

Рішення разової спеціалізованої вченої ради про присудження ступеня доктора філософії

Разова спеціалізована вчена рада Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України прийняла рішення про присудження ступеня доктора філософії з галузі знань 13 Механічна інженерія на підставі прилюдного захисту дисертації «Розробка ефективної системи охолодження камери рідинного ракетного детонаційного двигуна» зі спеціальності 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка 15 грудня 2023 року.

Аксьонов Олександр Сергійович 1995 року народження, громадянин України, освіта вища. У 2018 році закінчив Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара за спеціальністю Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

Навчався в аспірантурі Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України з 2019 по 2023 рік.

Дисертацію виконано у Дніпровському національному університеті імені Олеся Гончара Міністерства освіти і науки України.

Науковий керівник – Золотько Олександр Євгенович, кандидат технічних наук, доцент, доцент кафедри двигунобудування Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара.

Здобувач має 7 наукових публікацій за темою дисертації, з них 1 стаття опублікована у періодичному науковому виданні України, що входить до наукометричної бази Scopus та Web of Science, 6 статей – у провідних наукових фахових виданнях України, зокрема:

1. Детонаційний двигуна для відведення відокремленого ступеня ракети з космічної орбіти / О. Є. Золотько, О. В. Золотько, О. В. Сосновська, О. С. Аксьонов, І. С. Савченко // Космічна наука і технологія. – 2021. – Т. 27, № 4 (131). – С. 32–41. – DOI: 10.15407/knit2021.04.032 (Scopus та Web of Science).
2. Аксьонов, О. С. Методика проведення чисельного дослідження камери імпульсного детонаційного двигуна / О. С. Аксьонов // Авіаціно-космічна техніка і технологія. – 2023. – №1 (185). – С. 47–54. DOI: 10.32620/aktt.2023.1.05.
3. Aksonov, O. On the determination of the specific heat flux value in a pulse detonation engine's chamber / O. Aksonov, O. Zolotko, O. Marchenko // Journal of Rocket-Space Technology. – 2023. – Т. 31, № 4. – С. 20–25. – DOI: 10.15421/452303.

У дискусії взяли участь голова і члени разової спеціалізованої вченої ради та присутні на захисті фахівці:

Давидов Сергій Олександрович, доктор технічних наук, професор, професор кафедри ракетно-космічних та інноваційних технологій Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара. Зауважень немає.

Стрельников Геннадій Опанасович, доктор технічних наук, професор, в.о. завідувача відділу термогазодинаміки енергетичних установок Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України. Зауваження:

1. Важливий результат роботи виявлені поперечні хвилі в камері за фронтом детонації, які призводять до інтенсифікації теплообміну між продуктами детонації та стінками каналу – не обґрунтовано кількісно (наприклад, аналізом членів рівняння Вієгаса).

2. Автор обмежився застосуванням стандартної моделі турбулентності, не дослідивши можливості застосування інших моделей.

3. У постановочній частині розділів (наприклад, 3.1) чисельного моделювання процесів у камері детонації не вказуються компоненти палива, що використовуються при моделюванні.

4. У схемах базових моделей сопел (рис. 3.1) було доцільно навести схему конфузорового сопла.

5. У схемі прямого сопла слід було навести відмінні риси ділянок камери (наприклад, підведення компонента палива зі стінки) та сопла.

6. У постановці завдання дослідження та створення плану експерименту до факторів, що впливають на роботу детонаційної камери, можливо слід було розглянути початкову температуру у камері.

7. За текстом дисертації є деякі помилки і описки, наприклад;

- сторінка 2, 13 рядок зверху: «На ряду», слід писати разом;

- сторінка 26, 1 рядок зверху: «стану», слід писати «стан»;

- сторінка 68, 2 рядок знизу: «поперечних», слід писати «поперечної»;

- сторінка 103, 13 рядок зверху: «з богу», слід писати «з боку»;

- сторінка 115, 12 рядок зверху: скорочення ДДП відсутнє у переліку скорочень.

