

АНОТАЦІЯ

Андрієвський М. В. Проектування ракетних двигунних установок на висококонцентрованому перекису водню і керосині. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття ступеня доктора філософії за спеціальністю 134 – авіаційна та ракетно-космічна техніка (механічна інженерія). – Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара

В ХХІ сторіччі було виокремлено три основні фактори, які формують розвиток ракетно-космічної техніки. Перший фактор – активна комерціалізація космосу. Це означає, що створення ракети-носія (РН) обґрунтовується не вимогами забезпечення престижу країни, як це було в ХХ сторіччі, а виключно вимогами ринку. Очевидно, що вони породжують конкурентну боротьбу, що змінює розуміння ефективності ракетно-космічного комплексу (РКК). У ринковому аспекті, ефективність РКК визначається мінімальною ціною за виконання пускової місії із забезпеченням загальноприйнятої надійності, мобільністю надання пускових послуг, можливістю адаптації до специфічних вимог ринку.

Другим суттєвим фактором, що формує напрямок розвитку ракетно-космічної техніки, є мініатюризація електроніки. Цей фактор збільшує запит на запуск малих ракет-носіїв. Очевидно, що концепція малої ракети-носія повинна передбачати максимальну автономію від підрозділів космодрому для зменшення ціни експлуатації та забезпечення мобільності надання пускових послуг.

Третім важливим фактором є вимоги до екологічності та безпеки експлуатації ракетної техніки. Цей фактор формує необхідність пошуку та використання компонентів палива, які були б безпечними не тільки у процесі експлуатації, а й у процесі їх виготовлення.

Перші два фактори роблять актуальними розробку двигунних установок на висококиплячому паливі. Проте третій фактор робить неможливим використання «класичних» висококиплячих компонентів палива, таких як несиметричний диметилгідразин та азотний тетроксид. Єдиним паливом, яке сьогодні задовольняє більшості вимог, є пара: перекис водню – керосин. Таке паливо має ряд переваг над класичними криогенними компонентами. По-перше, у випадку затримки пуску немає необхідності зливати компоненти палива, що забезпечує мобільність пускової місії. По-друге, немає необхідності постійної дозаправки ракети-носія, що збільшує незалежність ракети-носія від космодрому. По-третє, немає необхідності у складних системах термостатування, заходження агрегатів, температурного компенсування трактів.

Метою дисертаційної роботи є визначення закономірностей процесів в тракті охолодження, внутрішньобакових процесів, в системах запуску та регулювання двигуна, що працює на парі компонентів: висококонцентрований перекис водню – керосин, визначення методів виготовлення основних вузлів двигуна на основі сучасних технологій;

Для досягнення поставленої мети потрібно було вирішити ряд науково-технічних задач:

- уточнення відомої методики розрахунку трактів охолодження камери згоряння двигуна перекисом водню в умовах значного надлишку окислювача з врахуванням особливостей технології виготовлення;
- визначення впливу параметрів регулюючих елементів на режим роботи ракетного двигуна на компонентах палива: перекис водню – керосин в умовах значного надлишку окислювача;
- визначення ключового термодинамічного співвідношення, яке виключає об'ємну конденсацію робочого тіла під час наддування бака окислювача продуктами розкладання перекису водню, та математичне моделювання внутрішньобакових процесів;

- визначення впливу характеристик сучасних адитивних технологій на конструкцію основних вузлів ракетного двигуна.

Об'єкт дослідження – процеси, що відбуваються у тракті охолодження камери ракетного двигуна, внутрішньооб'ємні процеси та динамічні процеси запуску та регулювання ракетних двигунних установок, що працюють на компонентах палива висококонцентрований перекис водню – керосин.

Предмет дослідження – параметри та характеристики ракетних двигунних установок, що працюють на компонентах палива висококонцентрований перекис водню – керосин.

