

АНОТАЦІЯ

Лапханов Е. О. Розробка методичних підходів для синтезу алгоритмів керування відведенням космічного апарата із застосуванням аеромагнітної системи відведення. – Кваліфікаційна наукова праця на правах рукопису.

Дисертація на здобуття наукового ступеня доктора філософії за спеціальністю 151 «Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології». – Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, Дніпро, 2020.

У дисертації вирішено наукове завдання розробки методичних підходів, щодо синтезу алгоритмів керування кутовою стабілізацією космічного апарата з аеродинамічно нестійким вітрильним елементом під час відведення з орбіти за допомогою нового класу гібридних засобів очищення навколоземного простору від об'єктів космічного сміття – аеромагнітних систем відведення.

В першому розділі проведено аналітичне порівняння переваг та недоліків існуючих засобів відведення об'єктів космічного сміття з навколоземних орбіт. Сформовано класифікатор засобів відведення об'єктів космічного сміття за головними критеріями ефективності: швидкістю, надійністю при довготривалому застосуванні, витратами палива та (або) бортової енергії і ступеню практичного впровадження та застосування. Враховуючи певні обмеження застосування існуючих засобів відведення проведено обґрунтування розробки нових гібридних систем відведення об'єктів космічного сміття з навколоземних орбіт. Враховуючи аеродинамічну нестійкість плоских аеродинамічних елементів вітрильного типу, проведено обґрунтування розробки нового класу гібридних засобів відведення об'єктів космічного сміття – аеромагнітних систем відведення.

В другому розділі представлено математичні моделі орбітального руху і кутового руху космічного апарата з аеромагнітною системою відведення. Представлено моделі збурень, що враховуються при дослідженні орбітального руху і кутового руху космічного апарата з аеромагнітною системою відведення.

Показано доцільність врахування збурюючих прискорень сил плазмодинамічного гальмування в правих частинах рівнянь орбітального руху космічного апарата з аеромагнітною системою відведення, при дослідженні часу відведення.

В третьому розділі проведено дослідження особливостей розробки функціональних схем системи керування космічного апарата з аеромагнітною системою відведення. Представлено узагальнену функціональну схему аеромагнітної системи відведення космічних апаратів з низьких навколоземних орбіт. Проведено дослідження особливостей розробки конструктивної схеми аеромагнітної системи відведення із застосуванням виконавчих органів з поворотними постійними магнітами. Розроблено методичні підходи, щодо синтезу алгоритмів керування кутовим рухом космічних апаратів (КА) з аеромагнітною системою відведення при застосуванні виконавчих органів з поворотними постійними магнітами та при застосуванні електромагнітів (магнетторків). Проведено дослідження особливостей синтезу алгоритмів рухомого керування стабілізацією аеродинамічного елементу космічного апарата з аеромагнітною системою відведення при застосуванні електромагнітів (магнетторків). Із застосуванням критеріїв стійкості Ляпунова, методів інфінітезимального числення та мультиплікативних інтегралів Вольтера, принципів оптимальності Беллмана запропоновано критерії стійкості для аналізу стабілізації космічного апарата з аеромагнітною системою при застосуванні різних магнітних систем орієнтації. Сформовано критерії оптимального застосування аеромагнітних систем відведення, що полягають в мінімізації витрат бортової електричної енергії на здійснення грубої стабілізації космічного апарата оснащеного аеромагнітними системами відведення в довготривалих космічних місіях. Проведено аналітичне порівняння особливостей керування кутовою стабілізацією космічного апарата за допомогою виконавчих органів з поворотними постійними магнітами і електромагнітів. Виходячи із технічних особливостей таких магнітних органів

керування кутовим рухом, розроблено відповідні методичні рекомендації вибору виконавчих органів з поворотними постійними магнітами або електромагнітів для різних космічних апаратів з аеромагнітними системами відведення.

В четвертому розділі проведено дослідження відведення космічних апаратів класу «Січ» розробки ДП «КБ «Південне» з орбіт різної дислокації із застосуванням аеромагнітних систем відведення. Визначено внутрішні і зовнішні чинники, що впливають на ефективність застосування аеромагнітних систем відведення. Із врахуванням цих чинників сформовано методичні рекомендації аналізу доцільності застосування аеромагнітних систем відведення, що чітко окреслюють переваги застосування цих засобів боротьби із засміченням навколоземного простору в залежності від характеру певної космічної місії з відведення об'єктів космічного сміття.

