

ВІДГУК

офіційного опонента на дисертаційну роботу

Аксьонова Олександра Сергійовича

«Розробка ефективної системи охолодження камери рідинного ракетного детонаційного двигуна»

подану на здобуття наукового ступеня доктора філософії
за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка

Актуальність обраної теми дослідження

Детонаційні двигуни - один із основних видів ракетних та авіаційних двигунів наступного покоління. Застосування такого виду двигунів дозволяє відмовитися від турбонасосної системи постачання палива та здійснити перехід до більш простої та надійної витискної системи. За потужністю об'ємного тепловиділення детонаційні двигуни на декілька порядків перевищують аналогічний показник для авіаційних та ракетних двигунів, які працюють за циклом Брайтона. Виділення енергії з високою швидкістю при детонаційному режимі горіння дає можливість суттєво знизити габаритні розміри та масу двигунної установки.

Практичне застосування детонаційних двигунів вимагає розв'язання деяких складних технічних задач, однією з яких є задача надійного охолодження конструкції камери двигуна, яка піддається значному термічному навантаженню. Вимоги до системи охолодження камери детонаційного двигуна більш складні на відміну від вимог до систем охолодження камер рідинних ракетних двигунів. Особливості перебігу детонаційного процесу мають значний вплив на інтенсифікацію теплообміну між продуктами детонації та стінками камери. Додатковим обмеженням є температура самозаймання паливної суміші, яка зазвичай є нижчою від температури, яку здатний витримати матеріал стінки камери. Самозаймання паливної суміші може призвести до деградації процесу детонаційного горіння та переходу до дефлаграційного горіння. Тому тема розробки ефективної системи охолодження камери детонаційного двигуна є актуальною.

Актуальність теми дисертаційної роботи також підтверджується її зв'язком з тематикою наукових робіт Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара. Дисертаційна робота виконана в межах держбюджетної науково-дослідної роботи ДНУ № 0119U101165 «Дослідження процесів у двигунних та енергетичних установках космічної техніки та енергетичних системах господарчого призначення на базі нетрадиційних джерел енергії».

Метою роботи є дослідження термогазодинамічних процесів у камері імпульсного детонаційного двигуна (ДД), розробка інженерної методики для визначення теплового режиму камери ДД та розробка ефективної системи охолодження камери імпульсного детонаційного двигуна.

Особистий внесок здобувача в отриманні наукових результатів, наданих в дисертаційній роботі

Особистий внесок здобувача полягає в аналізі стану теми дослідження, формулюванні мети та задач дослідження; обґрунтуванні методів та моделей, обраних для проведення обчислювального експерименту; кількісному та якісному аналізу отриманих результатів; написанні та оформленні статей та доповідей на наукових конференціях. Розробка нових систем охолодження камери двигуна проводилась за безпосередньої участі здобувача. Результати розрахункових та теоретичних досліджень, які виносяться на захист, отримані автором самостійно

Обґрунтованість і достовірність наукових положень, висновків та рекомендацій

Обґрунтованість і достовірність забезпечується коректністю та чіткістю постановок задач дослідження, узгодженням отриманих результатів з відомими експериментальними даними та теоретичними моделями. Результати проведеного обчислювального експерименту відповідають дійсній фізичній картині детонації.

Структура та обсяг дисертації

Дисертаційна робота включає в себе вступ, чотири розділи, висновки, список використаних літературних джерел інформації (66 джерел), та додаток. Загальний обсяг дисертації складає 151 сторінку. У роботі міститься 71 рисунок та 7 таблиць.

У вступі описано мету та основні задачі дослідження, наукову новизну та практичне значення отриманих результатів, представлено перелік публікацій та апробацій роботи за темою дисертації.

Перший розділ відображає сучасний стан розвитку досліджень детонаційних двигунів. Проведено аналіз доступних літературних джерел за темою дисертації. Результат проведеного аналізу вказує на існуючі проблеми у розробці імпульсних детонаційних двигунів та дає можливість сформулювати основні задачі дослідження.

У другому розділі дисертаційної роботи представлено опис процесів, які протікають всередині камери імпульсного детонаційного двигуна. Проведено чисельне дослідження параметрів детонаційного потоку та представлено порівняння отриманих результатів моделювання з даними, розрахованими за відомою аналітичною моделлю. Отримана детальна картина структури фронту детонаційної хвилі. Вперше виявлено наявність поперечних хвиль за фронтом ДХ, які сприяють значній турбулізації пристінкового шару, що призводить до інтенсифікації теплообміну між продуктами детонації та стінками каналу.

