

РЕЦЕНЗІЯ

на дисертацію Дубровського Івана Дмитровича
«Розробка економічної методики проектування надзвукової частини камери
рідинного ракетного двигуна методами обчислювального моделювання»,
подану на здобуття ступеня доктора філософії
зі спеціальності 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Актуальність теми дисертації.

Підвищення вимог до характеристик сучасних та перспективних ракетних двигунів обумовлює необхідність розробки камер з високими параметрами, які значною мірою визначаються ступенем розширення сопла. При високій ступені розширення сопла реалізуються режими з перерозширенням потоку, з його відривом від стінки сопла, з утворенням ударних хвиль та зворотних течій. Тому задача дослідження ефективних способів керування відривом потоку, до одного з яких відноситься застосування багатосекційного надзвукового соплового насадка, є важливою та своєчасною, а тема дисертації - актуальною.

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

Тема дисертації 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», 2019-2021 роки (номер державної реєстрації 0119U101165), що підтверджує актуальність теми дисертації. Дубровському І.Д. належить (у співавторстві) розділ «Моделювання процесів в камері рідинного ракетного двигуна в нев'язкій постановці» заключного звіту зазначеної НДР.

Метою дисертаційної роботи є розробка методики проектування надзвукової частини камери рідинного ракетного двигуна, заснованої на використанні результатів обчислювального експерименту.

Наукова новизна отриманих автором результатів.

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

1. За допомогою запропонованого методу розширених об'ємів доведена можливість достатньо точної апроксимації криволінійної границі розрахункової області з використанням декартової системи координат без зменшення стійкості розрахунку.

2. На основі розробленої автором методики спроектовано контур багатосекційного сопла, яке забезпечує підвищення питомого імпульсу тяги двигуна у порівнянні з класичним профільованим соплом Лавалю.

3. Отримано узагальнену формулу для розрахунку осьової складової сили тяги багатосекційного сопла.

Практичне значення одержаних результатів полягає в тому, що використання запропонованої здобувачем математичної моделі двовимірної нев'язкої течії продуктів згоряння та розробленої ним методики проектування дозволяє автоматизувати побудову оптимального контуру багатосекційного сопла. При цьому тривалість процесу чисельного моделювання та витрати машинного часу зменшуються у декілька разів у порівнянні з існуючими моделями, які реалізовано у відомих пакетах прикладних обчислювальних програм, без суттєвої втрати точності розрахунків.

Ступінь обґрунтованості наукових положень, висновків та їх достовірність.

Запропоновані автором моделі та методики розрахунку параметрів ракетного двигуна побудовані з використанням загально визнаних положень теорії рідинних ракетних двигунів. При цьому забезпечується коректність математичних постановок задач. Запропоновані нові алгоритми розв'язання поставлених задач спираються на обґрунтовані та апробовані числові методи. Достовірність отриманих числових результатів розв'язків задач перевірена

шляхом їх порівняння з результатами тестових задач та з результатами моделювання, проведеного з використанням відомих комерційних пакетів програм, наприклад, Ansys.

Аналіз змісту дисертації.

Дисертація складається з анотації, вступу, чотирьох розділів, висновків і списку використаних джерел. Загальний обсяг дисертації – 117 сторінок, 40 рисунків та 17 таблиць, список використаних джерел – 83 позиції.

У першому розділі дисертаційного дослідження автор аналізує відомі методики проектування надзвукових сопел рідинних ракетних двигунів. Автор доводить, що методики, які ґрунтуються на розв’язку оптимізаційних задач, мають переваги над іншими, оскільки дозволяють отримати контур сопла з більш високими імпульсними характеристиками. Також у цьому розділі розглянуто методи чисельного моделювання двовимірної течії нев’язкого стисливого газу. У результаті проведеного аналізу здобувач формулює критерії, яким має відповідати ефективна методика проектування.