Наукова новизна отриманих результатів:

1. Вперше запропоновано методичні засади щодо проектування комбінованих систем керування відведенням космічного апарата, що базуються на одночасному використанні аеродинамічних елементів і магнітних систем орієнтації, що дозволяє розширити межі ефективного застосування плоских аеродинамічно нестійких вітрильних систем відведення.

2. Вперше розроблено методичні підходи щодо розробки нових енергетично маловитратних виконавчих органів магнітних систем орієнтації принцип дії яких базується на формуванні керуючих впливів шляхом керованого екранування магнітних полів постійних магнітів, що на порядок дозволяє зменшити витрати бортової електричної енергії на здійснення грубої стабілізації космічних апаратів з аеродинамічно нестійкими вітрильними елементами.

3. Вперше в Україні розроблено методичні підходи щодо синтезу алгоритмів керування кутовою стабілізацією космічного апарата з аеромагнітною системою відведення при застосуванні виконавчих органів з

поворотними постійними магнітами та при застосуванні електромагнітів, що дозволяє зменшити час відведення відпрацьованих космічних апаратів при застосуванні плоских аеродинамічно нестійких вітрильних елементів для відведення з орбіт по завершенні терміну експлуатації.

4. Удосконалено методики синтезу алгоритмів дискретних регуляторів із застосуванням нелінійного регулятора і широтно-імпульсного модулятора для виконавчих органів з поворотними постійними магнітами, що дозволяє мінімізувати витрати бортової електричної енергії на здійснення грубої стабілізації космічного апарата з аеромагнітними системами відведення.

5. Набули подальшого розвитку методи рухомого керування для синтезу алгоритмів кутової стабілізації космічного апарата з аеродинамічно нестійким плоским вітрильним елементом за допомогою електромагнітів або виконавчих органів з поворотними постійними магнітами, що дозволяє мінімізувати витрати бортової електричної енергії на кероване відведення космічного апарата за допомогою аеромагнітної системи відведення.

Практичне значення отриманих результатів:

- Розглянуто технічну можливість використання нового класу гібридних засобів відведення – аеромагнітних систем відведення відпрацьованих КА з низьких навколоземних орбіт, що дозволяє розширити межі ефективного застосування підкласу аеродинамічних систем відведення плоских вітрильних елементів. Забезпечення електромагнітної стабілізації із наданням орієнтації аеродинамічно нестійкій конструкції (аеродинамічний вітрильний елемент та космічний апарат, що відводиться) максимальною площею перпендикулярно до динамічного потоку атмосфери, що набігає, дозволяє зменшити час відведення на 20-30%.

- Запропоновані методичні підходи дозволяють визначити проектні параметри при створенні нового класу систем відведення об'єктів космічного сміття з низьких навколоземних орбіт – аеромагнітних систем відведення.

- Запропоновані підходи щодо синтезу алгоритмів керування кутовим рухом космічних апаратів з плоскими аеродинамічно нестійкими вітрильними елементами дозволяють на порядок зменшити витрати електричної бортової енергії на здійснення стабілізації аеродинамічного елементу максимальною площею перпендикулярно до динамічного потоку атмосфери, що набігає. Такі підходи можуть бути основою для розробки систем електромагнітної і магнітної орієнтації і стабілізації великогабаритних аеродинамічно нестійких плоских космічних конструкцій, таких як космічні електростанції з великими плоскими сонячними батареями, сонячні вітрила, аеромагнітні системи відведення.

- Розроблений алгоритм оптимізації може бути застосовано при виборі проектних параметрів систем орієнтації і стабілізації КА з аеромагнітною системою відведення.

- Результати досліджень технічної можливості застосування аеромагнітних систем відведення увійшли складовою частиною у звіт про НДР «Оцінка можливості застосування аеромагнітної системи відведення для космічного апарата «Січ 2-1» розробки ДП «КБ «Південне», підготовлений згідно договору про науково-технічне співробітництво між конструкторським бюро космічних апаратів, систем та комплексів ДП «КБ «Південне» і ІТМ НАНУ і ДКАУ № 337-9 від 31 липня 2017 р. Результати досліджень використовуються у ДП «КБ «Південне» при оцінках можливостей створення аеромагнітних систем відведення для космічних апаратів серії «Січ».

