних зображення модуля відносного відхилення.

Білий колір на графіку – це місця, де похибка перевищує 5 відсотків. Вони розташовані саме на поверхнях розриву параметрів потоку, де результат обумовлюється властивостями чисельного методу, а не фізикою процесу. В таблиці наведено значення оцінки відхилення в нормах L_1 L_2 . Вони менше 5%.

Моделювання течії продуктів згоряння було здійснено в одному варіанті геометрії, але за допомогою двох різних інструментів. У першому випадку використовувався Ansys Fluent із неструктурованою сіткою, у другому – розроблена обчислювальна модель та декартова сітка. В обох випадках сітки містили однакову кількість елементів.

Це вже результати моделювання течії продуктів згоряння в камері РРД. На цьому слайді видно, що у потоці явно присутні зони розвороту й розширення потоку, вирівнювання та рівномірної течії продуктів згоряння. Картина течії виглядає фізично.

На цьому слайді представлені поля тиску та густини, отримані в результаті розрахунків.

На цьому слайді представлені поля компонент швидкості. У полі радіальної швидкості видно явну присутність зон прискорення, повороту та плоскопаралельної течії продуктів згоряння.

Результати кількісного порівняння зображені на цьому слайді. Білий колір на графіку – це місця, де похибка перевищує 5 відсотків. В таблиці наведено значення оцінки відхилення у нормах L_1 L_2 . Вони менше 5%. Необхідно зазначити, що розрахунок за допомогою розробленої обчислювальної моделі був здійснений удвічі швидше, ніж за допомогою Ансіс на сітці з однаковою кількістю елементів.

Таким чином, у цьому розділі була розроблена і верифікована обчислювальна модель для моделювання двовимірної течії нев'язкого стисливого газу, яка ґрунтується на використанні декартових сіток і методу скінченних об'ємів.

У розділі 3 було розроблено методику проектування оптимального багатосекційного сопла. У загальному випадку критерієм оптимальності РРД є питомий імпульс. Проте у роботі проектування надзвукового сопла здійснювалось при відомій дозвуковій частині камери та радіусу критичного перерізу. Унаслідок цього масова витрата через сопло вважалась постійною. Тоді єдиним параметром, який впливав на питомий імпульс, виявилась тяга сопла. Тому сопло проектувалось з метою забезпечити максимум тяги.

На цьому слайді зображений загальний вираз для розрахунку сили тяги сопла.

В результаті розгляду сил, що діють на елементарну ділянку сопла був отриманий вираз для осьової складової тяги.

В роботі було отримано узагальнений вираз осьової складової тяги для багатосекційного сопла. Він був отриманий після введення безрозмірних коефіцієнтів альфа у кількості його секцій. Це дало можливість позбавитися залежності від часу. Альфа дорівнює одиниці, коли відповідна секція працює на розрахунковому режимі, і нулю в усіх інших випадках. Ця умова є фізично обґрунтованою, тому що секції сопла з малим значенням тиску розрахункового режиму не створюватимуть тягу при високих значеннях тиску навколишнього середовища, унаслідок відриву потоку.

Для розв'язку задачі оптимізації кожна з секцій апроксимувалась поліномом з показником степеня n . Це дозволило сформувати вектор невідомих, який складався із коефіцієнтів усіх поліномів та довжин секцій.

Умова неперервності контуру сопла в точках зламу дала можливість знизити кількість невідомих задачі. Завдяки їй перші коефіцієнти кожного полінома були виключені із вектору невідомих.

Отже, загальна постановка оптимізаційної задачі пошуку контуру сопла максимальної тяги виглядає так. Конструктивні обмеження на геометричні параметри записані у загальному вигляді.

Основні кроки алгоритму пошуку оптимального контуру зображені на слайді. Розв'язок задачі є ітеративним процесом, який завершується при досягненні заданої точності спроектованого контуру.

За допомогою запропонованої методики було спрофільовано кілька односекційних оптимальних сопел з використанням поліномів 2, 3 та 4 степенів. Верифікація результатів виконувалася шляхом їхнього порівняння з соплами, побудованими методом Рао.

Контур сопла проектувався для одного двигуна-прототипу – РД-107 з відомою геометрією. Це дозволило зафіксувати значення радіусу і кута нахилу контуру до осі сопла на виході з нього і легко отримати перше наближення контуру.

Формальна постановка задачі оптимізації для односекційного сопла показана на слайді. Кількість параметрів, що оптимізувались, залежала від поліному, який апроксимував секцію.