8. Зустрічається недбалість у термінології, наприклад:

- сторінка 38, 6 рядок знизу: γ – «коефіцієнт адіабати», слід писати «показник адіабати» (дивись, наприклад, на сторінці 48, другий рядок знизу);

- сторінка 102, 4 рядок зверху: термін "відносний питомий" тепловий потік включає два однозначні терміни поспіль: "відносний" та "питомий";

- на сторінці 96, 4 рядок знизу (також сторінка 6, 7 рядок знизу) той же параметр позначений як "густина питомого" теплового потоку;

- на сторінці 32, 12 рядок знизу дано визначення «густина» теплового потоку;

- на сторінці 93, 3-й рядок знизу (та в інших місцях) дано правильне визначення – "питомий" тепловий потік (найчастіше використовується автором).

Михайленко Тарас Петрович, кандидат технічних наук, доцент, доцент кафедри аерокосмічної теплотехніки Національного аерокосмічного університету ім. М.Є. Жуковського «ХАІ». 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_{DK} та L_x – це довжина детонаційної камери. У цьому випадку не зрозуміло, що мається на увазі, коли розглядається відношення L_x/L_{DK} , зображене на рис. 3.6, 3.8, 3.11, 3.12, 3.21 – 3.24, 3.27.5.

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 масогабаритні характеристики двигунної установки.

Мітіков Юрій Олексійович, доктор технічних наук, професор, завідувач кафедри двигунобудування Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара. Зауваження:

1. У роботі автор від узагальненого поняття Ракетний детонаційний двигун перейшов до конкретного - Імпульсний детонаційний двигун. Була б цікава думка автора про Обертовий детонаційний двигун, який також є предметом інтенсивних досліджень у світі.

2. При згадуванні українських вчених (у першому розділі), які займалися дослідженнями детонаційних двигунів, доречно було б привести

наукові проблеми, які вони вирішили, а також зробити посилання на відповідну літературу.

3. Серед найбільш поширених компонентів палива в сучасній ракетно-космічній техніці автор не вказав гас (RP-1).

4. На сторінці 103 наведено рівняння Вієгаса для розрахунку величини конвективного питомого теплового потоку від продуктів детонації до стінки камери. Було б цікаво побачити оцінку теплового потоку у стінку за рахунок випромінювання продуктів згоряння.

Бучарський Валерій Леонідович, кандидат технічних наук, доцент, доцент кафедри двигунобудування фізико-технічного факультету Дніпровського національного університету імені Олеся Гончара. Зауваження:

1. У розділі 2 на сторінці 53 при постановці задачі вказано, що у процесі хімічної реакції беруть участь 9 сполук взаємодії кисню з воднем та інертний газ азот. Не зовсім зрозуміло, що у цьому випадку автор має на увазі під твердженням «інертний газ азот».

2. У теплових розрахунках не враховано імпульсний режим роботи ДД, що зменшує аплікабельність методик, що були запропоновані автором.

3. Автор запропонував нову критеріальну залежність для розрахунку величини інтенсивності турбулентності у пристінковому шарі камери імпульсного детонаційного двигуна, але в роботі не наведено порівняння результатів розрахунків з результатами, які було отримано за формулами, що використовувалися раніше. Доцільно було показати результати порівняння з іншими відомими рівняннями для визначення інтенсивності турбулентності та обґрунтувати переваги застосування саме нової отриманої залежності.

4. У тексті дисертації зустрічаються окремі граматичні та синтаксичні помилки. Наприклад: на сторінці 2 останній рядок має зайву кому в тексті, на сторінці 4 пропущена літера у словосполученні «продуктів детонації» та інші.

Проте вказані зауваження не знижують в цілому високої оцінки виконаної роботи.

Результати відкритого (онлайн) голосування:

«За» - 5 членів ради,

«Проти» - 0.

На підставі результатів відкритого (онлайн) голосування разова спеціалізована вчена рада присуджує Аксьонову Олександрі Сергійовичу ступінь доктора філософії з галузі знань 13 Механічна інженерія за спеціальністю 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка.

Голова разової
спеціалізованої вченої
ради



Сергій ДАВИДОВ