

А. П. АЛПАТОВ

ПРОБЛЕМИ СИСТЕМНОГО АНАЛІЗУ КОСМІЧНОЇ ДІЯЛЬНОСТІ В УКРАЇНІ. КЕРОВАНА ДИНАМІКА РАКЕТ ТА КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ*Інститут технічної механіки**Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, м. Дніпро, 49005, Україна; e-mail: aalpatov@ukr.net*

Метою статті є огляд головних результатів наукових досліджень, що були виконані в 2016 – 2020 роках науковцями відділу системного аналізу та проблем керування Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України. При огляді результатів досліджень застосовано метод феноменологічного аналізу відповідної інформації. Проведено системний аналіз тенденцій розвитку застосування космічних технологій у різних сферах людської діяльності. Обговорюються методи оцінки проєктів космічних програм, алгоритми формування науково-технічних програм. Описано результати дослідження динаміки космічних апаратів та їх складових частин. Досліджено динаміку космічних тросових систем, а також мікросупутників. Розглянуто тенденції розвитку космічних транспортних систем у світі, та особливості їх розвитку в Україні, а також стан методичної бази проєктування ракетно-космічної техніки в Україні. Розроблено рекомендації щодо розробки нормативних документів та напрямів їх вдосконалення.

Розглянуто та найшли подальший розвиток методи системного аналізу щодо їх застосування у космічній галузі. Розроблено метод структурно-параметричної ідентифікації в задачі моделювання об'єктів з багатовимірним виходом в класі бета-авторегресійних моделей, в яких співвідношення вагових коефіцієнтів авторегресії визначаються на основі функцій щільності бета-розподілів. За принципами методу групового урахування аргументів побудовано і досліджено критерій регулярності для моделювання в класі бета-авторегресійних моделей в умовах квазіповторних спостережень. Проведено дослідження щодо аналізу, синтезу та оптимізації функціонування систем багаторівневого, інтелектуального й мережевого управління в умовах невизначеності. Набули розвитку методичні підходи до створення симбіотичних автономних систем авіакосмічного та транспортного призначення. Розроблено нову технологію побудови сурогатних моделей, що використовує підходи, засновані на синергії методів предметної області і когнітивних технологій, які базуються на досягненнях загальнонаукових дисциплін. Частина наукових результатів використана у практичній діяльності Державного підприємства «КБ «Південне».

Ключові слова: системні дослідження, космічний апарат, керований ракетний об'єкт, проєктні параметри, параметри траєкторії, програма керування рухом ракети, числові методи оптимізації, робастні системи керування, промислові орбітальні комплекси, дистанційне зондування Землі, тросові системи.

This paper overviews the main research results obtained from 2016 to 2020 at the Department of System Analysis and Control Problems of the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine. The overview was prepared using the method of phenomenological analysis. The results of the system analysis of the trends in the use of space technologies in different areas of human activities are presented. Methods of draft space program evaluation and R&D program formation algorithms are discussed. Research results on the dynamics of spacecraft and components thereof are presented. The dynamics of tethered space systems and microsatellites is considered. Consideration is given to the world's trends in the development of space transportation systems, the features of their development in Ukraine, and the state of the art of the methodological basis of rocket/space hardware design in Ukraine. Recommendations on working out normative documents and lines of their refinement are given.

System analysis methods were considered and found their further development as applied to the space sector. A method of structural-parametric identification was developed for the problem of object simulation with a multidimensional output in the class of beta-autoregressive models, in which autoregression weight coefficient ratios are determined based on beta-distribution density functions. On principles of the group data handling method, a regularity criterion was constructed and studied for simulation in the class of beta-autoregressive models in conditions of quasi-repeated observations. Investigations were conducted into the analysis, synthesis, and operation optimization of systems of multilevel, intellectual, and network management under uncertainty. Methodological approaches to the development of symbiotic self-contained aerospace and transport systems were elaborated. A new technology was developed for the construction of surrogate models with the use of approaches on the basis of the synergy of subject field methods and cognitive technologies based on general scientific achievements. Part of the research results has found practical use at Yuzhnoye State Design Office.

Keywords: system studies, spacecraft, guided rocket, design parameters, trajectory parameters, rocket flight control program, numerical methods of optimization, robust control systems, industrial orbital complexes, Earth remote sensing, tethered systems.

© А. П. Алпатов, 2021

Вступ

Відділ системного аналізу та проблем керування Інституту технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України (ІТМ НАНУ і ДКАУ) був створений в 2000 році на базі відділу керованих механічних систем в результаті об'єднання з відділом системного аналізу. Основними науковими напрямками відділу були визначені:

- дослідження вільних і керованих режимів функціонування трансформованих просторово-розвинутих механічних систем космічного і наземного базування в умовах широкого спектра впливів;
- системний аналіз проблем космічної галузі.

У розвитку зазначених напрямків в різні періоди діяльності відділу брали і беруть участь 48 наукових співробітників і 39 інженерів і техніків. Експериментальна і методологічна база відділу містить лабораторне обладнання для дослідження елементів тросових космічних систем, аеродинамічну лабораторію, а також програмні комплекси для вирішення задач з основних напрямків дослідницької роботи відділу. Основними замовниками таких робіт є Національна академія наук України, Державне космічне агентство України, Державне підприємство «КБ «Південне», Державне підприємство «Південний машинобудівний завод».

Базові розробки відділу орієнтовані на завдання ракетно-космічної галузі України та в своїй основі містять фундаментальні дослідження, що проводяться відповідно до планових завдань НАН України. Результати фундаментальних досліджень використовуються в процесі науково-методичного супроводу розробок ракетно-космічної техніки. Методичні розробки також застосовуються для оцінки ефективності проєктів національних космічних програм і підготовки різних аналітичних матеріалів для державних органів управління.

Огляд досліджень і розробок відділу, виконаних в останні п'ять років, представлений далі за наступними основними напрямками [1 – 6].

Системний аналіз проблем космічної діяльності у світі та в Україні

Загальносвітові тенденції розвитку космічної техніки пов'язані значною мірою з комерціалізацією космічної діяльності. А також з активним впровадженням нових підходів до розвитку технологічної бази, створення нової елементної бази та виникненням нових завдань. У зв'язку з цим актуальними є задачі розробки нових концепцій розвитку космічної галузі України, системного аналізу нових проєктів, а також аналізу результатів роботи галузі за основними напрямками діяльності. Задачі прогнозування розвитку галузі за критеріями комплексної ефективності також залишаються актуальними.

Системна проблема сучасного стану космічної діяльності України полягає в невідповідності між наявним потенціалом ракетно-космічної промисловості та впливом космічної діяльності на вирішення актуальних задач соціально-економічного, еколого-культурного та освітнього розвитку суспільства, підтримки національної безпеки та реалізації геополітичних інтересів держави. Крім того, до системних проблем можна віднести також невідповідність наявного рівня розвитку космічної промисловості вимогам світового ринку космічних послуг.

Транспортно-космічні системи. Незважаючи на надлишок світового парку носіїв, космічні країни розробляють і вводять в експлуатацію нові ра-

кети-носії (РН) (наприклад, Китай ввів в експлуатацію 9 нових РН). Ведуться роботи зі створення надважких ракетних комплексів для реалізації програм вивчення і освоєння Місяця і Марса. Щодо організаційних форм треба зазначити, що інтенсивно розвивається приватний космос, все більше з'являється приватних фірм, які займаються розробкою ракетно-космічної техніки.

