

Облікова картка дисертації

I. Загальні відомості

Державний обліковий номер: 0823U101335

Особливі позначки: відкрита

Дата реєстрації: 17-11-2023

Статус: Наказ про видачу диплома

Реквізити наказу МОН / наказу закладу: № 750-уч від 24.05.2023



II. Відомості про здобувача

Власне Прізвище Ім'я По-батькові:

1. Шевченко Михайло Анатолійович

2. Mikhailo Shevchenko

Кваліфікація:

Ідентифікатор ORCID ID: Не застосовується

Вид дисертації: доктор філософії

Аспірантура/Докторантура: так

Шифр наукової спеціальності: 142

Назва наукової спеціальності: Енергетичне машинобудування

Галузь / галузі знань: електрична інженерія

Освітньо-наукова програма зі спеціальності: Енергетичне машинобудування

Дата захисту: 20-04-2023

Спеціальність за освітою: інженер-дослідник

Місце роботи здобувача: Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут"

Код за ЄДРПОУ: 02066769

Місцезнаходження: вул. Чкалова, буд. 17, Харків, Харківський р-н., 61070, Україна

Форма власності: Державна

Сфера управління: Міністерство освіти і науки України

Ідентифікатор ROR:

III. Відомості про організацію, де відбувся захист

Шифр спеціалізованої вченої ради (разової спеціалізованої вченої ради): ID 1116

Повне найменування юридичної особи: Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут"

Код за ЄДРПОУ: 02066769

Місцезнаходження: вул. Чкалова, буд. 17, Харків, Харківський р-н., 61070, Україна

Форма власності: Державна

Сфера управління: Міністерство освіти і науки України

Ідентифікатор ROR:

IV. Відомості про підприємство, установу, організацію, в якій було виконано дисертацію

Повне найменування юридичної особи: Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут"

Код за ЄДРПОУ: 02066769

Місцезнаходження: вул. Чкалова, буд. 17, Харків, Харківський р-н., 61070, Україна

Форма власності: Державна

Сфера управління: Міністерство освіти і науки України

Ідентифікатор ROR:

V. Відомості про дисертацію

Мова дисертації: Українська

Коди тематичних рубрик: 55, 55.42.45, 55.42.47, 55.42.49, 55.47.29.31, 55.47.05.31

Тема дисертації:

1. Метод визначення найвигіднішого складу силової установки для літального апарата з надзвуковим крейсерським режимом польоту
2. Determination Method of the Most Advantageous Composition of Propulsion for a Supersonic Cruising Aircraft

Реферат:

1. В роботі виконано аналіз проблеми вибору складу і параметрів СУ надзвукових ЛА. З'ясовано, що цю проблему вирішують на основі підходу вибору складу і параметрів СУ за заданим критерієм ефективності при заданій швидкості польоту. За його допомогою одержані найвигідніші параметри СУ заданого складу для заданої швидкості надзвукового крейсерського польоту за критерієм мінімуму відносної маси палива і СУ. Основним недоліком цих досліджень є неврахування впливу зміни швидкості крейсерського польоту на критерій ефективності та на склад і параметри СУ. Крім цього, в наявних роботах зазвичай розглядається обмежене коло СУ. Тому актуальною є науково-технічна задача встановлення закономірностей зміни найвигіднішого складу і параметрів СУ від швидкості надзвукового крейсерського польоту за заданим критерієм ефективності. Проведено обґрунтування використання підходу вибору найвигіднішого складу та