Третій розділ присвячений дослідженню характеристик камери імпульсного детонаційного двигуна методом обчислювального

експерименту. Розглянуто вплив чотирьох значущих факторів на роботу камери детонаційного двигуна. За результатами експерименту отримано рівняння регресії для визначення середнього значення густини теплового потоку за один робочий цикл. Запропоновано нову інженерну методику визначення величини конвективного теплового потоку від продуктів детонації до стінки камери двигуна. Проведено розрахунок на міцність модельної камери імпульсного детонаційного двигуна, який показав, що короткотривале навантаження високим тиском не спричиняє руйнування конструкції.

У четвертому розділі представлено критичний аналіз застосування відомих систем охолодження камери ракетного двигуна для імпульсних детонаційних двигунів. За результатами аналізу зроблено висновок про необхідність розробки нових систем охолодження для детонаційних двигунів. Представлена нова комбінована транспіраційно-проточна система охолодження та живлення камери двигуна, яка може вирішити проблему надійного охолодження камери імпульсного детонаційного двигуна. Описано новий спосіб організації роботи детонаційної двигунної установки з використанням процесів фазового переходу у тракті охолодження.

У роботі присутні висновки до кожного розділу та загальні висновки до дисертаційної роботи. Висновки логічні, структуровані і чітко впливають з результатів дослідження, отриманих автором.

Ступінь наукової новизни отриманих результатів

Наукова новизна отриманих результатів полягає у наступному.

У ході чисельного дослідження параметрів детонаційного потоку виявлені особливості протікання складних термогазодинамічних процесів за фронтом детонаційної хвилі, пов'язані з виникненням поперечних хвиль, які інтенсифікують теплообмін між продуктами детонації та стінками камери. Зазначену особливість слід враховувати при проектуванні системи охолодження камери детонаційного двигуна.

Уточнено дані щодо процесу спорожнення камери імпульсного детонаційного двигуна від продуктів детонації. Урахування характеру та особливостей процесу спорожнення дає можливість отримувати результати більш точного розрахунку основних параметрів детонаційного потоку.

Запропонована нова комбінована транспіраційно-проточна система охолодження та живлення камери імпульсного детонаційного двигуна, яка здатна забезпечити допустиму температуру конструкції на усіх етапах робочого циклу двигуна. Нова система охолодження дозволяє уникнути недоліків, що притаманні відомих системам охолодження камер рідинних ракетних двигунів.

Доведена можливість використання процесів з фазовими переходами для підвищення ефективності системи зовнішнього проточного охолодження.

Практичне значення отриманих результатів

Отримане у роботі рівняння регресії та нова інженерна методика розрахунку густини конвективного теплового потоку дають можливість визначати тепловий режим роботи камери імпульсного детонаційного двигуна. Використання нових ефективних систем та способів охолодження камери дозволяють забезпечити необхідний температурний режим роботи камери детонаційного двигуна та дозволяють підвищити ефективність двигунної установки у цілому за рахунок комплексної взаємодії різних систем (системи охолодження, живлення, та наддуву паливних баків).

Результати дисертаційної роботи впроваджені у навчальний процес на кафедрі двигунобудування Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара та у держаному підприємстві «Конструкторське Бюро «Південне» імені М.К. Янгеля».

Публікація основних результатів дисертації

Основні матеріали дисертаційної роботи відображено у 15 наукових публікаціях, з яких: 1 стаття, що індексуються у наукометричній базі Web of Science, та 6 статей у вітчизняних фахових виданнях категорії Б, 8 матеріалів (тези, доповіді) міжнародних та вітчизняних конференцій. У зазначених статтях повною мірою представлені основні результати дисертації.

Зауваження щодо змісту дисертації

У результаті розгляду дисертаційної роботи є такі зауваження:

1. У дисертації на сторінці 57 використовується термін «потрійна точка», який в термодинаміці має інше значення, але пояснення терміну наводиться на сторінці 61, що ускладнює розуміння роботи.

2. При верифікації CFD моделі детонаційних потоків якісне порівняння проводиться з даними експериментальних робіт, а для кількісних оцінок використовуються результати розрахунків за аналітичною моделлю. Було б доречним результати моделювання порівнювати з даними експериментів.