Найбільшим досягненням в транспортно-космічній діяльності є введення в експлуатацію частково-багаторазової РН Falcon американської приватної компанії SpaceX з першим ступенем, який можна повторно використовувати до 10 разів. У РН Falcon найнижча вартість виведення (8 тис. дол. за 1 кг корисного навантаження), з якою ніхто доки не може конкурувати. І, як наслідок, сьогодні спостерігається тенденція зростання ринкової долі в сегменті пускових послуг компанії SpaceX (45 % від загальної кількості комерційних пусків).

В найближчому майбутньому ринок пускових послуг стало зростатиме за рахунок таких проєктів супутникових угруповань, як Starlink, OneWeb, Amazon Project Kuiper та інших. За даними Euroconsult щорічно буде запускатися в середньому 1250 супутників. У зв'язку зі збільшенням комерційного попиту на виведення малих космічних апаратів (КА) багатьма компаніями ведуться розробки мікроракет для оперативного запуску. У цьому сегменті є місце і перспектива для проєктів українських РН, які включено в проєкт космічної програми України на 2021 – 2025 роки [11 – 13, 21 – 29].

Дистанційне зондування Землі. В світовій галузі дистанційного зондування Землі за останні 5 років спостерігаються такі тенденції:

- зростання чисельності приватних фірм, що займаються розробкою супутників дистанційного зондування Землі (ДЗЗ);
- послідовне збільшення кількості запусків супутників ДЗЗ (2006 – 2012 роки – 14 КА, 2013 – 2018 роки – 39 КА, 2019 – 2020 роки – 97 КА);
- перевага за супутниками ДЗЗ оптико-електронної й радіолокаційної апаратури з просторовим розрізненням 1 м і краще (навіть до 0,25 м);
- створення великих угруповань космічних апаратів ДЗЗ (з декількох десятків супутників);
- поступова переорієнтація галузі ДЗЗ щодо надання не тільки даних дистанційного зондування, але також і аналітики на основі цих даних;
- спостерігається інтенсивний розвиток методів геопросторового моніторингу, бізнес-аналітики, машинного навчання, нейронних мереж, хмарної архітектури й автоматичної обробки великих масивів даних ДЗЗ;
- створюються національні ринки даних ДЗЗ, які використовують відкритий доступ до даних, приватне й приватно-державне партнерство, оперативність доставки інформації за рахунок застосування веб-сервісів і хмарних обчислень, аналітику на основі даних ДЗЗ, обробку даних ДЗЗ на борту КА в недалекому майбутньому.

У перспективі майбутнє дистанційного зондування Землі буде залежати від проривних технологій, інноваційних рішень, нових додатків і інтеграції технологій, таких як віртуальна реальність, доповнена реальність, штучний інтелект, великі дані, хмарні обчислення та Інтернет речей, які будуть мати вирішальне значення для сегмента ДЗЗ. Аналітики вважають, що девізом галузі ДЗЗ на найближче десятиріччя має бути: "Клієнту – сервіси та аналітика замість знімків!" [23 – 29].

Супутниковий зв'язок. На сьогодні супутниковий зв'язок – це реальна можливість організації та підключення до всіх існуючих сервісів, від телефонії, високошвидкісного доступу в Інтернет, до побудови корпоративних мереж для передачі даних. Супутниковий зв'язок – оптимальний варіант для створення комунікацій між географічно віддаленими регіонами, а також районами зі слабо розвинутою інфраструктурою. Найбільш перспективними напрямками розвитку ринку супутникового зв'язку на сьогодні є мобільний інтернет, створення нових привабливих тарифів і пакетів послуг, нові технології (Інтернет речей, машино-машинна взаємодія), а також використання супутникового зв'язку для забезпечення морських і авіаперевезень. В умовах тиску з боку загального надлишку пропозиції геостационарної супутникової ємності над попитом більшість операторів супутникового зв'язку з 2017 року демонструють загальне зниження обсягу доходу.

Основні тенденції розвитку систем супутникового зв'язку направлені на вирішення наступних задач: розробка КА з високою ефективністю використання закладених ресурсів; створення нових національних систем супутникового зв'язку; запуск нових супутників для поповнення систем супутникового зв'язку і заміни супутників, які відпрацювали свій робочий ресурс; впровадження супутникових мереж діапазону Ка (частотний спектр (26,5 – 40) ГГц), які забезпечують більшу пропускну здатність; розробка ефективного бортового корисного навантаження; розробка негеостационарних систем для широкого космического доступу; розробка супутникових систем на середніх, високоеліптичних та низьких навколоземних орбітах для мобільного зв'язку абонентів незалежно від місця знаходження, зокрема, для зв'язку з користувачами віддалених та важкодоступних місць.

Важливим напрямком розвитку систем супутникового зв'язку став і на довгострокову перспективу залишиться розвиток геостационарних систем супутникового зв'язку із супутниками великої пропускну здатності [23].

Проблеми удосконалення нормативно-методичної бази розробки ракетно-космічної техніки в Україні. На сьогодні нормативна база ракетно-космічної техніки (РКТ) в Україні знаходиться в стані становлення (створення), тому їй, в основному з об'єктивних причин, притаманні такі недоліки, як використання застарілих стандартів колишнього Радянського Союзу (ці стандарти не оновлювалися починаючи з 1992 року), неповнота тощо. Незважаючи на наявні недоліки, стан нормативної бази РКТ можна вважати задовільним, адже ці недоліки не створюють завад та перешкод в діяльності проектно-конструкторських організацій та виробничих підприємств щодо розробки, виготовлення та випробовування нових зразків РКТ.

Основними напрямками удосконалення існуючої нормативної бази РКТ мають бути:

- актуалізація ряду раніше випущених вітчизняних нормативних документів та їх гармонізація з міжнародними стандартами;
- випуск раніше розроблених, але ще не введених в дію, нормативних документів;
- розробка та випуск нормативних документів для заміни чинних на сьогодні в Україні стандартів серії В (ГОСТ В).

Стан методичної бази проектування РКТ в Україні можна вважати вкрай незадовільним, адже за час існування космічного агентства України не була випущена жодна галузева методика, в той час як в космічних агентствах кра-

їн-лідерів в області РКТ за цей період випущено та удосконалено біля трьох десятків ліцензованих галузевих комп'ютеризованих методик загального використання (в межах відповідних космічних агентств). Особливо велика увага при цьому приділялась методикам щодо розрахунку очікуваних техніко-економічних показників та показників надійності створюваних нових зразків РКТ. Так однією із головних причин провалів проєктів «Циклон-4», «Січ-2» та «Либідь» (можна сказати заздалегідь несвідомо запланованих) була відсутність сертифікованих галузевих методик щодо розрахунку очікуваних техніко-економічних показників та показників надійності, тому що при їх відсутності основні важливі рішення керівництвом космічного агентства та урядом України приймалися на некоректній інформації, яка визначалася шляхом експертних оцінок, або на основі суб'єктивних (нерідко рекламних) даних організацій потенційних підрядчиків з реалізації ресурсомістких державних проєктів. В таких умовах керівництво космічного агентства в принципі не могло ефективно управляти фінансовими та часовими ресурсами, а також контролювати та впливати на якість створюваних зразків РКТ [21 – 26].