Методи дослідження:

1. Критичний аналіз існуючих типів двигунних установок з метою визначення напрямків дослідження.
2. Методи розв'язання нелінійних крайових задач газової динаміки, чисельні методи інтегрування задач Коші під час розрахунку запуску РРД.
3. Чисельні методи інтегрування рівнянь термодинаміки змінної маси та рівнянь теплообміну. Математичне моделювання процесів в двигунних установках.
4. Експериментальні методи дослідження вузлів ракетних двигунних установок, що працюють на компонентах палива перекис водню – керосин.
5. Металографічний аналіз зразків, що виготовлені на 3D-принтері, для критичного аналізу експериментальних даних, отриманих в результаті випробувань.

У вступі обґрунтовано вибір теми дисертаційної роботи, актуальність дослідження, сформульовано мету та задачі дослідження, показано її зв'язок з існуючими науковими програмами і темами, розглянуто наукову новизну і практичну цінність одержаних результатів. Наведено дані про особистий внесок здобувача, апробацію роботи та публікації. Зміст роботи розкрито у п'яти розділах.

У першому розділі наведено критичний аналіз рівня світового досвіду використання перекису водню, проектування ракетних двигунів, методів виготовлення елементів РРД та формулювання проблемних питань. Вивчено підхід до розробки РРД та технічних рішень, які застосовувалися раніше. Показано, що перекис водню концентрацією 80÷84% використовувалася в деяких зразках техніки - підводні човни (основне паливо), літаки (прискорювачі), ракети (допоміжне і основне паливо). Розроблені технології забезпечували безпечну роботу з цим компонентом, який має схильність до термічного і каталітичного розкладання.

Найпоширеніші «класичні двигуни», що працюють на компонентах палива рідкий кисень – керосин та АТ – НДМГ, не відповідають усім вимогам сучасності та мають ряд недоліків. Проте сьогодні не існує РН, які б використовували двигунні установки на екологічно чистих висококиплячих компонентах палива. Обґрунтовано необхідність створення таких двигунів.

Проведений критичний аналіз стану розробки ракетно-космічної техніки, підходів до виготовлення елементів ракетних двигунів довів таке:

- майже всі відомі двигунні установки розроблялися виключно за вимогами військових, що наклало свій специфічний відбиток на їх конструкції;

- методи виготовлення елементів ракетних двигунів, а саме фрезерування каналів охолодження, форсункової головки, у багатьох випадках застаріли і не відповідають вимогам сучасності, адже вони не гнучкі, дорогі та потребують значних капіталовкладень в оснащення;

- серед реалізованих у минулому двигунних установок виявлено прототипи, і принципові причини, з яких вони далі не використовувалися.

У другому розділі показано, що через збільшення габаритів камери згоряння для двигунів на парі компонентів: перекис водню – керосин, використання адитивних технологій є найбільш актуальним. Розроблено рекомендації щодо використання сучасного метода виробництва найскладніших деталей ракетного двигуна, а саме камери згоряння з трактом

охолодження та форсункові головки. Ці вузли найбільш дорогі і важкі у виробництві, а з врахування збільшеної протяжності тракту охолодження двигунів до одиниці тяги на таких компонентах, альтернативні способи виготовлення стають найбільш актуальними. Наведено приклади та порівняльний аналіз виготовлення та випробування деталей отриманих із застосуванням альтернативних методів виробництва. Наведено алгоритм виготовлення камери ракетного двигуна адитивними методами виробництва за технологією SLM з новими конструктивними особливостями.

Сформульовано рекомендації щодо конструювання елементів двигуна для виготовлення за технологією SLM. Розкрито можливості використання допоміжних структур для виготовлення нависаючих елементів, а також надано поради щодо застосування конструктивних прийомів для створення моделей, що самопідтримуються у процесі побудови на 3Д принтері. Наведено приклади розроблених та перевірених низкою вогневих випробувань елементів, а саме – форсункову головку, тракт охолодження.

У третьому розділі показано, що використання адитивних технологій для виготовлення тракту охолодження має певні особливості, а саме: внутрішня стінка камери має пористу структури та підвищену шорсткість поверхні (до Rz 40). Також показано, що використання перекису для охолодження камери висококонцентрованим перекисом водню пов'язане з рядом своїх особливостей, а саме: менша швидкість охолоджуючої речовини та відмінна форма каналів тракту у порівнянні з трактами, які охолоджуються керосином. Ці фактори призводять до того, що визначення коефіцієнту тепловіддачі від стінки камери до охолоджувальної рідини повинна бути уточнена.