3. На сторінці 68 у реченні «Вважається, що на етапі спорожнення камери від продуктів детонації зміна параметрів починається у той момент часу, коли зворотна хвиля розрідження досягає глухої стінки каналу.» слід було зробити посилання на літературу, а також вказати, які параметри піддаються зміні на етапі спорожнення камери.

4. У переліку умовних позначень наведено, що параметри $L_{\text{ДК}}$ та L_x – це довжина детонаційної камери. У цьому випадку не зрозуміло, що мається на увазі, коли розглядається відношення $L_x/L_{\text{ДК}}$, зображене на рис. 3.6, 3.8, 3.11, 3.12, 3.21 – 3.24, 3.27.

5. На сторінці 83 вказується, що збільшення тривалості процесу впливає на створення тяги камерою двигуна. З тексту незрозуміло, що автор мав на увазі. Для кращого розуміння, слід було навести формулу, за якою визначається тяга детонаційного двигуна.

6. На сторінці 122 автор стверджує, що зміна довжини камери у 4 рази призвела до зміни величини середнього питомого теплового потоку приблизно у 1,5 раз, але не пояснює яка зміна (збільшення або зменшення) довжини камери та середнього питомого теплового потоку відбувається.

7. У розділі 4 наводяться результати моделювання температури стінки камери при застосуванні різних систем охолодження (рис. 4.3, 4.9 - 4.11, 4.13), але немає повної інформації, щодо граничних умов, що використовувалися при моделюванні. Доцільно було б привести режимні параметри та коефіцієнти тепловіддачі охолоджуючих середовищ.

8. У розділах 4.2 та 4.3 розглядаються комбінована багатоконтурна проточно-транспіраційна система охолодження камери двигуна та система охолодження камери двигуна з циклонним сепаратором, відповідно, але відсутній аналіз впливу зазначених систем на ефективність роботи та масо-габаритні характеристики двигунної установки.

Однак, зроблені зауваження не носять принципового характеру, не зменшують наукової та практичної цінності дисертаційної роботи і не можуть істотно вплинути на загальну позитивну оцінку дисертації.

Відповідність дисертації спеціальності, за якою вона подається до захисту

Дисертація Аксьонова О. С. на тему «Розробка ефективної системи охолодження камери рідинного ракетного детонаційного двигуна» повністю відповідає спеціальності 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

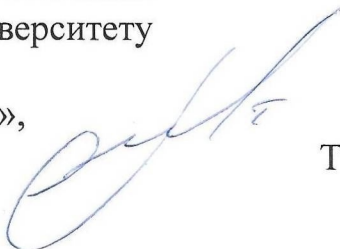
Загальний висновок

На підставі проведеного аналізу можна зробити висновок, що за своєю актуальністю, обсягом виконаних досліджень, науковою новизною, достовірністю одержаних результатів, обґрунтованістю висновків, оформленням роботи, дисертація Аксьонова Олександра Сергійовича «Розробка ефективної системи охолодження камери рідинного ракетного детонаційного двигуна» відповідає кваліфікаційним вимогам щодо дисертацій на здобуття вченого ступеня доктора філософії, викладеним у пп. 9, 10, 11, 12 «Про присудження ступеня доктора філософії», затвердженого Постановою Кабінету Міністрів України від 6 березня 2019 р. № 167, зі змінами, затвердженими Постановою Кабінету Міністрів України № 979 від 21 жовтня 2020 р. та № 608 від 9 червня 2021 р., «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), а її автор, Аксьонов Олександр Сергійович, заслуговує на присудження наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 «Авіаційна та ракетно-космічна техніка».

Офіційний опонент

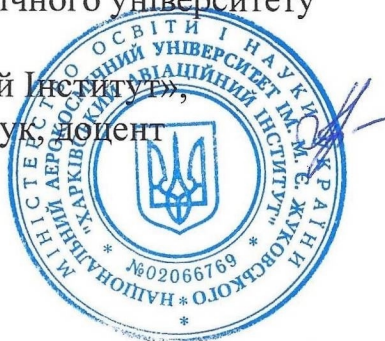
доцент кафедри аерокосмічної теплотехніки
Національного аерокосмічного університету
ім. М. Є. Жуковського
«Харківський Авіаційний Інститут»,
кандидат технічних наук, доцент



Тарас МИХАЙЛЕНКО

підпис доцента Михайленко Т.П. засвідчую:

Вчений секретар
Національного аерокосмічного університету
ім. М. Є. Жуковського
«Харківський Авіаційний Інститут»,
кандидатка технічних наук, доцент



Тетяна БОНДАРЄВА