На рисунках наведені результати проектування при використанні другого, третього та четвертого степеню поліному у порівнянні із соплами, побудованими методом Рао.

Порівняння контурів сопел, спроектованих розглянутим методом та методом Рао, здійснювалось шляхом розрахунку максимального модуля відносної розбіжності. З таблиці видно, що його значення не перевищує, грубо кажучи, 3 % при використанні полінома з найменшим показником степеню.

Отже, у третьому розділі була запропонована і верифікована методика проектування оптимального багатосекційного надзвукового сопла.

У четвертому розділі наведено результати проектування багатосекційного сопла. Він також проектувався для двигуна РД-107.

Для оцінки доцільності використання багатосекційного сопла на шуканий контур було накладено одне конструктивне обмеження у вигляді фіксованої довжини. Це дозволило порівняти ефективність застосування багатосекційного сопла із класичним односекційним соплом двигуна.

Для отримання початкового контуру сопла необхідно було визначити розрахункові тиски на зрізі кожної секції. Для цього із застосуванням співвідношень стандартної атмосфери була побудована залежність зміни тиску навколишнього середовища відповідно до зміни висоти польоту ракети. Час роботи двигуна був розділений на два рівних проміжки. Для кожного з них був визначений середній інтегральний тиск навколишнього середовища, значення

якого наведені в таблиці. З їх допомогою та з використанням співвідношень ізотропійної течії було отримано перші наближення радіусів на виході з обох секцій.

Формальна постановка задач, що розв'язувалась, показана на слайді. В результаті її розв'язку було спроектовано контур, зображений на слайді у порівнянні із класичним соплом двигуна РД-107. Праворуч зображена картина течії на двох розрахункових режимах роботи сопла.

Для порівняння ефективності роботи двигуна з соплом з подвійним розширенням та двигуна з класичним соплом був проведений розрахунок зміни тяги під час польоту при використанні обох типів сопл. Отримані значення зображені на графіку. За допомогою них був розрахований питомий імпульс двигуна. Він виявився на 5,2 секунд вищий при застосуванні сопла з подвійним розширенням. Тобто підвищення склало 1,6%.

Отже, у розділі було спроектовано оптимальне багатосекційне сопло для двигуна першого ступеню, яке дозволило підвищити середній питомий імпульс двигуна на 1,6%.

Наприкінці можна зробити висновок, що усі задачі, які було поставлено в дисертаційній роботі, виконано, тобто: запропоновано і верифіковано економічну обчислювальну модель течії продуктів згоряння; розроблено і верифіковано методику проектування оптимальних багатосекційних сопл; спроектовано контур багатосекційного сопла для двигуна першого ступеня. Тому поставлену мету можна вважати досягнутою.

Дякую за увагу.

ЗАПИТАННЯ ТА ВІДПОВІДІ:

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

Де зараз використовуються багатосекційні сопла?

Відповідь: сьогодні велика кількість робіт у напрямку використання багатосекційних сопл виконується у Європейському Союзі. Так для ракети Аріан 5 були проведені дослідження з метою збільшення її ефективності шляхом використання найпростішого багатосекційного сопла – сопла з подвійним розширенням.

Питання: який метод застосовувався для пошуку мінімуму цільової функції?

Відповідь: для пошуку мінімуму цільової функції використовувався метод покоординатного спуску.

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

Чи був кимось застосований підхід, схожий на розширені об'єми, якщо так, то у чому основна відмінність вашого підходу?

Відповідь: так, подібні методи існують і найбільш близьким за своєю ідеєю є «h-box» метод, запропонований Маршою Бергер. Основна відмінність методу розширених об'ємів полягає в тому, що в ньому будується лише один об'єм, який включає в себе всю частину дробового об'єму. У той же час у «h-box» методі

будується по два об'єми на кожній грані дробового об'єму.

Питання: які переваги та недоліки методу розширених об'ємів?

Відповідь: перевага методу розширених об'ємів полягає у зменшеній кількості необхідних обчислень. Так у порівнянні із «h-box» методом кількість розрахунків для одного дробового скінченного об'єму може бути зменшена у 6 разів.

Питання д-р. тех. наук, проф. Давидова С. О.:

Що мається на увазі під словосполученням «економічна методика»?

Відповідь: під ефективною або економічною методикою у подальшому тексті мається на увазі термін *computational efficiency*, який у західній літературі використовують для характеристики чисельних методів з точки зору використання обчислювальних ресурсів та швидкості здійснення розрахунків.