Першочерговими кроками з удосконалення методичної бази РКТ в Україні мають бути розробка та сертифікація наступних галузевих методик:

- розрахунок очікуваної вартості дослідно-конструкторських робіт (ДКР) щодо створення космічного апарата спостереження Землі із космосу чи супутникового зв'язку;
- розрахунок очікуваної вартості ДКР щодо створення наземного комплексу космічної системи супутникового зв'язку;
- розрахунок показника технічного рівня (якості) космічної системи спостереження Землі із космосу чи супутникового зв'язку;
- розрахунок показників надійності космічного апарата спостереження Землі із космосу чи супутникового зв'язку;
- оцінка можливості технічної реалізації проєкту щодо створення космічної системи спостереження Землі із космосу чи супутникового зв'язку.

Наявність таких сертифікованих галузевих методик суттєво знижує вимоги до технічної компетенції керівного персоналу космічного агентства, а підприємства-розробники нових зразків РКТ будуть проводити розрахунки очікуваних техніко-економічних показників та показників надійності за прозорими та єдиними для всіх розробників РКТ формалізованими (комп'ютеризованими) методиками. При цьому космічне агентство буде мати можливість достатньо оперативно та ефективно контролювати якість цих розрахунків (як це має місце в космічних агентствах країн-лідерів в області РКТ).

Розвиток методів системного аналізу

Регресійний аналіз. Розроблено метод структурно-параметричної ідентифікації в задачі моделювання об'єктів з багатовимірним виходом в класі бета-авторегресійних моделей, в яких співвідношення вагових коефіцієнтів авторегресії визначаються на основі функцій щільності бета-розподілів. За принципами методу групового урахування аргументів побудовано і досліджено критерій регулярності для моделювання в класі бета-авторегресійних моделей в умовах квазіповторних спостережень. Отримано умови існування оптимальної множини регресорів, що залежать від коефіцієнтів моделей, матриць спостережень регресорів, дисперсії випадкових складових і обсягів вибірок. Виявлено закономірності редукції (спрощення) оптимальної бета-

авторегресійної моделі. Доведено, що спрощена оптимальна модель має меншу помилку прогнозування вихідної змінної на нових вибірках у порівнянні з моделлю, побудованою на істинній структурі [42 – 47, 78].

Розроблений метод структурно-параметричної ідентифікації застосовано для опису і прогнозування руху великих фрагментів космічного сміття (космічних апаратів і відпрацьованих ступенів ракет-носіїв, представлених часовими рядами TLE-елементів з нерівновіддаленими за часом значеннями) для розв'язання важливої науково-технічної задачі – розробки і дослідження ефективних методів відведення великих фрагментів космічного сміття на низькі орбіти для подальшого зниження за рахунок аеродинамічного гальмування. Застосування розробленого статистичного методу моделювання дозволяє підвищити якість моделей руху великих фрагментів космічного сміття, побудованих за часовими рядами їх TLE-елементів (які оперативного оновлюються і знаходяться у відкритому доступі).

Своєчасне виявлення зміни характеристик об'єктів ракетно-космічної техніки в ході їх тривалої експлуатації є одним з основних завдань в розробці і дослідженні бортових систем підтримки їх цільової ефективності. Для виявлення зміни характеристик функціонування динамічних систем розроблено метод статистичної класифікації на основі моделювання в класі авторегресійних моделей [44, 45]. Розроблений метод статистичної класифікації дозволив виявити зміни руху нефункціонуючого КА «Січ-2» на основі авторегресійних моделей, побудованих за часовими рядами TLE-елементів [75, 76, 79 – 82].

Управління складними, великими, мережоцентричними системами.

Проведено дослідження щодо аналізу, синтезу та оптимізації функціонування систем багаторівневого, інтелектуального й мережевого управління в умовах невизначеності [74]. Набули розвитку методичні підходи до створення симбіотичних автономних систем авіакосмічного та транспортного призначення [74, 40]. Розроблено нову технологію побудови сурогатних моделей (Surrogate Models) [39, 40]. Технологія використовує методи, засновані на синергії методів предметної області і когнітивних технологій, що базуються на досягненнях загальнонаукових дисциплін (математики, штучного інтелекту та аналізу даних, інформаційних технологій), і в значній мірі інваріантні по відношенню до предметної області.

Розроблено концепцію та прототипи реконфігурованої діагностичної моделі складної технічної системи, що забезпечує: універсальну формалізацію взаємовпливу факторів; реалізацію принципів інформаційної надмірності і різноманітності, когерентності і переформулювань задач розрізнення, самоналаштування; оптимізацію; диверсифікацію і конкуренцію підсистем розпізнавання, розрізнення, керування; авто / гетеро-асоціативність, розподіленість; робастність і активність пам'яті; парадигму граничних узагальнень.

Концепція включає наступні задачі: моніторинг стану КА як задачу опитування датчиків і збору необхідної інформації; контроль і діагностику підсистем КА як задачу виявлення інформативних ознак для виявлення збоїв і аномалій (інтелектуальної класифікації ситуацій); прогнозування стану підсистем КА як задачу оцінки поточних і накопичених свідчень бортових систем для прийняття превентивних рішень; контроль достовірності інформації з подальшим коригуванням; продовження функціонування КА при несправних вимірювальних каналах (часткове або повне заповнення відсутньої інформації).

Динаміка космічних апаратів та їх модулів

Системи видалення космічного сміття. Для видалення об'єктів космічного сміття (ОКС) з низьких навколоземних орбіт можуть бути застосовані як контактні, так і безконтактні методи і засоби відведення. Безконтактні системи не передбачають механічного контакту з ОКС і можуть бути реалізовані за допомогою технології, яка має назву "Пастух з іонним променем" (ППП). Цій перспективній технології безконтактного видалення космічного сміття присвячено монографію [66], де представлено моделі динаміки, перспективні для опису і дослідження руху космічного апарата-пастуха і об'єкта космічного сміття в процесі його безконтактного видалення.

Було запропоновано підхід для визначення сили дії факела електрореактивного двигуна (ЕРД) на орбітальний об'єкт за його центральною проєкцією на вибрану площину [67]. Для отримання зображення центральної проєкції об'єкта використано фотокамеру. Розроблено алгоритми обчислення контуру проєкції об'єкта, визначення на підставі цього контуру елементів променю, які потрапляють на поверхню об'єкта, а також алгоритм розрахунку сили дії. Виконано валідацію цього методу визначення сили [56].

Розглянуто питання створення системи керування КА для безконтактного видалення космічного сміття з використанням технології ППП [71]. Така система необхідна для того, щоб забезпечити умови ефективної передачі іонним променем гальмуючого імпульсу об'єкту космічного сміття в фазі відведення. Виконано синтез і аналіз системи керування КА, при цьому враховано вплив іонного променю, широкий спектр орбітальних збурень, неточності визначення відносного положення і реалізації керівних дій, нестационарність і параметричну невизначеність об'єкта керування, а також обмеження на керівні дії. Робастність системи і відповідність заданим вимогам підтверджено як за допомогою формального критерію, так і шляхом комп'ютерного моделювання. Показано, що раціональне зниження вимог до точності керування дозволяє істотно знизити витрату робочого тіла на підтримку відносного положення при збереженні прийнятної швидкості відведення космічного сміття [61, 62].