Ключові слова: аеромагнітна система відведення, кероване відведення космічного апарата, дискретний регулятор, методи рухомого керування, критерії стійкості.

Список публікацій здобувача:

– *в фахових виданнях категорії А, включених до міжнародної наукометричної бази «Scopus»:*

1. Lapkhanov E., Khoroshylov S. Development of the aeromagnetic space debris deorbiting system. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. 2019. Vol. 5. Iss. 5(101). Pp. 30 – 37. DOI: 10.15587/1729-4061.2019.179382

2. Alpatov A., Khoroshylov S., Lapkhanov E. Synthesizing an algorithm to control the angular motion of spacecraft equipped with an aeromagnetic deorbiting system. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. 2020. Vol. 1. Iss. 5(103). Pp. 37 – 46. DOI: 10.15587/1729-4061.2020.192813

– *в фахових виданнях категорії Б, В, включених до міжнародної наукометричної бази «Index Copernicus»:*

1. Лапханов Е. О. Особливості розробки засобів відведення космічних апаратів з навколоземних робочих орбіт. Технічна механіка. 2019. № 2, С. 16 – 30. DOI: 10.15407/itm2019.02.016

2. Alpatov A., Lapkhanov E. The use of mobile control methods for stabilization of a spacecraft with aeromagnetic deorbiting system. System technologies. 2019. No. 6. P. 41 – 54. DOI: 10.34185/1562-9945-6-125-2019-04

3. Лапханов Е. О. Особливості застосування магнітних органів керування для здійснення грубої стабілізації космічних апаратів з аеромагнітними системами відведення. Технічна механіка. 2020. №1. С. 56 – 66. DOI: 10.15407/itm2020.01.056

– *в фахових виданнях, затверджених МОН України:*

Лапханов Е. О. Особливості проектування пристроїв з постійними магнітами для відведення об'єктів космічного сміття з низьких навколоземних орбіт. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. 2019. Том XXVII. С. 59 – 70.

– *які засвідчують апробацію матеріалів дисертації на наукових конференціях, семінарах:* Матеріали, основні положення та результати дисертаційної роботи доповідались і опубліковані у збірниках доповідей та матеріалів науково-технічних конференцій, семінарів, симпозіумів, а саме: Міжнародній молодіжній науково-практичній конференції «Людина і космос»

(м. Дніпро, 2017, 2019 – 2020); Міжнародній науково-технічній конференції «Інформаційні технології в металургії та машинобудуванні» імені професора Михальова О. І. (м. Дніпро, 2019 – 2020); VII Міжнародній науковій конференції «Космічні технології: сучасне та майбутнє» (м. Дніпро, 2019); На науковому форумі з обміну досвідом в галузі інформаційних технологій і проблем керування між університетами України і Північно-західним політехнічним університетом Китайської Народної Республіки (Китайська Народна Республіка, м. Сіань, 16 – 22 листопада, 2019); На наукових семінарах Інституту технічної механіки НАНУ і ДКАУ (витяги з протоколів семінарів відділу Системного аналізу та проблем керування, 2017 – 2020).

SUMMARY

Laphanov E. O. Development of methodological approaches for the synthesis of control algorithms for spacecraft deorbiting with using an aeromagnetic deorbiting system. – Qualified scientific work on the rights of the manuscript.

PhD thesis for the scientific degree of Philosophy Doctor in the specialty 151 "Automation and computer-integrated technologies". – Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine, Dnipro, 2020.

The scientific task is the development of methodological approaches to the synthesis of control algorithms for a spacecraft angular stabilization equipped by aerodynamically unstable sailing element during deorbiting from orbit using a new class of hybrid means of cleaning near-Earth orbits from space debris – aeromagnetic deorbiting systems.

The analytical comparison of the advantages and disadvantages of existing means of space debris deorbiting from Earth orbits has been carried out in the first section. A classifier of space debris deorbiting systems has been formed according to the main efficiency criteria: speed, reliability in long-term use, fuel and (or) onboard energy

consumption and the degree of practical implementation and application. Given certain limitations in the use of existing means of deorbiting, the development of new hybrid systems for deorbiting of space debris from Earth orbits has been substantiated. Given the aerodynamic instability of flat aerodynamic elements of the sailing type, the rationale for the development of a new class of hybrid means of space debris deorbiting – aeromagnetic deorbiting systems.