Для дослідження цього коефіцієнта було проведено розрахунок охолодження за методикою В. М. Иевлева де коефіцієнт тепловіддачі визначався за формулою Нуссельта-Крауссоляда де критерій Нуссельта визначався за формулою $Nu = 0.021Re^{0.8}Pr^{0.43} \cdot \beta$ та проведено вогневі випробування камери ракетного двигуна з реєстрацією параметрів

температури вздовж тракту охолодження. Під час вогневих випробувань було встановлено, що величина підігріву охолоджуючої рідини в тракті не відповідає розрахунковій величині. Для зменшення похибки розрахунку було запропоновано уточну формулу розрахунку критерія Нуссельта $Nu = 0.0315Re^{0.8}Pr^{0.43} \cdot \beta$.

Підтверджено адекватність запропонованої формули вогневими випробуваннями ракетних двигунів з тягою 2.5 кН та 30 кН. Приведено порівняння розрахункової величини підігріву охолоджувальної рідини з величиною, отриманою під час вогневого випробування камери ракетного двигуна тягою 2500 Н. Показано загрози, які можуть з'явитися під час проектування камер, які охолоджуються перекисом водню. Показано, що термічне розкладання перекису водню в тракті охолодження призводить до виникнення низькочастотної нестійкості горіння. Досліджено вплив швидкості руху перекису водню в тракті охолодження на стійкість роботи камери ракетного двигуна.

У четвертому розділі введено розглянуто регулювання двигунів двох схем: з повною витратою окислювача на газогенератор та з частковою витратою окислювача на газогенератор. Виконано математичне моделювання двигунів двох схем та їх порівняння. Введено коефіцієнт співвідношення зведених втрат на дроселі встановленому по лінії живлення камери перекисом водню та зведених втрат на дроселі живлення газогенератора перекисом водню. Доведено, що за умов суттєвого надлишку окислювача запропонована схема з частковою витратою високонцентрованого перекису водню на газогенератор має якісні переваги у порівнянні з «класичною» схемою, де весь окислювач газифікується в газогенераторі.

Розроблено математичну модель роботи ракетного двигуна з частковою масовою витратою окислювача на газогенератор. Показано, що в двигунах закритого циклу з частковою витратою перекису водню на газогенератор регулювання режиму необхідно виконувати двома дроселями.

Також у четвертому розділі розглянуто систему наддування паливних баків ракетних двигунів продуктами розкладання перекису водню. Виведено термодинамічне співвідношення без якого неможливо організувати наддування паливних баків без виникнення об'ємної конденсації водяного пару.

У п'ятому розділі розглянуто запуск ракетного двигуна закритого циклу з частковою витратою окислювача на газогенератор. Було показано, що зміна працездатності продуктів розкладання перекису водню за часом суттєво впливає на точність розрахунку динамічних процесів. Було проведено експеримент та показано, що зміна працездатності газу за часом може бути замінена лінійною формулою та має такий вигляд $RT_{\text{пот}} = \frac{RT_{\text{рив}}}{1,1} \cdot \tau$. Математичну модель розрахунку запуску ракетного двигуна було доповнено виведеною експериментальним шляхом формулою та виконано математичне моделювання різних режимів запуску ракетного двигуна, наведено основні фактори, що впливають на надійність запуску, виконано математичне моделювання декількох режимів запуску.

Також у п'ятому розділі було досліджено вплив витоку компоненту палива з порожнини насоса окислювача в порожнину турбіни на стійкість роботи турбонасосного агрегата. Експериментальним шляхом показано, що витік компоненту палива на робоче колесо турбіни призводить до падіння режиму роботи турбонасосного агрегата. Запропоновано спосіб усунення цієї проблеми та експериментальним шляхом доведено ефективність такого способу.

Ключові слова: висококонцентрований перекис водню – керосин, адитивні методи виробництва, охолодження окислювачем камери ракетного двигуна, запуск і регулювання ракетного двигуна.