Для випадку руху в площині орбіти запропоновано керування відносним рухом реалізовувати шляхом зміни тяги компенсуючого електрореактивного двигуна пастуха в деякому невеликому діапазоні щодо її номінального значення [60, 68]. Це дозволяє істотно зменшити масу робочого тіла реактивних двигунів пастуха з іонним променем. З огляду на те, що цілеспрямоване збільшення еліптичності орбіти угруповання може бути використано для підвищення ефективності відведення космічного сміття, досліджено доцільність використання керування відносним положенням КА-пастуха шляхом зміни тяги тільки одного компенсуючого ЕРД. Розглянуто можливість використання як звичайного, так і періодичного лінійно-квадратичного регуляторів для формування керівних дій [70].

Для реалізації керівних дій в напрямку, перпендикулярному площині орбіти, запропоновано змінювати орієнтацію пастуха за кутом рискання. Отримано закони зміни кута рискання, що забезпечують швидке зменшення амплітуди коливань, перпендикулярних площині орбіти. Проведено аналіз зниження швидкості відведення внаслідок зміни орієнтації іонного променю. За допомогою комп'ютерного моделювання показано, що необхідне просторове відносне положення пастуха з іонним променем може підтримуватись зміною

його орієнтації і варіацією тяги тільки одного компенсуючого реактивного двигуна [69].

Тросові системи. Проведено різнобічні теоретичні дослідження задач, пов'язаних з функціонуванням електродинамічних космічних тросових систем (ЕДКТС) на низьких навколоземних орбітах (ННО). Ці дослідження дають підстави вважати, що на основі ЕДКТС можливе створення вискоефективної системи відведення відпрацьованих супутників з ННО.

Разом з тим, ряд особливостей динаміки ЕДКТС вимагає проведення натурних експериментальних досліджень для перевірки основних теоретичних положень і підвищення якості моделювання взаємодії системи з зовнішнім середовищем. В ІТМ НАНУ і ДКАУ був запропонований проєкт малої експериментальної ЕДКТС для проведення натурних експериментів [32, 38]. Для оцінки величин зовнішніх впливів наведено їх приблизні значення, розраховані для ЕДКТС масою 3 кг і довжиною троса 1 км.

Розглянуто динаміку ЕДКТС при різних способах розгортання: повільному виштовхуванні троса; розмотуванні троса з безінерційної котушки; розмотування троса з барабана з постійною швидкістю. Для випадку повільного розгортання троса розроблено математичну модель, що враховує вагомість троса [32]. Трос моделюється за допомогою матеріальних точок, з'єднаних пружно-дисипативними зв'язками. Це дозволило істотно спростити рівняння руху системи, в порівнянні з раніше запропонованими моделями, де ці зв'язки передбачалися нерозтяжними.

Досліджено резонансні аеродинамічні коливання радіальної космічної системи. При орбітальному русі ЕДКТС зміни щільності атмосфери, як і зміни концентрації заряджених частинок, містять складову з подвоєною орбітальною частотою і кратні їй гармоніки. В силу цього для радіальної ЕДКТС можливі резонансні рухи через дії аеродинамічного моменту.

В рамках розгляду руху ЕДКТС як руху гантелі отримано математичну модель її динаміки відносно центра мас під дією змінного аеродинамічного моменту [32]. Для виділеного класу розглянутих малих КТС визначено діапазони зміни параметрів моделі. Показано низьку динамічну жорсткість системи до поперечних коливань аеродинамічного моменту при частоті, близькій до подвоєної частоти орбітального руху. Побудовано аналітичні оцінки лінійного росту амплітуди коливань КТС перпендикулярно до площини орбіти при лінійному резонансі. Показано, що в коливаннях уздовж площини орбіти резонанси неможливі.

Розроблено новий метод визначення критичних параметрів пасивної ЕДКТС, оснований на розробленій раніше моделі взаємодії пасивної ЕДКТС з навколоземним середовищем з урахуванням різних температурних режимів функціонування. Даний метод дозволяє розрахувати мінімальну довжину та електричну провідність, а також максимальний периметр поперечного перерізу троса ЕДКТС [33, 37].

Розроблене методичне та інформаційне забезпечення дозволяє на початковому етапі проєктування визначати параметри пасивної ЕДКТС для відведення космічних об'єктів заданих параметрів з конкретних низьких навколоземних орбіт.

Керування космічними апаратами. Було розглянуто задачу апроксимації оптимального керування відносним рухом космічних апаратів при непов-

ному складі виконавчих органів з використанням навчання з підкріпленням і досліджено вплив різних чинників на якість такого рішення. Показано, що точність апроксимації оптимального керування залежить від ряду особливостей, а саме від вдалої структури апроксиматорів, вибору методу поновлення параметрів використовуваних нейронних мереж, а також параметрів алгоритму навчання. Досліджений підхід дозволяє вирішувати розглянутий клас задач керування з використанням контролерів з різною структурою, при цьому є можливість уточнення алгоритмів керування в процесі функціонування космічного апарата [72].

Було показано, що однією з ключових, стосовно до технології ПП, є вимога зменшення витрат робочого тіла електрореактивних двигунів (ЕРД), основного і додаткового, що використовуються на КА-пастуху [60], [68]. Запропоновано модифікацію технології ПП, яка полягає у використанні додаткового пристрою на КА-пастуху у вигляді аеродинамічного компенсатора, який доповнює або замінює додатковий (компенсуючий) ЕРД КА-пастуха [10, 35]. Ідея полягає у зменшенні витрат робочого тіла цим ЕРД. Досліджено доцільність застосування аеродинамічного компенсатора при видаленні об'єктів сміття з низьких навіколоземних орбіт [48]. При цьому не були враховані збурення, що діють в перпендикулярному площині орбіти напрямку. В той час як в роботі [69] щодо функціонування технології ПП було показано необхідність врахування аеродинамічних збурень, що діють в цьому напрямку. Той факт, що використання аеродинамічного компенсатора значно збільшує площу міделя космічного апарата у порівнянні з площею міделя об'єкта космічного сміття з урахуванням аеродинамічних збурень, що діють в перпендикулярному до площини орбіти напрямку, приводить до необхідності оцінювання витрат робочого тіла двигуна системи керування на підтримання необхідного відносного положення космічного апарата та об'єкта сміття. З цього випливає актуальність оцінки економії витрат імпульсу додаткового ЕРД за рахунок використання аеродинамічного компенсатора та оцінки додаткових витрат імпульсу двигуна системи керування рухом космічного апарата відносно об'єкта космічного сміття для корекції відхилень. За рахунок використання ряду спрощувальних припущень було отримано інтегральні оцінки цих витрат, коректність яких підтверджено числовим інтегруванням рівнянь руху системи "КА-пастух – ОКС". Було показано [58, 59], що використання аеродинамічного компенсатора дає перевагу у вартості збереженого робочого тіла електрореактивного двигуна (ксенону) незалежно від типу двигуна системи керування рухом космічного апарата [10, 64 – 73].