параметрів СУ за критерієм мінімуму відносної маси палива та СУ для встановлення закономірностей зміни складу та параметрів СУ від швидкості надзвукового крейсерського польоту. Обрані шляхи вдосконалення цього підходу. Визначено перелік математичних моделей і методів, які необхідні для розробки методу вибору найвигіднішого складу і параметрів СУ ЛА з надзвуковим крейсерським режимом польоту. Розроблено двоступеневий метод вибору найвигіднішого складу і параметрів робочого процесу СУ з оптимізацією її параметрів на всіх режимах роботи на основі критерію мінімуму відносної маси палива і СУ при заданих профілі польоту, геометричних і аеродинамічних характеристиках ЛА, з урахуванням режиму польоту, зміни масових і аеродинамічних параметрів у процесі руху ЛА. В розробленому методі комплексно структуровані необхідні математичні моделі і методи для вирішення проблеми вибору складу і параметрів СУ. Обґрунтована необхідність удосконалення математичних моделей робочого процесу камери згоряння і СУ з комбінованими турбопрямоточними двигунами (ТПД): ТПД без передачі енергії у прямоточний контур (ТРДП), двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння (ТРДДФ) та двоконтурний турбореактивний двигун з форсажною камерою згоряння в зовнішньому контурі (ТРДДФІІ) на прямоточних режимах роботи. Удосконалено математичну модель робочого процесу камери згоряння (КЗ) шляхом урахування впливу зміни хімічного складу робочого тіла внаслідок термічної дисоціації на ентальпію робочого тіла і відносну витрату палива, що дозволяє підвищити точність розрахунку питомої витрати палива. Для СУ з ТРДДФ, ТРДДФІІ і ТРДП на прямоточних режимах роботи удосконалено математичні моделі робочого процесу. Це дозволяє врахувати втрати повного тиску, які обумовлені наявністю в проточній частині: вентилятора з поворотними лопатками, які знаходяться у флюгерному положенні (ТРДДФ і ТРДДФІІ), раптового розширення потоку на вході в камеру змішування (ТРДДФ) і донним опором при нульовій витраті газу через внутрішній контур (ТРДДФІІ і ТРДП). Проведено перевірку адекватності удосконалених математичних моделей СУ та їх елементів шляхом порівняння результатів розрахунку з експериментальними даними «GeneralElectric» та розрахунковими даними М.М. Бондарюка. Отримано задовільний збіг результатів моделювання робочого процесу КЗ і швидкісних характеристик прямоточного повітряно-реактивного двигуна (ППРД). Виконано верифікацію математичної моделі аеродинамічних характеристик ЛА шляхом порівняння результатів розрахунку з даними NASA. Похибка визначення аеродинамічних характеристик ЛА від наявних даних складає близько 2%. Обґрунтування достовірності результатів математичного моделювання руху ЛА проведено шляхом порівняння результатів моделювання з даними NASA. Відмінність параметрів ЛА на крейсерському режимі польоту, які отримані в результаті моделювання від даних NASA складає близько 0,5%. За допомогою розробленого методу для ЛА із заданими масовими і аеродинамічними характеристиками та заданим профілем польоту з трансокеанською дальністю розраховані відносна маса палива і силової установки при різному складі СУ. В роботі розглянуто силові установки з турбореактивними двигунами, двоконтурними турбореактивними двигунами зі змішуванням потоків (ТРДДЗМ) і з роздільними витіканням з контурів (ТРДД), а також СУ з ТРДДФ, ТРДДФІІ, ТРДП на прямоточних режимах. Для зазначених складів СУ встановлено закономірності зміни відносної маси палива та СУ в діапазоні чисел МП = 1,5...4 при найвигідніших параметрах СУ на злітному режимі та оптимальних параметрах на крейсерському. Отримано залежності найвигідніших параметрів робочого процесу СУ на злітному режимі від швидкості надзвукового крейсерського польоту. Отримано залежності оптимальних значень регульованих параметрів та параметрів робочого процесу СУ на крейсерському режимі польоту від швидкості надзвукового крейсерського польоту, що забезпечують мінімуму відносної маси палива та СУ. Визначено конкуруючі СУ для різних діапазонів швидкостей крейсерського польоту.

2. The analysis of the problem of composition and parameters chosen for the supersonic aircrafts propulsion was performed. It was found that this problem is solved on the basis of an approach of choosing the propulsion composition and parameters according to a given efficiency criterion at a given flight speed. Herewith, a limited range of propulsions in a narrow range of flight speeds is considered. This problem formulation does not allow obtaining the dependence of the propulsion composition and parameters on the speed of supersonic cruising flight. Thus, the establishment of patterns of change of the propulsion composition and parameters from the speed of supersonic cruising is a vital problem. Substantiation of the use of the approach of choosing the most