Питання: чи здійснювалось порівняння результатів, отриманих за допомогою вашої обчислювальної моделі, із експериментальними даними?

Відповідь: результати, отримані за допомогою розробленої обчислювальної моделі, були порівняні з результатами існуючих чисельних та теоретичних методів. Порівняння результатів з експериментом не було здійснено.

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

Що мається на увазі під терміном «багатосекційне сопло»?

Відповідь: багатосекційне сопло – сопло, яке складається із декількох профільованих секцій, які з'єднуються між собою у точці зламу контуру. На відміну від класичних, односекційних, сопел, які проєктуються на один режим оптимальної роботи, багатосекційне сопло має декілька таких режимів у залежності від кількості його секцій.

Питання: чи можна розглядати таке сопло з розсувними механізмами, як у твердопаливних двигунах?

Відповідь: таке сопло може бути використане для твердопаливних двигунів, але при застосуванні розглянутої методики для його проєктування у такому випадку необхідно припустити відсутність впливу твердих частинок та К-фази на потік продуктів згоряння та той факт, що проєктування згідно з методикою відбувається для сопла, як для суцільної конструкції, до якої лише потім можна вводити необхідні розсувні механізми.

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

Чому на слайдах присутнє слово «камера», хоча ваша робота спрямована на розрахунки сопла?

Відповідь: питання полягає у термінології, яка була прийнята у роботі. Під камерою у дисертації мається на увазі камера згоряння, дозвукова та надзвукова частини сопла.

Питання д-р. тех. наук, проф. Алексєєнко С. В.:

Питання: Ansys Fluent передбачає виконання розрахунків у

паралельний спосіб. Чи є така можливість у написаній вами програмі, де реалізується запропонована обчислювальна модель?

Відповідь: реалізація розробленої обчислювальної моделі може бути виконана з урахуванням можливості здійснення розрахунків у паралельний спосіб. Проте представлені чисельні результати були отримані в однопоточному режимі розрахунку як в Ansys Fluent, так і у розробленій програмі.

Питання: що мається на увазі під твердженням, що багатосекційне сопло в кожний момент часу працює в оптимальному режимі?

Відповідь: під час роботи було зроблене припущення, що процес переходу від одного оптимального режиму роботи сопла до іншого відбувається миттєво, тому проектування кожної секції здійснювалось на відповідному розрахунковому режимі. А спроектоване сопло мало кількість оптимальних режимів по кількості його секцій.

ВИСТУП НАУКОВОГО КЕРІВНИКА:

В. Л. Бучарський, канд. тех. наук, доц. кафедри двигунобудування

Дубровський Іван Дмитрович закінчив магістратуру на кафедрі двигунобудування Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара у 2020 р. з відзнакою. Під час навчання в університеті Дубровський І.Д. проявив себе як сумлінний студент, зайняв II місце у Всеукраїнській студентській олімпіаді за напрямом «Ракетні двигуни», у квітні 2017 року Дубровський І. Д. став лауреатом конкурсу «Авіатор 2017», двічі був стипендіатом фонду президента України Кучми Л. Д. З першого курсу бакалаврату Дубровський І.Д. цікавився обчислювальним моделюванням течій рідини та газу та інтенсивно займався самоосвітою. Починаючи з четвертого курсу університету, він почав вирішувати задачі, пов'язані з процесами в камерах рідинних ракетних двигунів, а в магістратурі опублікував першу статтю у фаховому виданні за темою його дисертації.

Темою детонаційних двигунів почав цікавитись з другого курсу навчання. В аспірантурі почав поглиблюватись у тему дослідження детонаційних двигунів. Детонаційні двигни мають ряд суттєвих переваг, порівняно з відомими рідинними ракетними двигунами. Вони дають можливість застосовувати простіші схемні рішення та збільшити ефективність двигунної установки в цілому. Використання такого типу двигунів у наш час є доцільним. Тому вирішення однієї з важливих технічних задач розробки детонаційних двигунів – розробка системи охолодження камери двигуна є вкрай актуальною темою дослідження.

Дисертаційна робота відповідає напряму держбюджетної науково-дослідної роботи Дніпровського національного університету ім. Олеся Гончара: «Дослідження процесів у двигунних та енергетичних установках космічної техніки та енергетичних системах господарчого призначення на базі нетрадиційних джерел енергії» (номер держреєстрації 0119U101165, ФТФ-26-19, 2019–2021), що підтверджує актуальність теми дисертації.