Динаміка космічного маніпулятора. В результаті проведених раніше досліджень динаміки бортових маніпуляторів було виділено клас систем взаємного позиціонування космічного апарата і корисного навантаження, до якого можуть бути віднесені як існуючі транспортні системи переміщення корисного вантажу щодо орбітального корабля за допомогою антропоморфного маніпулятора (механізму послідовної кінематики), так і перспективні системи високоточного позиціонування корисного навантаження з використанням маніпуляційного механізму паралельної кінематики. Для даного класу систем розроблено модельні задачі [55], призначені для вибору і відпрацювання алгоритмів керування відносного руху космічного апарата і корисного навантаження.

Оцінювання параметрів руху некооперованих об'єктів орбітального сервісу. Реалізація існуючих та розробка нових проєктів орбітального сервісу є стійкою тенденцією розвитку космічної техніки. У якості клієнтів орбітального сервісу часто виступають об'єкти, які мають небажаний обертовий рух, що ускладнює або робить неможливим виконання дій з їх обслуговування. Тому сервісній операції з обертотним об'єктом сервісу має передувати операція погашення кутового руху або керування його рухом. Проблема керування рухом об'єкта орбітального сервісу обумовлює актуальність досліджень, пов'язаних не тільки з вдосконаленням методів і алгоритмів впливу на його рух як на поступальний, так і на обертовий, але й пов'язаних з розробкою і вдосконаленням методів бортового визначення параметрів руху об'єкта відносно сервісного космічного апарата.

Для вирішення завдань дослідження руху систем орбітального сервісу необхідним є врахування процесу обробки вимірювальної інформації про параметри об'єкта сервісу, який, як правило, є некооперованим, часто з невідомими характеристиками. Було проведено систематизацію [41] відомих результатів досліджень, присвячених процесу обробки вимірювальної інформації про параметри некооперованих космічних об'єктів. З цією метою було зроблено аналіз публікацій щодо методів орбітального дистанційного визначення параметрів космічних об'єктів і параметрів їх руху. Дано характеристику розроблюваних методів, виділено їх необхідні складові. В даний час зусилля розробників розглянутих методів спрямовані на підвищення точності оцінювання параметрів об'єктів і скорочення часу обчислень. Наведений в [41] аналіз методів орбітального дистанційного визначення характеристик об'єктів сервісу може бути використаний для моделювання руху сервісного космічного апарата і об'єкта обслуговування, а також для оцінки характеристик процесу обробки вимірювальної інформації.

Як було зазначено, одним із завдань, що вирішуються при захопленні обертотного цільового об'єкта, є задача запобігання або уповільнення його обертотного руху. Спираючись на відому концепцію двоступінчастої схеми захоплення об'єкта й на відомі концепції стільникової архітектури космічного апарата й космічного робота (Cellular Space Robot) було запропоновано застосувати концепцію стільникової архітектури до побудови автономної системи уповільнення обертотного руху некооперованого об'єкта орбітального сервісу. Під такою системою розуміється спеціальний пристрій для керування обертотним рухом об'єкта сервісу, який зберігається на сервісному КА, в процесі розгортання кріпиться до об'єкта сервісу, автономно визначає параметри його власного руху і здійснює керівні дії для зменшення його обертання та/або переорієнтації. Конструктивна схема такого пристрою і послідовність дій з його кріплення до об'єкта сервісу не розглядається, але наведено відомі конструктивні рішення, які можуть бути використані для цієї мети. У якості робочої схеми автономної системи було розглянуто систему, що містить модулі або комірки, які жорстко пов'язані з об'єктом (твердим тілом) і мають мінімально необхідні для розв'язання досліджуваної задачі функціональні можливості. Під цими можливостями розуміються такі: вимірювання за допомогою акселерометрів лінійних прискорень у точках кріплення сенсорних комірок до тіла; прикладення силових дій до об'єкта за допомогою виконавчих органів у вигляді двигунних пристроїв; обмін даними і їхня обробка для визначення силових дій з боку двигунних пристроїв. Ці функції можуть

бути універсальними для кожної комірки або розподілені по типах комірок. Розроблено алгоритми функціонування розглянутої системи, а саме визначення параметрів кутового руху й положення центра мас за даними акселерометрів і алгоритм визначення керівних дій для зменшення обертання об'єкта. Задачі оцінювання параметрів кутового руху, оцінювання положення центра мас, формування гальмівного імпульсу, оцінки тензора інерції об'єкта зведено до знаходження лінійної незміщеної оцінки з мінімальною середньоквадратичною помилкою, до нормального псевдорозв'язання недовизначеної й до розв'язання перевизначеної систем алгебраїчних рівнянь. Результати числового моделювання функціонування автономної системи підтвердили працездатність запропонованих алгоритмів і, тим самим, принципову можливість створення запропонованої автономної системи [57].

Оптимізація керованого руху твердопаливних ракет

Незважаючи на накопичений досвід проектування ракет різного призначення, продовжують залишатися актуальними задачі оптимізації проєктних параметрів балістичних і аеробалістичних твердопаливних ракетних об'єктів, які здійснюють польоти за траєкторіями. Ці задачі виникають як при проектуванні нових ракет, так і в процесі їх модернізації та доопрацювання існуючих.

Для початкового етапу проектування сформульовано комплексну задачу вибору вигляду (синтезу структури) та спільної оптимізації основних проєктних параметрів і програм керування польотом твердопаливних ракет (ТПР) з різними аеродинамічними схемами. Ця задача відноситься до класу задач теорії оптимального керування з обмеженнями у вигляді рівностей, нерівностей і диференціальних зв'язків з безперервними і дискретно змінюваними параметрами, що оптимізуються.

Методологія вирішення подібного роду задач передбачає поділ всього складу оптимізуючих параметрів, що характеризують ТПР, на дві групи: структурні параметри (змінюються дискретно), що визначають вигляд, структуру, конструктивно-компонувальну і аеродинамічну схеми ТПР; основні проєктні параметри (змінюються безперервно), що визначають габаритно-масові, балістичні та енергетичні характеристики ТПР цього класу.

Отримав подальший розвиток підхід до формування програм керування рухом ракетного об'єкта у вигляді поліномів, що дозволило звести задачу теорії оптимального керування до більш простої задачі нелінійного математичного програмування. Для початкового етапу проектування розроблено комплекс математичних моделей для розрахунків габаритно-масових, енергетичних, аеродинамічних та балістичних характеристик, програм керування і параметрів руху ракетних об'єктів на різних ділянках польоту для балістичних і аеробалістичних траєкторій. Розроблено алгоритми реалізації різних методів спільної оптимізації проєктних параметрів і програм керування польотом ракетного об'єкта. Виконано оцінки точності та швидкодії детермінованих і випадкових методів оптимізації в автоматичному режимі. Детермінованим методом конфігурацій проведено спільну оптимізацію проєктних параметрів і програм керування польотом для типових конструктивно-компонувальних схем досліджуваних керованих ракетних об'єктів. Проведено дослідження залежності цільової функції дальності польоту від варіацій параметрів траєкторії і основних характеристик типових конструктивно-компонувальних схем керованих ракетних об'єктів [15, 49 – 54, 83].