advantageous propulsion composition and parameters by the criterion of minimum relative mass of fuel and propulsion for establishing the patterns of change of the propulsion composition and parameters from the supersonic cruising speed was performed. Ways for improving this approach have been selected. The list of mathematical models and methods necessary for development of a method of choosing propulsion composition and parameters for aircraft with the supersonic cruising speed was defined. Effective in terms of calculation results optimizing and processing the method of choosing the most advantageous propulsion composition and parameters by the criterion of the minimum mass of fuel and propulsion taking into account profile and the mode of the flight, geometric characteristics and the variation of mass and aerodynamic parameters of the supersonic cruising speed aircraft has been developed. In the developed method, the mathematical models and methods, which are needed for solving the problem of choosing the propulsion composition and parameters, were comprehensively structured. Necessity of improvement of mathematical models of the working process of combustion chamber and propulsion with combined turboramjet engines was substantiated, namely turboramjet engine without energy transfer to the external duct (TJER), afterburning turbofan engine (TFEA) and duct-burning turbofan engine (TFEDB) that have ramjet modes. The mathematical model of the combustion chamber working process has been improved taking into account the influence of the chemical composition of the working substance on the different operating modes of the combustor on the enthalpy, which allows to increase the calculation accuracy of specific fuel consumption. The mathematical models of working process of the propulsion with TJER, TFEA and TFEDB on ramjet modes have been improved considering the total pressure losses which are caused by presence in the external duct flowpath adjustable-blade fan setting up in feathering, sudden expansion of the flow at the entrance to the mixing chamber and bottom drag at zero gas flow through the internal duct. The adequacy of improved mathematical models of the propulsion and its elements was carried out by comparing the calculation results with General Electric experimental data and calculation data performed by M. N Bondaryuk. Satisfactory results coincidence of the modeling of the combustion chamber working process and the speed characteristics of the ramjet engine was obtained. Verification of the mathematical model of aircraft aerodynamic characteristics was carried out by comparing the calculation results with NASA data. The error of comparison is less than 2%. Substantiation of the reliability of the mathematical modeling results of aircraft motion was performed by comparing the results of modeling with NASA data. The difference between obtained simulation parameters of the aircraft for cruising flight and NASA data is less than 0.5%. Using the developed method for aircraft with given flight profile with transoceanic range, aircraft mass and aerodynamic characteristics, the relative mass of fuel and propulsion for different propulsion composition were calculated. The propulsions with turbojet engines (TJE), turbofan and mixed flows turbofan engines, and propulsions with TFEA, TFEDB and TJER on ramjet mode were considered. Patterns of change of relative mass of fuel and propulsion in Mach numbers range $M = 1.5 \dots 4$ were established for the given propulsion compositions. The dependences of the propulsion working process optimal parameters for takeoff mode on the speed of supersonic cruising flight, providing minimum of relative mass of fuel and propulsion were obtained.

Державний реєстраційний номер ДіР:

Пріоритетний напрям розвитку науки і техніки: Фундаментальні наукові дослідження з найбільш важливих проблем розвитку науково-технічного, соціально-економічного, суспільно-політичного, людського потенціалу для забезпечення конкурентоспроможності України у світі та сталого розвитку суспільства і держави

Стратегічний пріоритетний напрям інноваційної діяльності: Освоєння нових технологій високотехнологічного розвитку транспортної системи, ракетно-космічної галузі, авіа- і суднобудування, озброєння та військової техніки

Підсумки дослідження: Нове вирішення актуального наукового завдання

Публікації:

- Амброжевич М. В., Шевченко, М. А. Аналітичне визначення питомої ізобарної теплоємності компонент повітря та продуктів згорання з урахуванням впливу тиску і ефекту термічної дисоціації. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2019. № 1(153). С. 4–17.
- Ambrozhevich M. V., Shevchenko, M. A. Equations of Average Isobaric Heat Capacity of Air and Combustion Gases with Influence of Pressure and Effect of Thermal Dissociation *Aerospace technic and technology*. 2019. № 2(154). P. 18–29.
- Кіслов О. В., Шевченко М. А. Метод вибору складу і режиму роботи силової установки, режиму роботи для літального апарата з надзвуковою крейсерською швидкістю. Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології. 2020. № 88. С. 51–61.
- Кіслов О. В., Шевченко, М. А. Особливості розрахунку та регулювання двоконтурного турбореактивного двигуна з форсажною камерою згорання в зовнішньому контурі в прямоточному режимі роботи. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2020. № 6(166). С. 15–23.
- Шевченко М. А. Вибір складу, параметрів робочого процесу і режиму роботи силової установки літального апарата з надзвуковою крейсерською швидкістю польоту. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2021. № 3(171). С. 32–41.
- Kislov O. V., Ambrozhevich M. V., Shevchenko M. A. Development of a method to improve the calculation accuracy of specific fuel consumption for performance modeling of air-breathing engines. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2021. №2 (8 (110)), P. 23–30.
- Kislov O. V., Shevchenko M. A. Development of a method for selecting a cruising mode and engine control program of a ramjet aircraft. *Eastern-European Journal of Enterprise Technologies*. 2021. № 3 (3 (111)). P. 6–14.