ABSTRACT

Andrievsky M. V. Development of Rocket Propulsion Systems Running on Highly Concentrated Hydrogen Peroxide and Kerosene. – Qualification scientific paper, manuscript.

Thesis for a Candidate Degree in Technical sciences (PhD): Specialty 134 – Aviation and Space-Rocket Technology. – Oles Honchar Dnipro National University.

In the XXI century, three main factors, that make the development of rocket and space technology, were identified. The first factor is the active commercialization of space. It means that the creation of a launch vehicle is not based on the requirements of ensuring the prestige of the country, as it was in the XX century, but only on the requirements of the market. It is obvious that market interactions give a rise to competition, which changes the understanding of the effectiveness of the rocket and space complex (RSC). In the market aspect, the effectiveness of the RSC is determined by the mobility of launch services, the ability to adapt to specific market requirements, as well as the minimum price for the launch mission.

The second significant factor that forms the direction of development of rocket and space technology is the miniaturization of electronics. This factor increases the demand for the launch of small launch vehicles. Obviously, the concept of a small launch vehicle should provide maximum autonomy from the spaceport to reduce the cost of operation and ensure the mobility of launch services.

The third important factor is the requirements for environmental friendliness and safety of missile technology. This factor creates the need to find and use fuel components that would be safe not only during operation, but in the process of their manufacturing.

The first two factors make the development of storable propellant launch vehicles relevant. However, the third factor makes it impossible to use classic storable propellant such as unsym-dimethylhydrazine and dinitrogen tetroxide. The only fuel that meets all the requirements is a match of hydrogen peroxide - kerosene. This fuel has a number of advantages over the classic cryogenic components. First, in the event of a start delay, there is no need to drain the fuel components, which ensures the mobility of the launch mission. Secondly, there is no need for constant refueling of the launch vehicle, which increases the independence of the launch vehicle from the spaceport. Third, there is no need for a complex system of thermostating and cooling units.

The purpose and objectives of the study – to investigate the throttling and launch processes of the rocket engine running on hydrogen peroxide - kerosene, as well as the formation of recommendations for the design of modern rocket propulsion systems, taking into account trends in the market of the launch services.

The object of the study is rocket engines running on fuel components hydrogen peroxide – kerosene.

The subject of the study is a method of rocket engines thrust chamber manufacturing; processes of thrust chambers (TCh) cooling organization; static and dynamic processes occurring in rocket propulsion systems. Also the internal tank processes that occur during the inflation of the engine fuel tanks are the subject of the study.

Research methodology – methods of solving nonlinear boundary value gas dynamics problems, numerical methods of integrating Cauchy problems during the calculation of a liquid rocket engine (LRE) start-up, numerical methods of thermodynamics equating system integration of variable mass and heat transfer equations, the analysis of experimental data obtained after tests and method of metallographic samples analysis, that were made on a 3D printer.

The introduction substantiates the choice of the thesis topic and the relevance of the research, also, the purpose and objectives of the research are formulated. Its connection with existing scientific programs and topics is shown, the scientific

novelty and practical value of the results are considered. Data on the applicant's personal contribution, approbation of the study and publications are given. The content of the study is revealed in five chapters.

The first chapter is devoted to the analysis of the world experience level in the design of rocket engines, methods of LRE elements manufacturing and the formulation of problematic issues. The approach to the development of LRE and technical solutions used earlier has been studied. The most common classic engines running on liquid oxygen components – kerosene, do not meet all modern requirements and have a number of disadvantages, but there are no launch vehicles that would run on environmentally friendly storable propellant. The necessity of creating such launch vehicles is substantiated.

The analysis of the rocket and space technology development state as well as the approaches to the elements of rocket engines manufacture, that was conducted, has proved the following. Almost all the existing launch vehicles were not developed exclusively for the space purposes, but had military requirements, which led to a significant complication of the complexes. Methods of rocket engine components manufacturing are outdated and do not meet any of modern requirements, because they are expensive, not flexible and require significant investment in equipment.

Prototypes that could form the basis for the development of modern engine systems running on environmentally friendly storable propellant have been identified among the propulsion systems implemented in the past.