Дистанційне зондування Землі

Одним з напрямків досліджень є розробка методів і методик розрахунку, вибору та підтримки орбіт супутників дистанційного зондування Землі для підвищення ефективності їх роботи, в тому числі в складі угруповання супутників. Актуальність цього напрямку визначається сучасним етапом розвитку космічних технологій, в тому числі технологією електродвигунів (ЕД) і переходом від некерованого орбітального руху супутника до руху його по заданій траєкторії. Застосування ЕД відкрило можливості використання наднизьких орбіт, які мають ряд істотних переваг для вирішення завдань дистанційного зондування Землі.

Космічні Земні місії часто використовують майже кругові орбіти, для яких зміни радіуса за виток не є вищими за десяті частки відсотка. Зокрема, це відноситься до супутників ДЗЗ, для яких близькість траєкторій до кругової орбіти є важливим фактором якості спостереження. Розроблено зручні для розрахунків і аналітичних досліджень системи рівнянь збуреного руху супутника по майже кругових орбітах [77].

Показано ефективність застосування розробленої форми рівнянь для числових і аналітичних досліджень руху супутника по майже кругових орбітах. За допомогою отриманої форми рівнянь проаналізовано основні закономірності впливу другої зональної гармоніки геопотенціала на рух супутника. Дещо інша форма рівнянь використана для отримання простих оцінок зміни орбіти під дією постійного гальмуючого супутник прискорення.

Запропонована форма рівнянь збуреного руху супутника по майже кругових орбітах використовувалася при розрахунку і аналізі відведення об'єктів космічного сміття [3, 30] і оцінки [31] значень щільності атмосфери для дуже низьких і наднизьких орбіт [30 – 34, 36 – 38].

Транспортні операції орбітального сервісу

В цей час спостерігається тенденція до розміщення в навколосезному космічному просторі (НКП) нових систем космічних апаратів. Передбачається поповнення вже існуючих орбітальних систем КА. У зв'язку з цим зростає небезпека виходу з ладу КА внаслідок відмови бортового обладнання й зіткнень з елементами космічного сміття. Підвищення надійності й ефективності функціонування систем КА істотно залежить від своєчасності проведення орбітального сервісного обслуговування (ОСО). Головними обмеженнями при виконанні ОСО є обмеження по запасах палива й тривалості виконання.

Для раціонального планування операцій ОСО доцільно використовувати інформацію про поточне заповнення НКП орбітами КА. Проведені в [6] дослідження показали, що більшість орбіт функціонуючих КА є близькими до кругових. Найбільш заповнена орбітами КА зв'язку й ДЗЗ область низьких орбіт на висотах нижче 2000 км. В області низьких орбіт КА зв'язку й ДЗЗ розподілені нерівномірно по висоті апогею й нахилу. Навігаційні КА заповнюють область напівсинхронних орбіт в області біля 20000 км зі зміною нахилу в інтервалі $50^\circ - 60^\circ$. Дуже заповнена також область геосинхронних орбіт.

Склад системи ОСО залежить від запланованих для виконання сервісних задач і балістичних можливостей сервісних космічних апаратів (СКА). Можливість реалізації і характер балістичних маневрів СКА багато в чому обумовлені типом і характеристиками їх маршових двигунів. В [63] розглянуто й проаналізовано різні схеми ОСО й проведено оцінку доцільності їх викорис-

тання. Виявлено найбільш перспективні схеми ОСО. Запропоновано методику планування раціонального маршруту послідовного обходу орбіт КА, що обслуговуються. Методика базується на розв'язку методом гілок і меж багатокритеріальної задачі комівояжера.

Обмеженість енергетичних можливостей СКА актуалізує задачу раціонального розбиття множини орбіт КА, що обслуговуються, на кластери орбіт, які доступні для обслуговування одним СКА. В [8] запропоновано методику кластеризації орбіт КА, що обслуговуються. Методика базується на методі K -середніх. У якості відстані між будь-якою парою орбіт КА, що обслуговуються (метрики), методу K -середніх запропоновано використання характеристичної швидкості орбітального переходу між цими орбітами.

Відповідно до концепції орбітальної утилізації, космічне сміття розглядається як ресурс індустрії на орбіті. В [7] з використанням комплексу програм для математичного моделювання космічного сміття розроблено методику визначення й визначено області можливого просторового розміщення безпечних орбіт утилізації космічного сміття в області низьких орбіт. Оцінено енергетичні витрати переведення космічного сміття з вихідних орбіт на орбіти утилізації.

Як правило, вибір оптимального маршруту ОСО проводиться при неточних вихідних даних. Орбітальні параметри СКА й КА, що обслуговуються, визначаються з погрішністю. В [9] в умовах стохастичної невизначеності інформації про орбітальні параметри СКА й КА, що обслуговуються, запропоновано математичну модель для аналізу ризикових ситуацій вибору оптимальних замкнутих маршрутів ОСО між близькими до кругових орбітами СКА й КА, що обслуговуються.

Одним з найбільш перспективних напрямків підвищення ефективності транспортних операцій у космосі є використання для ОСО багаторазових космічних апаратів із сонячними електричними реактивними двигунами малої тяги. З використанням методу усереднення по швидкому параметру розроблено математичну модель для аналітичного визначення програмних керувань і траєкторій просторових міжорбітальних перельотів та оцінки енергетичних витрат для їхньої реалізації. З її використанням розроблено методику вибору оптимальної орбіти базування СКА в області низьких навколоземних орбіт. Розглянуто випадок некомпланарних, близьких до кругових орбіт космічних апаратів і човниковий сценарій їх обслуговування У якості цільової функції обрано сумарну характеристичну швидкість міжорбітальних перельотів СКА з орбіти базування на орбіті КА, що обслуговуються, та в зворотному напрямку, з урахуванням кратності виконання польотів. У якості параметрів, що оптимізуються, розглянуто орбітальні параметри орбіти базування СКА [7 – 9, 14, 41, 55 – 62].

Системи відведення

Проведено дослідження та вирішено науково-практичне завдання щодо синтезу нових конструктивних схем аеродинамічних систем відведення об'єктів космічної техніки з навколоземних орбіт [5, 16 – 18].

В рамках розробки конструктивної схеми та вибору параметрів аеродинамічної системи відведення верхнього ступеня ракети-носія «Циклон-4» сформовано проєктний вигляд і вибрано параметри аеродинамічної системи відведення з орбіти розгінного ступеня ракети-носія [1]. Вигляд аеродинамічної системи складається із аеродинамічного елемента, підсистеми наддуву,

підсистеми зберігання аеродинамічної системи на борту розгінного ступеня ракети-носія. Розроблено математичну модель впливу факторів космічного простору на аеродинамічну систему відведення, показано, що вплив атомарного кисню й космічного вакууму (сублімації) веде до зменшення товщини оболонки, а вплив фрагментів космічного сміття до збільшення витрат робочої речовини для наддування оболонки. Проведено розрахунок параметрів аеродинамічних систем відведення з урахуванням впливу факторів космічного простору на аеродинамічну систему за період функціонування 25 років. В результаті визначено, що переважною конфігурацією з точки зору витраченої маси є чотиригранна піраміда. Для адаптації існуючих аеродинамічних систем відведення для використання їх на верхніх ступенях РН запропоновано спосіб зменшення терміну балістичного існування космічних об'єктів на навколоземних орбітах та пристрій для його здійснення, що дозволять зменшити об'єм, який займає аеродинамічна система на борту верхнього ступеня РН. Визначено межі застосовності аеродинамічних систем відведення, показано, що аеродинамічні системи для відведення з орбіти розгінних ступенів ракет-носіїв доцільно використовувати на висотах до 780 км.