Наукова (науково-технічна) продукція: технології

Соціально-економічна спрямованість: економія енергоресурсів; зменшення зносу обладнання

Охоронні документи на ОПВ:

Впровадження результатів дисертації: Впроваджено

Зв'язок з науковими темами: 0118U001842

VI. Відомості про наукового керівника/керівників (консультанта)

Власне Прізвище Ім'я По-батькові:

1. Кіслов Олег Володимирович
2. Oleq Kislov

Кваліфікація: к.т.н., доц., 05.07.05

Ідентифікатор ORCID ID: Не застосовується

Додаткова інформація:

Повне найменування юридичної особи: Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут"

Код за ЄДРПОУ: 02066769

Місцезнаходження: вул. Чкалова, буд. 17, Харків, Харківський р-н., 61070, Україна

Форма власності: Державна

Сфера управління: Міністерство освіти і науки України

Ідентифікатор ROR:

VII. Відомості про офіційних опонентів та рецензентів

Офіційні опоненти

Власне Прізвище Ім'я По-батькові:

1. Габрінець Володимир Олексійович
2. Volodymyr O. Habrinets

Кваліфікація: д. т. н., професор, 05.05.03

Ідентифікатор ORCID ID: 0000-0002-6115-7162

Додаткова інформація:

Повне найменування юридичної особи: Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

Код за ЄДРПОУ: 02066747

Місцезнаходження: проспект Гагаріна, буд. 72, Дніпро, Дніпровський р-н., 49010, Україна

Форма власності: Державна

Сфера управління: Міністерство освіти і науки України

Ідентифікатор ROR:

Власне Прізвище Ім'я По-батькові:

1. Терещенко Юрій Матвійович
2. Yurii Tereshchenko

Кваліфікація: д.т.н., професор, 05.05.03

Ідентифікатор ORCID ID: 0000-0003-4367-3232

Додаткова інформація:

Повне найменування юридичної особи: Київський національний авіаційний університет

Код за ЄДРПОУ: 01132333

Місцезнаходження: , Київ, 03058, Україна

Форма власності:

Сфера управління: Міністерство освіти і науки України

Ідентифікатор ROR: Не застосовується

Рецензенти

Власне Прізвище Ім'я По-батькові:

1. Гакал Павло Григорович
2. Pavlo Gakal

Кваліфікація: д. т. н., доцент, 05.14.06

Ідентифікатор ORCID ID: 0000-0003-3043-2448

Додаткова інформація:

Повне найменування юридичної особи: Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут"

Код за ЄДРПОУ: 02066769

Місцезнаходження: вул. Чкалова, буд. 17, Харків, Харківський р-н., 61070, Україна

Форма власності: Державна

Сфера управління: Міністерство освіти і науки України

Ідентифікатор ROR:

Власне Прізвище Ім'я По-батькові:

1. Чигрин Валентин Семенович

2. Valentyn S. Chyhryn

Кваліфікація: к.т.н., доц., 20.02.14

Ідентифікатор ORCID ID: 0000-0003-1837-0811

Додаткова інформація:

Повне найменування юридичної особи: Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського "Харківський авіаційний інститут"

Код за ЄДРПОУ: 02066769

Місцезнаходження: вул. Чкалова, буд. 17, Харків, Харківський р-н., 61070, Україна

Форма власності: Державна

Сфера управління: Міністерство освіти і науки України

Ідентифікатор ROR:

VIII. Заключні відомості

**Власне Прізвище Ім'я По-батькові
голови ради**

Єпіфанов Серій Валерійович

**Власне Прізвище Ім'я По-батькові
головуючого на засіданні**

Єпіфанов Серій Валерійович

**Відповідальний за підготовку
облікових документів**

Дмитренко Євгенія Валеріївна

Реєстратор

УкрІНТЕІ

**Керівник відділу УкрІНТЕІ, що є
відповідальним за реєстрацію наукової
діяльності**



Юрченко Тетяна Анатоліївна