Метою дисертаційної роботи Дубровського І. Д. є розробка ефективної методики проектування багатосекційного надзвукового сопла рідинного ракетного двигуна, яке забезпечуватиме максимальну тягу при заданих конструктивних обмеженнях, із використанням методів обчислювального моделювання. Для досягнення поставленої мети успішно вирішена низка наукових задач, а саме: розроблено новий метод постановки граничних умов на криволінійній стінці при обчислювальному моделюванні течій газу на ортогональній системі контрольних об'ємів, запропоновано нову економічну обчислювальну модель внутрішніх течій нев'язкого стисливого газу, і, як результат всього дослідження, розроблено методику проектування надзвукового сопла максимальної тяги неklasичної форми з можливістю врахування конструктивних обмежень, накладених на геометричні параметри сопла. Результати тестування усіх отриманих моделей, методів та методик показали їх добру якісну та кількісну відповідність результатам, які були отримано за допомогою класичних підходів та розповсюджених комерційних пакетів програм. Зазначу також, що всі результати дисертаційної роботи отримано за допомогою програмного забезпечення, яке було створено особисто здобувачем на алгоритмічній мові C++ у середовищі Qt, що підвищує практичну цінність роботи.

Наукова новизна дослідження та одержаних результатів.

Дисертантом досліджено можливість використання декартових сіток для виконання розрахунків при криволінійній границі розрахункової області. А шляхом побудови у локальній системі координат, пов'язаній із криволінійною границею області, нового розширеного об'єму з розміром не менше звичайного скінченного об'єму було показано можливість без зменшення стійкості розрахунку точно враховувати криволінійну границю розрахункової області при використанні декартових сіток.

Здобувачем отримано узагальнену формулу для розрахунку осьової складової сили тяги, яка містить безрозмірні коефіцієнти у кількості секцій сопла в інтегралі тяги, що дозволяє здійснювати розрахунки для багатосекційного сопла в залежності від кількості секцій, працюючих на розрахунковому режимі.

Дисертантом було проаналізовано траєкторію польоту першого ступеню ракети-носія. За допомогою отриманих результатів було спроектовано контур багатосекційного сопла, яке забезпечує максимальну тягу при заданих конструктивних обмеженнях, що дозволило збільшити питомий імпульс рідинного ракетного двигуна.

Достовірність отриманих результатів чисельного моделювання перевірена шляхом їх порівняння з результатами розрахунків за відомими аналітичними моделями та результатами математичного моделювання інших авторів. Дубровський І. самостійно опанував сучасні методи моделювання з використанням комп'ютерних CFD технологій, а також отримав необхідні навички для написання власного пакету програм на мові C++ для розрахунку нев'язких двовимірних потоків стисливого газу постійного хімічного складу.

Практичне значення.

З допомогою розробленої обчислювальної моделі двовимірних внутрішніх течій продуктів згоряння у соплах рідинних ракетних двигунів, можна

здійснювати розрахунок довільних внутрішніх течій нев'язкого стисливого газу постійного хімічного складу. Її використання дозволяє здійснювати чисельне моделювання двовимірної течії нев'язкого стисливого газу швидше, аніж використання існуючих моделей, які реалізовано в комерційних пакетах програм. Це пов'язано із застосуванням декартових сіток та методу розширених об'ємів для постановки граничних умов на криволінійній границі розрахункової області,

Застосування розроблених моделей, методів та алгоритмів дозволяє автоматизувати процес побудови оптимального контуру багатосекційного сопла.

Публікація основних результатів дисертації. Основні матеріали дисертаційної роботи відображено у 5 наукових статтях: 2 статті у журналі, який індексується у наукометричній базі Scopus, та 3 статті у вітчизняних фахових виданнях категорії Б. Одна з фахових статей є одноосібною. Апробацію наукових результатів було проведено шляхом доповіді їх на 4-х міжнародних та одній вітчизняній науково-практичних конференціях.