Розроблено нову конструктивну схему аеродинамічної системи відведення космічного апарата «Січ-2-1» розробки ДП «КБ «Південне» [17, 18]. Щогли конструктивної схеми виконано з набору конічних пружин, що дозволяє підвищити живучість аеродинамічної системи, внаслідок впливу фрагментів космічного сміття. Запропоновано два варіанти виконання аеродинамічного елемента: з можливістю керування площею аеродинамічного елемента [17] та без неї [18].

Проведено модернізацію аеродинамічної системи відведення для використання її на верхньому ступені РН «Циклон-1М». Розроблено нову конструктивну схему аеродинамічного елемента аеродинамічної системи відведення [5, 16], яку виконано у формі трьох ортогонально розміщених круглих площин, по контуру яких закріплено торові оболонки, в середині яких розміщено сферичні оболонки. Розроблено конструктивну схему та технологію виготовлення контейнера для зберігання аеродинамічної системи відведення на верхньому ступені РН «Циклон-1М» з використанням стільникових технологій.

Проведено дослідження та вирішено задачу 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 [19, 20, 64, 65, 73].

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 нового класу гібридних систем відведення об'єктів космічного сміття з навколоземних орбіт [73]. Враховуючи аеродинамічну нестійкість плоских аеродинамічних елементів вітрильного типу, проведено обґрунтування розробки аеромагнітних систем відведення.

Із врахуванням цього проведено дослідження особливостей розробки функціональних схем системи керування космічного апарата з аеромагнітною системою відведення. Представлено узагальнену функціональну схему аеромагнітної системи відведення КА з низьких навколоземних орбіт. Проведено дослідження особливостей розробки конструктивної схеми аеромагнітної системи відведення із застосуванням виконавчих органів з поворотними постійними магнітами [73]. Розроблено методичні підходи, щодо синтезу алгоритмів керування кутовим рухом КА при застосуванні виконавчих органів з поворотними постійними магнітами [19, 64] та при застосуванні електромагнітів [19, 65]. Проведено дослідження особливостей синтезу алгоритмів рухомого керування стабілізацією аеродинамічного елемента КА з аеромагнітною системою відведення при застосуванні електромагнітів [64].

Перспективні дослідження

Промислові космічні платформи. В даний час формується нова парадигма індустріалізації космосу, пов'язана зі створенням принципово нових матеріалів, технологія виготовлення яких визначається необхідністю забезпечення умов вакууму та невагомості і, в зв'язку з цим, винесенням виробництва за межі Землі.

Одним з етапів винесення виробництва за межі Землі є створення орбітальних промислових платформ. Основним завданням орбітальних промислових платформ є забезпечення зон під розміщення необхідного технологічного обладнання, в залежності від типу технологічного процесу, забезпечення достатнім енергоживленням, забезпечення у разі необхідності допоміжним технологічним обладнанням. На даний час орбітальні промислові платформи знаходяться на стадії розробки концепції. У зв'язку з цим актуальною проблемою є розробка методології проектування систем даного класу, для вирішення цієї проблеми необхідно вирішити наступні задачі: аналіз існуючих технологічних процесів, що потребують умов вакууму та невагомості; класифікація типів і структур орбітальних промислових платформ (ОПП); розробка методичного забезпечення процесу створення, виведення на орбіту та монтажу ОПП; розробка проектного вигляду базової ОПП; розробка інформаційної моделі ОПП; розробка технології зберігання та доставки продукції, створеної на ОПП, до замовника; розробка математичної моделі функціонування ОПП; розробка методичного забезпечення вибору параметрів ОПП; розробка науково-методичних засад структурно-параметричного проектування ОПП.

Космічні системи протидії глобальному потеплінню. Проблема глобального потепління широко обговорюється в міжнародних наукових колах та набуває статусу планетарної загрози, що стоїть перед людством. Враховуючи це, провідними світовими науковими центрами розробляються методичні підходи і технології щодо протидії глобальному потеплінню. На сьогодні, серед найбільш відомих концепцій, гіпотез і оцінок можливостей існують такі підходи щодо протидії глобальному потеплінню: гіпотеза щодо можливостей зміни орбіти Землі та віддалення її від Сонця, технології розпилення дрібнодисперсного металічного (срібло, бронза, алюміній тощо) пилу у ближньому космічному просторі для часткового відбивання сонячних променів; відмова від використання вуглеводневих технологій як паливного ресурсу.

Слід зазначити, що перераховані варіанти носять гіпотетичний характер. Також виникає досить багато питань щодо практичної реалізації цих гіпотез навіть при більш розвиненому технологічному укладі. Враховуючи це, пропонується ще один напрямок досліджень, що пов'язаний як зі зменшенням загальної планетарної середньої температури, так і зменшення її в окремих «критичних» регіонах із застосуванням великогабаритних космічних і атмосферних плівкових конструкцій. Такий підхід дозволить створювати «штучне» сонячне затемнення, а звідси зменшувати потік сонячної енергії на певні території Землі, що повинно призвести до певного падіння температури. Перевагою такого підходу є те, що застосування великогабаритних космічних і атмосферних конструкцій є досить вивченим науковим питанням, аспекти якого постійно розвиваються і вдосконалюються із розвитком технологій.

Таким чином, проведення попередніх оціночних розрахунків, вироблення методичних рекомендацій у створенні технологій протидії сонячному випромінюванню шляхом розгортання атмосферних і космічних плівкових конструкцій є досить актуальним і перспективним науковим напрямком.

Стаття підготовлена з використанням матеріалів з результатами досліджень, наданих наступними співробітниками відділу: д.ф.-м.н., с.н.с Пироженко О. В., д.т.н., доцентом Прокопчуком Ю. О., д.т.н., с.н.с. Саричевим О. П., д.т.н., професором Хорошиловим С. В., к.т.н. Волошенюк О. Л., к.т.н., с.н.с. Гольдштейном Ю. М., доктором філософії Лапхановим Е. О., н.с. Марченком В. Т., к.ф.-м.н. Масловою А. І., м.н.с. Міщенко О. В., к.т.н. Палійом О. С., аспірантом Редькою М. О., м.н.с. Сазіною Н. П., м.н.с. Своробіним Д. С., м.н.с. Сюткіною-Дороніною С. В., к.т.н., с.н.с. Фоковим О. А., с.н.с. Хорольським П. П., к.т.н., с.н.с. Храмовим Д. О.

В статті також використані результати, отримані в рамках Міжнародного проєкту LEOSWEEP = Improving Low Earth Orbit Security With Enhanced Electric Propulsion («Підвищення безпеки низьких навколосеземних орбіт з поліпшенням електрореактивних двигунів»), який виконувався у рамках проєкту FP7-SPACE-2013 Європейської комісії. Проєкт LEOSWEEP спрямований на створення умов, що забезпечують в найближчому майбутньому проведення робіт з видалення великомасштабного сміття за допомогою технології «пастуха з іонним променем».