Modern methods of rocket engine parts production such as thrust chambers are considered in the second chapter of the study. Examples of parts production and testing by alternative manufacturing are given. The procedure of a thrust chamber production by additive manufacturing using SLM technology is shown. This is an innovative technology for the production of complex products using laser melting of metal powder on 3D models developed in CAD systems. The operation of a 3D printer is based on layer-by-layer surfacing of metal with a focused light beam. The thickness of the layer depending on the material can range from 15 to 150 μm .

Recommendations for the elements design on SLM technology manufacturing are formulated. Possibilities of auxiliary structures usage for production of overhanging elements are revealed, and also suggestions on application of constructive receptions for creation of the models which are self-supporting in the course of construction on the 3D printer are given. Examples of elements developed and tested by a number of fire tests are given.

In the third chapter peculiarities of additive technologies applying for cooling channels manufacturing have been shown. First peculiarity is that wall surface that is in contact with the coolant is more rough than usual (Rz 40). Second peculiarity is that porosity of the wall is present. Also, it was shown that using of hydrogen peroxide is connected with other peculiarities such as lower flow velocity in the channels and different shape of channels in comparison with the combustion chambers which are cooled with kerosene. These factors lead to necessity of heat flow rate calculation formula clarification.

In order to clarify this coefficient combustion chamber cooling was calculated according to V. M. Ievlev method where heat flow coefficient is determined according to the Nusselt-Kraussold formula. In this formula Nusselt number is determined as $Nu = 0.021Re^{0.8}Pr^{0.43} \cdot \beta$. A hot fire test was conducted with data acquisition of temperature in along the cooling channels. During the fire test the difference between calculated and registered value of temperature increase have been registered. In order to reduce the calculation error a clarified Nusselt number formula have been offered $Nu = 0.0315Re^{0.8}Pr^{0.43} \cdot \beta$.

Accuracy of the offered formula have been verified during hot fire test of 2.5 kN and 30 kN engines. A comparison of the calculated value of the heating of the coolant with the value obtained during the fire test of the rocket engine chamber with a thrust of 2500 N. The issues that can arise during the design of hydrogen peroxide-cooled chambers are shown. It is shown that thermal decomposition of hydrogen peroxide in the cooling path leads to low-frequency combustion instability. The influence of the velocity of hydrogen peroxide in the cooling tract on the stability of the rocket engine chamber is investigated.

In the fourth chapter the regulation of two schemes have been considered: with full expense of oxidizer on the gas generator and with partial expense of oxidizer on the gas generator. Mathematical modeling of motors of two schemes and their comparison are performed. The ratio of the combined losses on the throttle installed on the supply line of the chamber with hydrogen peroxide and the combined losses on the throttle supply of the gas generator with hydrogen peroxide is introduced. It is proved that under conditions of significant excess of oxidant, the proposed scheme with a partial consumption of highly concentrated hydrogen peroxide per gas generator has qualitative advantages over the "classic" scheme, where all the oxidant is gasified in the gas generator.

A mathematical model of rocket engine operation with partial mass flow of oxidizer per gas generator has been developed. It is shown that in closed cycle engines with partial consumption of hydrogen peroxide on the gas generator thrust control must be performed with two chokes.

Also, in the fourth section the pressurization of fuel tanks of rocket engines by decomposition products of hydrogen peroxide is considered. A thermodynamic relation is derived without which it is impossible to organize the supercharging of fuel tanks without the occurrence of volumetric condensation of water vapor.

The fifth chapter presents mathematical models for calculating the start transience of a rocket engine, with particle oxidant consumption per gas generator. It was shown that product variation of temperature and gas constant leads to a huge error of mathematical simulation. In order to determine this dependence a few tests have been conducted. It was proven that in order to simplify the simulation the formula may be presented as $RT_{cur} = \frac{RT_{equal}}{1,1} \cdot \tau$.

Mathematical modeling of different modes of a rocket engine start transience are performed; the main factors influencing the reliability of a launch are identified; the results of mathematical modeling of several launch modes are given.

The general statement of the problem of rocket engine start-up is described and the mathematical model of dynamic processes of the rocket engine calculation is described in general.