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

На підставі вищенаведеного та особистого досвіду спілкування зі здобувачем можна зробити висновок, що за своєю актуальністю, обсягом виконаних досліджень, науковою новизною, достовірністю одержаних результатів, обґрунтованістю висновків, оформленням роботи, оприлюдненню та апробації отриманих результатів дисертація Дубровського Івана Дмитровича на тему «Розробка економічної методики проектування надзвукової частини камери рідинного ракетного двигуна методами обчислювального моделювання» відповідає кваліфікаційним вимогам щодо дисертацій на здобуття вченого ступеня доктора філософії, а її автор, Дубровський Іван Дмитрович, заслуговує на присудження ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

ВИСНОВОК

Актуальність теми дисертації. Важливою частиною камери кожного рідинного ракетного двигуна є надзвукове сопло. Від ефективності його роботи залежить якість перетворення потенціальної енергії продуктів згоряння в кінетичну, що напряму впливає на створення тяги двигуном. Класичні профільовані сопла на сьогодні вичерпали можливості геометричної оптимізації свого контуру та досягли границі ефективності у своєму застосуванні. Крім цього, їхнє використання в умовах значної зміни висоти польоту ракети-носія призводить до суттєвих втрат ефективності, оскільки більшу частину польоту вони працюють у нерозрахунковому режимі. Для подолання цього недоліка можуть бути використані сопла нової форми, які підлаштовуються під умови навколишнього середовища. Основні їхні переваги полягають у відсутності рухомих частин у конструкції та можливості автоматичної

зміни режиму роботи в залежності від висоти польоту. З цих причин на сьогодні актуальним питанням є проектування сопел нової форми, зокрема, багатосекційних, найпростішим прикладом із яких є сопло з подвійним розширенням.

На сьогодні існує обмежена кількість методик проектування контурів таких сопел. Їхніми основними недоліками є складність отримання контуру сопла, що забезпечуватиме максимальну тягу, неможливість здійснювати розрахунки при наявності конструктивних обмежень на геометричні характеристики сопла та відсутність ефективних способів розрахунку. У результаті це призводить до зменшення ефективності роботи спроектованих сопел, зниженню універсальності методики проектування та збільшенню часу на проектування. Тому пріоритетною стає задача створення швидкого з точки зору розрахунків методу проектування ефективних надзвукових багатосекційних сопел.

Затвердження теми та плану дисертації. Тема дисертації «Розробка економічної методики проектування надзвукової частини камери рідинного ракетного двигуна методами обчислювального моделювання» затверджена вченою радою Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара, науковим керівником призначено кандидата технічних наук, доц. В. Л. Бучарського (протокол № 4 від 19.11.2020 р.).

Зв'язок роботи з науковими програмами, планами, темами. Дисертаційна робота виконана в межах держбюджетної науково-дослідної роботи ДНУ «Дослідження процесів у двигунних та енергетичних установках космічної техніки та енергетичних системах господарчого призначення на базі нетрадиційних джерел енергії», номер держреєстрації 0119U101165, ФТФ-26-19, 2019–2021.

Особистий внесок автора. Автором був проведений критичний аналіз сучасних методик проектування контурів сопел рідинних ракетних двигунів та методів обчислювальної газової динаміки, що використовуються для моделювання процесів у камері рідинних ракетних двигунів; розроблений концепт постановки граничних умов методом розширеного об'єму; розроблена обчислювальна модель для моделювання газодинамічних процесів у камері рідинних ракетних двигунів та здійснено її алгоритмізацію в середовищі Qt; розроблена методика проектування надзвукових сопел максимальної тяги здійснено її алгоритмізацію в середовищі Qt.

Ступінь обґрунтованості наукових положень, висновків і рекомендацій, які сформульовані в дисертації. Достовірність забезпечується їхнім узгодженням із відомими та доступними результатами, які були отримані за допомогою існуючих та перевірених методів розрахунку.

Наукова новизна одержаних результатів:

– шляхом побудови у локальній системі координат, пов'язаній із криволінійною границею області, нового розширеного об'єму з розміром не менше звичайного скінченного об'єму вперше доведено можливість без зменшення стійкості розрахунку точно враховувати криволінійну границю розрахункової області при використанні декартових сіток;

– вперше отримано узагальнену формулу для розрахунку осьової складової сили тяги, яка містить безрозмірні коефіцієнти у кількості секцій сопла в

інтегралі тяги, що дозволяє здійснювати розрахунки для багатосекційного сопла в залежності від кількості секцій, працюючих на розрахунковому режимі;

- з використанням розробленої методики, яка ґрунтується на розв’язанні задачі оптимізації та використанні методів обчислювального моделювання, з урахуванням траєкторії польоту ракети-носія вперше спроектовано контур багатосекційного сопла, яке забезпечує максимальну тягу при заданих конструктивних обмеженнях, що дозволило збільшити середній за траєкторією питомий імпульс рідинного ракетного двигуна.