The mathematical models of orbital motion and angular motion of a spacecraft with an aeromagnetic deorbiting system are presented in the second section. Models of perturbations that are taken into account in the study of orbital motion and angular motion of a spacecraft with an aeromagnetic deorbiting system are presented in this section. The expediency of taking into account the perturbing accelerations of the plasmodynamic braking forces in the right parts of the equations of the orbital motion of a spacecraft with an aeromagnetic deorbiting system is shown in the study of the deorbiting time.

In the third section, a study of the features of the development of functional schemes of the control system of a spacecraft with an aeromagnetic deorbiting system has been carried out. The generalized functional scheme of the aeromagnetic system for spacecraft deorbiting from low Earth orbits is presented. The research of features of aeromagnetic deorbiting system constructive scheme development with use of executive bodies with rotary permanent magnets is carried out. Methodical approaches to the development of algorithms for angular motion control of a spacecraft with an aeromagnetic deorbiting system in the use of executive bodies with rotating permanent magnets and in the use of electromagnets (magnetorquers) have been developed. The research of features of synthesis of mobile control algorithms for angular stabilization of an aerodynamic element of spacecraft with aeromagnetic deorbiting system at application of electromagnets (magnetorquers) is carried out. Using Lyapunov stability criteria, infinitesimal calculus methods and Voltaire multiplicative integrals, Bellman's optimality principles, stability criteria were developed for the analysis of stabilization of a spacecraft with an aeromagnetic deorbiting system using different magnetic orientation

systems. Criteria for optimal use of aeromagnetic deorbiting systems are proposed, which are to minimize onboard electrical energy consumption for the rough stabilization of the spacecraft equipped by aeromagnetic deorbiting systems in long-term space missions. An analytical comparison of the control features of the angular stabilization of the spacecraft with using the executive bodies with rotating permanent magnets and electromagnets has been carried out. Based on the technical features of such magnetic control bodies of angular motion, the relevant guidelines for the selection of executive bodies with rotating permanent magnets or electromagnets for various spacecraft with aeromagnetic deorbiting systems have been developed.

In the fourth section, a study of Sich-class spacecraft developed by the Design Office "Pivdenne" deorbiting from orbits of different dislocations using aeromagnetic deorbiting systems was carried out. Internal and external factors influencing the efficiency of aeromagnetic drainage systems are determined. Taking into account these factors, methodological recommendations for the analysis of the feasibility of aeromagnetic deorbiting systems have been developed, which clearly outline the advantages of using these means of combating debris of near-Earth space depending on the nature of a space mission of deorbiting space debris.

Scientific novelty of the obtained results:

1. For the first time, methodological principles for the design of combined spacecraft control systems based on the simultaneous use of aerodynamic elements and magnetic orientation systems have been proposed, which allows to expand the limits of effective use of flat aerodynamically unstable sailing systems.

2. For the first time methodical approaches to the development of new control executive bodies with low energy consumption for magnetic orientation systems have been developed. The principle of operation of these control executive bodies is based on the formation of control effects by controlled shielding of magnetic fields of permanent magnets. This reduces the cost of onboard electricity consumption for the rough stabilization of spacecraft with aerodynamically unstable sailing elements.

3. For the first time in Ukraine, methodological approaches have been developed for the synthesis of control algorithms for angular stabilization of a spacecraft with an aeromagnetic deorbiting system using executive bodies with rotating permanent magnets and electromagnets. This reduces the time of deorbiting of spent spacecraft when using flat aerodynamically unstable sailing elements for removal from orbit at the end of service life.

4. The methods of synthesis of algorithms of discrete regulators with the use of nonlinear regulator and pulse-width modulator for executive devices with rotating permanent magnets have been improved, which allows minimizing of onboard electrical energy consumption for rough stabilization of spacecraft with aeromagnetic deorbiting systems.

5. Mobile control methods for the synthesis of angular stabilization algorithms for spacecraft with an aerodynamically unstable flat sailing element by means of electromagnets or executive devices with rotating permanent magnets have been further developed, which minimizes the onboard electrical energy consumption for controlled deorbiting of the spacecraft by aeromagnetic deorbiting system.

The practical significance of the results:

- The technical possibility of using a new class of hybrid means of deorbiting - aeromagnetic systems of deorbiting of spent spacecraft from low Earth orbits has been presented. It allows to expand the limits of effective application of the subclass of aerodynamic deorbiting systems - flat sailing braking elements. Deorbiting time when using flat sailing elements due to electromagnetic stabilization of aerodynamically unstable structure (aerodynamic sailing element and removal spacecraft) by the maximum area perpendicular to the dynamic flow of the approaching atmosphere is reduced by 20-30%.