У другому розділі дослідження представлена обчислювальна модель процесу течії продуктів згоряння у камері двигуна. Зазначена модель ґрунтується на системі двовимірних нестационарних нелінійних рівнянь Ейлера та рівнянні Менделєєва-Клапейрона. Для чисельного розв’язку системи використовується явний метод скінченних об’ємів при дискретизації розрахункової області за допомогою декартової регулярної сітки. Для збереження стійкості процесу явного інтегрування рівнянь системи на криволінійній границі розрахункової області запропоновано використовувати метод розширених об’ємів. У локальній до стінки сопла системі координат будується новий розширений об’єм з розміром, не меншим розміру звичайного скінченного об’єму. Такий підхід дозволив враховувати криволінійність границі розрахункової області без втрати стійкості обчислень. Наведені результати верифікації розробленої математичної моделі, отримані шляхом розв’язку декількох тестових задач, що підтверджує її достовірність.

У третьому розділ дисертаційної роботи представлено результати проектування оптимальних односекційних надзвукових сопел за новою методикою. Кожна секція сопла апроксимується степеневим поліномом коефіцієнти якого визначаються у процесі розв'язання оптимізаційної задачі. Коректність отриманих результатів підтверджена шляхом порівняння побудованого за новою методикою контуру сопла з контуром, отриманими методом Rao.

У четвертому розділі дослідження згідно із запропонованою методикою було вперше спроектовано багатосекційне надзвукове сопло, яке забезпечує підвищення питомого імпульсу тяги двигуна першого ступеня ракети-носія на 1,6 % у порівнянні із соплом класичного профілю.

Аналіз структури дисертації свідчить про її відповідність поставленим задачам та меті наукового дослідження.

Наприкінці кожного розділу дисертаційної роботи наведено висновки, які розкривають сутність проведеного дослідження. У загальних висновках дисертації представлені основні отримані автором результати, які адекватно відображають наукові та практичні досягнення автора.

У ході ознайомлення з текстом дисертації та публікаціями здобувача порушень академічної доброчесності не виявлено.

Дисертаційна робота Дубровського Івана Дмитровича «Розробка економічної методики проектування надзвукової частини камери рідинного ракетного двигуна методами обчислювального моделювання» повністю відповідає спеціальності 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

Публікація та апробація основних результатів дисертації.

Основні матеріали дисертаційної роботи відображено у 5 наукових статтях: дві статті у журналах, які індексуються у наукометричній базі Scopus, та 3 статті - у фахових виданнях категорії Б. Одна з фахових статей є одноосібною. Результати проведеного дослідження обговорювались на міжнародних та вітчизняних науково-практичних конференціях: на 6-ій

Міжнародній науково-практичній конференції «International forum: Problems and scientific solutions» (м. Мельбурн, 6–8 листопада 2020 р.), на XXI, XXIV та XXV Міжнародних науково-практичних конференціях «Людина і Космос» (Дніпро, 2019, 2022, 2023), на I Всеукраїнській конференції «Challenges and issues of modern science: All-Ukrainian Scientific and Practical Conference materials» (Дніпро, 2023), що підтверджує апробацію результатів дослідження.

Зауваження до дисертації

1. Точність визначення величини тяги за наявністю стрибка ущільнення у соплі може виявитися недостатньою. У такому випадку необхідно застосовувати інші методики оцінки сили тяги за більш точними моделями або емпіричні співвідношення.

2. З аналізу рис. 4.5 витікає, що при визначенні максимальної тяги використання у якості конструктивного обмеження тільки довжини сопла є недостатнім. Доцільним є застосування додаткових параметрів, таких, як габаритні розміри, маса сопла і т. ін.

3. Вибір координати точки зламу двоконтурного сопла є недостатньо обґрунтованим.

Загальні висновки.

Дисертація Дубровського Івана Дмитровича «Розробка економічної методики проєктування надзвукової частини камери рідинного ракетного двигуна методами обчислювального моделювання» є завершеним самостійним науковим дослідженням.

Вважаю, що за новизною, актуальністю, обсягом та практичним значенням дисертаційна робота Дубровського Івана Дмитровича «Розробка економічної методики проєктування надзвукової частини камери рідинного ракетного двигуна методами обчислювального моделювання» відповідає вимогам «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, а її автор, заслуговує на присудження ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

Рецензент:

кандидат технічних наук, доцент,
доцент кафедри двигунобудування
Дніпровського національного
університету імені Олеся Гончара



Олександр ЗОЛОТЬКО

Підпис доцента Олександра ЗОЛОТЬКО засвідчую:
Вчений секретар вченої ради
Дніпровського національного
університету імені Олеся Гончара,
кандидат фізико-математичних наук, доцент



Тетяна ХОДАНЕН