Практичне значення результатів дослідження:

- розроблено обчислювальну модель двовимірних внутрішніх течій продуктів згоряння у соплах рідинних ракетних двигунів, яка може використовуватися для розрахунку довільних внутрішніх течій нев’язкого стисливого газу постійного хімічного складу;

- використання розробленої обчислювальної моделі, яка базується на застосуванні декартових сіток та методу розширених об’ємів для постановки граничних умов на криволінійній границі розрахункової області, дозволяє здійснювати чисельне моделювання двовимірної течії нев’язкого стисливого газу швидше, аніж існуючі моделі, які реалізовано в комерційних пакетах програм;

- застосування розроблених моделей, методів та алгоритмів дозволяє автоматизувати процес побудови оптимального контуру багатосекційного сопла

Повнота викладення матеріалів дисертації в опублікованих працях та особистий внесок у них автора. Результати досліджень відображено у 10 наукових публікаціях: 5 статей (2 статті, що індексується у наукометричній базі Scopus; 3 статті у вітчизняних фахових виданнях категорії Б, одна з яких без співавторів), 5 матеріалів міжнародних та вітчизняних конференцій.

Публікації Дубровського І. Д. 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:

Список публікацій, у яких опубліковано основні наукові результати дисертації.

1. Дубровский И. Д., Бучарский В. Л. Метод постановки граничных условий при численном решении задач газодинамики в областях сложной формы. *System Design and Analysis of Aerospace Technique Characteristics*. 2022. Т. 27, № 2. С. 27–34. URL: <https://doi.org/10.15421/471920> (особистий внесок: здійснення аналізу літературних джерел, проведення чисельного моделювання та обробка отриманих результатів). (Фахова, категорії Б).

2. Dubrovskiy I., Bucharskiy V. The application of the extended cells method to simulate the flow of combustion gases in the lpre chamber. *Journal of Rocket-Space*

Technology. 2023. Vol. 31, no. 4. P. 32–39. URL: <https://doi.org/10.15421/452305> (особистий внесок: розробка математичної моделі, проведення чисельного моделювання та обробка отриманих результатів). (Фахова, категорії Б).

3. Дубровський І. Д. Результати проектування надзвукового сопла з подвійним розширенням для рідинного ракетного двигуна першого ступеня методами обчислювального аналізу. *Aerospace Technic and Technology*. 2023. № 6. С. 14–21. URL: <https://doi.org/10.32620/akt.2023.6.02> (Фахова, категорії Б).

4. Dubrovskiy I., Bucharskiy, V. Development of a method of extended cells for the formulation of boundary conditions in numerical integration of gas dynamics equations in the domains of a curvilinear shape. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2020. Vol. 5, no. 7(107). P. 74–82. URL: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2020.213795> (особистий внесок: аналіз літературних джерел, розробка методу, проведення чисельного моделювання та обробка результатів). (Scopus).

5. Dubrovskiy I., Bucharskiy V. Devising a method to design supersonic nozzles of rocket engines by using numerical analysis methods. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2023. Vol. 6, no. 1(126). P. 61–67. URL: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2023.290583> (особистий внесок: здійснення аналізу літературних джерел, розробка методики проектування, проведення чисельного моделювання та обробка отриманих результатів). (Scopus).

Список публікацій, які засвідчують апробації матеріалів дисертації

1. Дубровський І. Д., Бучарський В. Л. Метод постановки граничних умов при численному розв'язанні задач газодинаміки в областях складної форми. *XXI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос»*: Збірник тез., м. Дніпро, 10–12 квітня 2019 р. / Нац. центр аерокосмічної освіти молоді ім. О. М. Макарова. Дніпро, 2019. С. 130. Форма участі: очна. (особистий внесок: проведення чисельного моделювання та обробка отриманих результатів)

2. Дубровський І. Д., Бучарський В. Л. Моделирование процессов в камере ракетного двигателя на жидком топливе в невязкой постановке. *6-а Міжнародна науково-практична конференція «International forum: Problems and scientific solutions»*, м. Мельбурн, 6–8 листопада 2020 р. / CSIRO Publishing House. Мельбурн, 2020. С. 708–712. Форма участі: дистанційна. (особистий внесок: проведення чисельного моделювання та обробка отриманих результатів)

3. Дубровський І. Д., Бучарський В. Л. Вплив граничних умов на виході з розрахункової області на результати чисельного моделювання течії продуктів згоряння у камері РРД. *XXIV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і Космос»*: Збірка тез., м. Дніпро, 25–27 травня 2022 р. / Нац. центр аерокосмічної освіти молоді ім. О. М. Макарова. Дніпро, 2022. С. 98. Форма участі: дистанційна. (особистий внесок: проведення чисельного моделювання та обробка отриманих результатів)

