Реєстраційна картка НДДКР

Державний реєстраційний номер: 0122U200535

Відкрита

Дата реєстрації: 17-07-2022

Статус виконавця: 17 - головний виконавець

1. Загальні відомості

Підстава для проведення робіт: 43 - власна ініціатива (якщо робота виконується з власної ініціативи за кошти виконавця НДР або безкоштовно)

КПКВК:

Напрям фінансування: 2.2 - прикладні дослідження і розробки

Джерела фінансування

7706 - безплатно (договір про науково-технічне співробітництво, тощо)

Загальний обсяг фінансування (тис. грн.): 0.000

У тому числі по роках (тис. грн.):

Рік	Фінансування

2. Замовник

Назва організації: Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського"

Код ЄДРПОУ/ІПН: 02070921

Адреса: проспект Перемоги, буд. 37, м. Київ, 03056, Україна

Підпорядкованість: Міністерство освіти і науки України

Телефон: 380442367989

Телефон: 380442044862

E-mail: mail@kpi.ua

WWW: https://kpi.ua/

3. Виконавець

Назва організації: Національний технічний університет України "Київський політехнічний інститут імені Ігоря Сікорського"

Код ЄДРПОУ/ІПН: 02070921

Підпорядкованість: Міністерство освіти і науки України

Адреса: проспект Перемоги, буд. 37, м. Київ, 03056, Україна

Телефон: 380442367989

Телефон: 380442044862

E-mail: mail@kpi.ua

WWW: https://kpi.ua/

4. Співвиконавець

5. Науково-технічна робота

Назва роботи (укр)

Концепт гібридної електрохімічної рушійної установки літального апарата

Назва роботи (англ)

The concept of a hybrid electrochemical propulsion system of an aircraft

Мета роботи (укр)

На сьогодні у ракетній техніці ключовою для інтенсивного розвитку є галузь двигунобудування. Досконалість рушійної установки ракети-носія або окремого літального апарата диктує показники ефективності усієї транспортної системи. Водночас окремі типи ракетних двигунів, що зараз використовуються, є обмеженими у своїх теоретичних та практичних параметрах. Здебільшого це пов'язано з джерелом енергії, яка надається робочому тілу ракетного двигуна. Хімічні ракетні двигуни (зокрема рідинні ракетні двигуни (РРД)) не здатні надати витікаючому реактивному струменю енергію більшу за значення внутрішньої енергії компонентів палива ракети. Для надання якомога більшої частки внутрішньої енергії витікаючим газам застосовуються різноманітні конструктивні модифікації схеми подачі палива, камери згоряння, сопла тощо - усі вони критично ускладнюють двигун як пристрій. Це ї є так званою проблемою бар'єру питомого імпульсу. Цю проблему можна подолати, застосувавши до робочого тіла одного двигуна кілька способів надання енергії, створивши гібридну рушійну установку. Пропонується установка, що складається з РРД і магнітоплазмодинамічного (МПД) прискорювача, робочі об'єми яких об'єднані, а джерелом потужності МПД-прискорювача слугує спеціально створений надлишковий крутний момент на валу турбонасосного агрегата РРД - плазморідинний ракетний двигун. Метою даного дослідження є оптимізація конструкції плазморідинного ракетного двигуна з точки зору термодинаміки РД. Завданням є визначення оптимальної принципової схеми плазморідинного двигуна і діапазону потужностей такої установки.

Мета роботи (англ)

Today, in rocket technology, the key for intensive development is the branch of engine construction. The perfection of the propulsion system of a launch vehicle or a separate aircraft dictates the efficiency of the entire transport system. At the same time, certain types of rocket engines currently in use are limited in their theoretical and practical parameters. This is mostly related to the source of energy that is provided to the working body of the rocket engine. Chemical rocket engines are not capable of providing the outgoing jet with energy greater than the value of the internal energy of the rocket's fuel components. To provide the largest possible share of internal energy to the exhaust gases, various structural modifications of the fuel supply scheme, combustion chamber, nozzle, etc. are used - all of them critically complicate the engine as a device. This is the so-called specific momentum barrier problem. This problem can be overcome by applying several ways of providing energy to the working body of one engine, creating a hybrid propulsion system. The proposed installation consists of an LRE and a magnetoplasmodynamic (MPD) accelerator, the working volumes of which are combined, and the power source of the MPD accelerator is a specially created excess torque on the shaft of the turbopump unit of the LRE - a plasma-fluid rocket engine. The purpose of this study is to optimize the design of a plasma-fluid rocket engine from the point of view of the thermodynamics of the rocket engine. The task is to determine the optimal schematic diagram of a plasma-fluid engine and the power range of such an installation.

Пріоритетний напрям науково-технічної діяльності:

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

Вид роботи: 48 - прикладна

Очікувані результати: Технології

Галузь застосування: Двигунобудування

6. Етапи виконання

Номер	Початок	Закінчення	Звітний документ	Назва етапу
1	07.2022	07.2023	Остаточний звіт	Визначення оптимальної принципової схеми плазморідинного двигуна і діапазону потужностей такої установки

7. Індекс УДК тематичних рубрик НТІ

Коди тематичних рубрик НТІ: 55.42.49.31, 55.42.49.35

Індекс УДК: 621.453, 621.453/.457

8. Заключні відомості

Керівник організації:

Згуровський Михайло Захарович (д. т. н., академік)

Керівники роботи:

Пономаренко Сергій Миколайович (к.ф.-м.н., доц.)

Відповідальний за подання документів: Пономаренко Сергій Миколайович (Тел.: +38 (093) 563-29-53)

Керівник відділу реєстрації наукової діяльності УкрІНТЕІ

Юрченко Т.А.