- The proposed methodological approaches allow to determine the design parameters when creating a new class of systems for deorbiting of space debris from low Earth orbits - aeromagnetic removal systems.

- The proposed approaches to the synthesis of algorithms for controlling the angular motion of spacecraft with flat aerodynamically unstable sailing elements allow to reduce the electrical onboard energy consumption to stabilize the aerodynamic element by a maximum area perpendicular to the dynamic flow of the atmosphere flux. Such approaches can be the basis for the development of systems of electromagnetic and magnetic orientation and stabilization of large aerodynamically unstable flat space structures, such as space power plants with large flat solar panels, solar sails, aeromagnetic exhaust systems.

- The developed optimization algorithm can be applied at a choice of design parameters of systems of orientation and stabilization of the spacecraft with the aeromagnetic deorbiting system.

- The results of research on the technical feasibility of aeromagnetic diversion systems were included in the report on research work "Assessment of the possibility of using aeromagnetic diversion system for the spacecraft" Sich 2-1 "developed by State Enterprise" Design Office " Pivdenne ". The report was prepared in accordance with the agreement on scientific and technical cooperation between the design bureau of spacecraft, systems and complexes of State Enterprise "Design Office" Pivdenne "and ITM NASU and SSAU № 337-9 dated July 31, 2017. The results of the research are used in State Enterprise "Design Office" Pivdenne "in assessing the possibility of creating aeromagnetic deorbiting systems for spacecraft series" Sich ".

Key words: aeromagnetic deorbiting system, controlled deorbiting of the spacecraft, discrete regulator, methods of mobile control, stability criteria.

List of PhD-student publications:

– ***in professional publications of category A, included in the international scientometric database "Scopus":***

1. Lapkhanov E., Khoroshylov S. Development of the aeromagnetic space debris deorbiting system. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. 2019. Vol. 5. Iss. 5(101). Pp. 30 – 37. DOI: 10.15587/1729-4061.2019.179382

2. Alpatov A., Khoroshylov S., Lapkhanov E. Synthesizing an algorithm to control the angular motion of spacecraft equipped with an aeromagnetic deorbiting system. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. 2020. Vol. 1. Iss. 5(103). Pp. 37 – 46. DOI: 10.15587/1729-4061.2020.192813

– *in professional publications of category B, C, included in the international scientometric database "Index Copernicus":*

1. Lapkhanov E. O. Features of the development of means for spacecraft removal from near-Earth operational orbits. Technical mechanics. 2019. No 2, P. 16 – 30.

2. Alpatov A., Lapkhanov E. The use of mobile control methods for stabilization of a spacecraft with aeromagnetic deorbiting system. System technologies. 2019. No. 6. P. 41 – 54.

3. Lapkhanov E. O. Features of the use of magnetic controls in a coarse stabilization of spacecraft with aeromagnetic deorbit systems. Technical mechanics. 2020. No1. P. 56 – 66. ISSN 1561-9184

- *in professional publications approved by the Ministry of Education and Science of Ukraine:*

Lapkhanov E. O. Features of designing devices with permanent magnets for removal of space debris from low Earth orbits. System design and analysis of aerospace technology characteristics. 2019. Volume XXVII. Pp. 59 - 70.

- **certifying the approbation of dissertation materials at scientific conferences, seminars:** Materials, basis and results of dissertation were reported and published in collections of reports and materials of scientific and technical conferences, seminars, symposia, namely: International Youth Scientific and Practical Conference “Human and Space” (Dnipro, 2017, 2019 - 2020); International scientific and technical conference "Information technologies in metallurgy and mechanical engineering named after professor Mikhalev A. I." (Dnipro, 2019 - 2020); VII International Scientific Conference "Space Technologies: Present and Future" (Dnipro, 2019); At the scientific forum on the exchange of experience in the

field of information technology and management issues between the universities of Ukraine and the North-West Polytechnic University of the People's Republic of China (People's Republic of China, Xi'an, November 16-22, 2019); At scientific seminars of the Institute of Technical Mechanics of NASU and SSAU (extracts from the minutes of seminars of the Department of Systems Analysis and Control Problems, 2017 - 2020).