4. Дубровський І. Д., Бучарський В. Л. Використання методу розширених об'ємів для чисельного моделювання надзвукової течії газу в областях з різною геометрією. *XXV Міжнародна молодіжна науково-практична конференція*

«Людина і Космос»: Збірник тез., м. Дніпро, 12–14 квітня 2023 р. / Нац. центр аерокосмічної освіти молоді ім. О. М. Макарова. Дніпро, 2023. С. 144–145. Форма участі: очна. (особистий внесок: проведення чисельного моделювання та обробка отриманих результатів)

5. Dubrovskiy I., Bucharskiy V. Statement of the problem of designing a liquid rocket engine dual bell nozzle of the maximum thrust using the direct method of the calculus of variations. *Challenges and issues of modern science: All-Ukrainian Scientific and Practical Conference materials*. Dnipro, 31 May 2023 / Oles Honchar Dnipro National University. Dnipro, 2023. P. 22–28. Форма участі: дистанційна. (особистий внесок: виведення цільової функції для багатосекційного сопла)

На підставі заслуховування та обговорення доповіді І. Д. Дубровського про основні положення дисертаційної роботи, питань та відповідей на них, виступів фахівців

УХВАЛИЛИ:

1. Вважати, що за актуальністю, ступенем новизни, обґрунтованості, наукової та практичної цінності здобутих результатів дисертація Дубровського Івана Дмитровича на тему «Розробка економічної методики проектування надзвукової частини камери рідинного ракетного двигуна методами обчислювального моделювання», подана на здобуття ступеня доктора філософії зі спеціальності 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка, відповідає вимогам «Порядку присудження ступеня доктора філософії та скасування рішення разової спеціалізованої вченої ради закладу вищої освіти, наукової установи про присудження ступеня доктора філософії» (Постанова Кабінету Міністрів України від 12.01.2022 р. № 44 (зі змінами)).

2. Рекомендувати дисертацію Дубровського Івана Дмитровича на тему «Розробка економічної методики проектування надзвукової частини камери рідинного ракетного двигуна методами обчислювального моделювання» до захисту в спеціалізованій вченій раді для разового захисту дисертації на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

3. Рекомендувати вченій раді університету розглянути питання про створення спеціалізованої вченої ради для разового захисту дисертації на здобуття ступеня доктора філософії зі спеціальності 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка Дубровського Івана Дмитровича у складі:

№	Прізвище, ім'я, по батькові	Місце основної роботи, підпорядкування, посада	Науковий ступінь, шифр, назва спеціальності, за якою захищена дисертація, рік присудження	Вчене звання (за спеціальністю, кафедрою), рік присвоєння	Наукові публікації, опубліковані за останні п'ять років, за науковим напрямом, за яким підготовлено дисертацію здобувача
1	2	3	4	5	6
1	Давидов Сергій Олександрович (голова)	Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Міністерство освіти і науки України, професор кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій	Доктор технічних наук, 05.07.02 - проектування, виробництво та випробування літальних апаратів, 2009 р.	професор кафедри проектування і конструкцій літальних апаратів, 2011 р.	<p>1. Pozdnuyshev M.O., Davydov S.A. Experimental research on hydraulic resistance of deformed woven meshes // Науковий вісник національного гірничого університету – Дніпро, 2020. – № 5 – С. 75 – 81. ISSN (print) 2071-2227, ISSN (online) 2223-2362. https://doi.org/10.33271/nvngu/2020-5/075. (стаття Scopus).</p> <p>2. Давидов С.О., Журавель П.І., Кривенко А.А., Левченко В.Ю. Вплив температури на працездатність паливної системи космічних літальних апаратів // «Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки» - Збірник наукових праць. – Дніпро, 2022. – Т. 30. – С. 3-13. – ISSN (print) 2524-0188, ISSN (online) 2524-0196. https://doi.org/10.15421/472201. (стаття фахова, категорія Б).</p> <p>3. Давидов С.О., Давидова А.В., Склярський Ш.А., Чуприна А. А. Математичне моделювання взаємодії сітчастих розділювачів фаз с газовими пузирями в умовах змінного поля масових сил // «Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки» - Збірник наукових праць. – Дніпро, 2021. – Т. 29. – С. 23-38. – ISSN (print) 2524-0188, ISSN (online) 2524-0196. https://doi.org/10.15421/472109. (стаття фахова, категорія Б).</p>
2	Стрельников Геннадій Опанасович (опонент)	Інститут технічної механіки національної академії наук України, Міністерс	доктор технічних наук, 05.05.03 – двигуни та енергетичні установки, 1995 р.	професор, 05.05.03 – двигуни та енергетичні установки, 2011 р.	1. Стрельников Г. О., Ігнат'єв О. Д., Прядко Н. С., Василів С. С. Керування газовими потоками в ракетних двигунах // Технічна механіка. – Дніпро, 2021. – № 2. – С. 60–77. ISSN (Print): 1561-9184, ISSN (Online): 2616-6380. https://doi.org/10.15407/itm2021.02.060 . (стаття фахова, категорія Б).