The calculation results of different methods of rocket engine launch are presented and the main criteria influencing the reliability of a launch are revealed.

Keywords: highly concentrated hydrogen peroxide – kerosene, additive manufacturing, cooling of combustion chamber with oxidizer, start and regulation of rocket engine.

СПИСОК ОПУБЛІКОВАНИХ ПРАЦЬ ЗА ТЕМОЮ ДИСЕРТАЦІЇ

Публікації у фахових виданнях України, які включені до міжнародних наукових баз даних:

1. Митиков Ю. А. Андриевский М. В. Комбинированный наддув бака с углеводородным горючим – сверххолодная и высокотемпературная подсистемы. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2013. № 6 (102). С. 90–96. (Index Copernicus, Google Scholar, AcademicKeys).
2. Андриевский М. В., Митиков Ю. А., Шамровский Д. А. Особенности организации охлаждения двигателей, использующих в качестве окислителя перекись водорода высокой концентрации. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2017. № 5 (140). С. 60–64. (Index Copernicus, Google Scholar, AcademicKeys).
3. Андриевский М. В., Митиков Ю. А., Аджамский С. В., Шамровский Д. А. Применение аддитивных технологий для производства камер сгорания ракетных двигателей. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2017. № 6 (141). С. 17–22. (Index Copernicus, Google Scholar, AcademicKeys).
4. Андриевский М. В., Митиков Ю. А., Шамровский Д. А. Особенности регулирования ракетного двигателя закрытой схемы, работающего на экологически чистых компонентах топлива. *Вестник двигателестроения*. 2018. № 1. С. 16–21. (Google Scholar).
5. Андриевский М. В. Особенности организации запуска ракетного двигателя закрытого цикла, работающего на экологически чистых высококипящих компонентах топлива. *Вестник двигателестроения*. 2019. № 1. С. 29–34.

- (Google Scholar). посіб наддування бака з висококиплячим окислювачем: пат. 121267 Україна: МПК В64D 37/18 / Мітіков Ю. О., Андрієвський М.В. № а201806567; заявл. 11.06.2018; опубл. 27.04.2020, бюл. 8. 4 с.
6. Andriievskiy M. V., Mitikov Y.O. Influence of propellant leakage from pump area into turbine area on turbo-pump operation stability. Космічна наука і технологія. Т. 27. №1. 2021. С. 97–102. (*Web of Science, Google Scholar*).

Наукові праці, які засвідчують апробацію матеріалів дисертації:

7. Mitikov Y. A., Anriyevskiy M. V. Kerosene tank pressurization system using liquid oxygen. Calculation and design. Space technologies: Present and Future: abstracts of conf. Dnipro, Ukraine, 2013. P. 17.
8. Андрієвський М. В. Проектирование систем наддува баков ракет-носителей сверхлегкого класса. III Международный форум студентов, аспирантов и молодых ученых. Днепр: ДНУ им. О. Гончара, 2014. С. 525–526.
9. Андрієвський М. В. Комплексный анализ горячих газобаллонных систем наддува топливных баков современных ракетных двигателей. IX Международная научная конференция студентов и молодых ученых. Казахстан: Университет имени Л. Н. Гумильова, 2014. С. 3125–3129.

За результатами досліджень отримано патенти:

10. Спосіб наддування паливного бака рушійної установки: пат. 109320 Україна: МПК В64D 37/00/ Мітіков Ю.О., Андрієвський М.В. № а201313603; заявл. 22.11.13; опубл. 25.05.15, бюл. 10. 5 с.
11. Спосіб наддування бака з висококиплячим окислювачем: пат. 130510 Україна: МПК В64D 37/00/ Мітіков Ю. О., Андрієвський М.В. № u201806604; заявл. 12.06.2018; опубл. 10.12.2018, бюл. 23. 4 с.
12. Спосіб наддування паливного бака рушійної установки: пат. 112796 Україна: МПК F02K 9/00/ Мітіков Ю. О., Андрієвський М.В. № 201412041; заявл. 07.11.2014; опуб. 25.10.2016, бюл. 20. 7 с.