№	Прізвище, ім'я, по батькові	Місце основної роботи, підпорядкування, посада	Науковий ступінь, шифр, назва спеціальності, за якою захищена дисертація, рік присудження	Вчене звання (за спеціальністю, кафедрою), рік присвоєння	Наукові публікації, опубліковані за останні п'ять років, за науковим напрямом, за яким підготовлено дисертацію здобувача
1	2	3	4	5	6
		тво освіти і науки України, виконуючий обов'язки завідувача відділу термогазо динаміки енергетичних установок			<p>2. Василів С. С., Стрельников Г. О. Керування вектором тяги ракетного двигуна вдувом продуктів детонації в надзвукову частину сопла // Технічна механіка. – Дніпро, 2020. – № 4. – С. 29–34. ISSN (Print): 1561-9184, ISSN (Online): 2616-6380. https://doi.org/10.15407/itm2020.04.029. (стаття фахова, категорія Б).</p> <p>3. Тернова К. В., Стрельников Г. О., Прядко Н. С., Катренко М. О. Вплив довжини скороченого сопла з насадком на тягові характеристики // Технічна механіка. – Дніпро, 2022. – № 4. – С. 26–34. ISSN (Print): 1561-9184, ISSN (Online): 2616-6380. https://doi.org/10.15407/itm2022.04.026. (стаття фахова, категорія Б).</p>
3	Алексеевко Сергій Вікторович (опонент)	Національний технічний університет «Дніпровська політехніка» Міністерство освіти і науки України, професор кафедри технологій машинобудування та матеріалознавства	доктор технічних наук, 01.02.05 – механіка рідини, газу та плазми, 2020 р.	професор кафедри механотроніки, 2022 р.	<p>1. Nakashydz L., Gabrinets V., Mitikov Yu., Alekseyenko, S., Liashenko, I. Determination of features of formation of energy supply systems with the use of renewable energy sources in the transition period // Eastern-European journal of enterprise technologies. – 2021. – Vol. 5, № 8 (113). – С. 23–29. https://doi.org/10.15587/1729-4061.2021.243112 (стаття Scopus).</p> <p>2. Alekseyenko S., Dreus A., Dron M., Brazaluk O. Numerical study of aerodynamic characteristics of a pointed plate of variable elongation in subsonic and supersonic gas flow // Journal of advanced research in fluid mechanics and thermal sciences. – 2022. – Vol. 96, № 2. – С. 88–97. https://doi.org/10.37934/arfmts.96.2.8897 (стаття Scopus)</p> <p>3. Alekseyenko, S. Determining the influence of icing on the aircraft // Journal of Rocket-Space Technology – 2021. – Vol 29, № 4. – С. 166-178.</p>

№	Прізвище, ім'я, по батькові	Місце основної роботи, підпорядкування, посада	Науковий ступінь, шифр, назва спеціальності, за якою захищена дисертація, рік присудження	Вчене звання (за спеціальністю, кафедрою), рік присвоєння	Наукові публікації, опубліковані за останні п'ять років, за науковим напрямом, за яким підготовлено дисертацію здобувача
1	2	3	4	5	6
		двигунобудування			(стаття фахова, категорія Б). 3. Aksonov O., Zolotko O., Marchenko O. On the determination of the specific heat flux value in a pulse detonation engine's chamber // Journal of Rocket-Space Technology. – 2023. – Vol. 31, № 4. – P. 20–25. https://doi.org/10.15421/452303 (стаття фахова, категорія Б).

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

Результати відкритого голосування:

«За» – 14 осіб.

«Проти» – немає.

«Утрималися» – немає.

Рішення прийнято одногосно.

Заступник голови
міжкафедрального семінару



Микола ДРОНЬ

Секретар



Анжеліка ДАВИДОВА