1. Аксёненко А. В., Гурский А. И., Клочков А. С., Кондратюк Е. А., Сенькин В. С., Сюткина-Доронина С. В. Анализ тенденций развития проектных параметров и основных характеристик ракет перспективных ракетных систем залпового огня. Космическая техника. Ракетное вооружение. 2020. № 1. С. 13–25. <https://doi.org/10.33136/stma2020.01.013>
2. Аксёненко А. В., Баранов Е. Ю., Гурский А. И., Клочков А. С., Морозов А. С., Алпатов А. П., Сенькин В. С., Сюткина-Доронина С. В. Методическое обеспечение для оптимизации на начальном этапе проектирования проектных параметров, параметров траектории и программ управления движением ракетного объекта. Космическая техника. Ракетное вооружение. 2018. № 2 (116). С. 101–116. <https://doi.org/10.33136/stma2018.02.101>
3. Алпатов А. П., Маслова А. И., Хорошилов С. В. Бесконтактное удаление космического мусора ионным лучом. Динамика и управление. Lambert Academic Publishing, Saarbrücken, Deutschland. 2018. 339 с.
4. Алпатов А. П., Марченко В. Т., Хорольский П. П., Сазина Н. П., Жукова Л. Г. Об одном методическом подходе к решению проблемы количественной оценки рисков проектов по созданию ракетно-космической техники (часть 1). Технічна механіка. 2018. № 1. С. 84–96. <https://doi.org/10.15407/itm2018.01.084>
5. Алпатов А. П., Палій О. С., Скорік О. Д. Розробка конструктивної схеми та вибір проектних параметрів аеродинамічної системи відведення з орбіти розгінних ступенів ракет-носіїв. Наука та інновації. Т. 13, № 4. 2017. С. 29–39. <https://doi.org/10.15407/scine13.04.029>
6. Алпатов А. П., Гольдштейн Ю. М. Баллистический анализ распределения орбит космических аппаратов различного функционального назначения. Технічна механіка. 2017. № 2. С. 33–40. <https://doi.org/10.15407/itm2017.02.033>
7. Алпатов А. П., Гольдштейн Ю. М. Выбор орбит для утилизации космического мусора. Технічна механіка. 2019. № 2. С. 5–15. <https://doi.org/10.15407/itm2019.02.005>

8. Алпатов А. П., Гольдштейн Ю. М. Методика кластеризации орбит обслуживаемых космических аппаратов. Системні технології. 2019. № 3. С. 91–98. <https://doi.org/10.34185/1562-9945-3-122-2019-11>
9. Алпатов А. П., Гольдштейн Ю. М. О выборе оптимального маршрута орбитального сервисного обслуживания. Технічна механіка. 2019. № 4. С. 21–28. <https://doi.org/10.15407/itm2019.04.021>
10. Алпатов А. П., Своробін Д. С., Скорик О. Д. Система безконтактного видалення об'єктів космічного сміття з навколосеземних орбіт з аеродинамічним компенсатором. Технічна механіка. 2016. № 3. С. 51–56.
11. Астапенко В. Н., Марченко В. Т., Сазина Н. П., Хорольський П. П. Оценка объема спроса национального рынка на информацию дистанционного зондирования Земли. Технічна механіка. 2016. № 1. С. 60–73.
12. Астапенко В. Н., Марченко В. Т., Хорольський П. П., Сазина Н. П. Оценка объема спроса национального рынка на информацию дистанционного зондирования земли высокого разрешения по состоянию на конец 2015 года. Технічна механіка. 2016. № 3. С. 68–76.
13. Волошенко О. Л. Світові тенденції розвитку низькоорбітальних космічних систем оптико-електронного спостереження Землі. Технічна механіка. 2020. № 3. С. 39–53. <https://doi.org/10.15407/itm2020.03.039>
14. Гольдштейн Ю. М. Про вибір орбіти базування сервісного космічного апарата. Технічна механіка. 2020. № 3. С. 30–38. <https://doi.org/10.15407/itm2020.03.030>
15. Дегтярєв А. В., Кашианов А. Э., Сюткина С. В. К выбору приоритетных вариантов модернизации ракетно-космических комплексов. Технічна механіка. 2012. № 2. С. 94–105.
16. Заявка на патент на винахід України № а202007504, МПК В 64 G 1/62. Пристрій відведення об'єктів космічного сміття з навколосеземних орбіт. Алпатов А. П., Палій О. С., Лапханов Е. О. а202007504 ; заявл. 24.11.2020.
17. Заявка на патент на винахід України № а202007505, МПК В 64 G 1/62. Пристрій відведення відпрацьованих космічних апаратів з низьких навколосеземних орбіт. Алпатов А. П., Палій О. С., Лапханов Е. О. а202007505; заявл. 24.11.2020.
18. Заявка на патент на винахід України № а201907947, МПК В 64 G 1/62. Пристрій для зменшення терміну орбітального існування космічних об'єктів на низьких навколосеземних орбітах. Алпатов А. П., Палій О. С., Лапханов Е. О. а201907947; заявл. 11.07.2019.
19. 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. <https://doi.org/10.15407/itm2020.01.056>
20. Лапханов Е. О. Особливості створення засобів відведення космічних апаратів з навколосеземних робочих орбіт. Технічна механіка. 2019. № 2. С. 16–30. <https://doi.org/10.15407/itm2019.02.016>
21. Марченко В. Т., Сазина Н. П., Хорольський П. П., Возненко А. А. Модель расчета ожидаемых затрат на создание новой ракетно-космической техники с учетом факторов неопределенности. Технічна механіка. 2018. № 2. С. 30–43. <https://doi.org/10.15407/itm2018.02.030>
22. Марченко В. Т., Сюткина-Дорогина С. В., Сазина Н. П. Об одном методе моделирования неопределенностей технико-экономических данных в задачах оценивания научно-технических проектов. Технічна механіка. 2016. №2. С. 137–146.
23. Марченко В. Т., Сазина Н. П., Хорольський П. П., Жукова Л. Г. Алгоритм розрахунків технічного рівня системи геостационарного супутникового зв'язку. Технічна механіка. 2020. № 1. С. 76–90. <https://doi.org/10.15407/itm2020.01.076>
24. Марченко В. Т., Сазина Н. П., Хорольський П. П., Чернецька Н. Я. Аналіз тенденцій розвитку засобів дистанційного зондування Землі. Технічна механіка. 2020. № 2. С. 47–56. <https://doi.org/10.15407/itm2020.02.047>
25. Марченко В. Т., Хорольський П. П., Сазина Н. П. Анализ возможных путей выхода Украины на международную арену по дистанционному зондированию Земли. Технічна механіка. 2019. № 1. С. 107–111. <https://doi.org/10.15407/itm2019.01.107>
26. Петляк О. А., Марченко В. Т. Про один із підходів до оцінки технічного рівня геостационарних супутників зв'язку. Космічна наука і технологія. 2020. 26, № 5 (126). С. 5–14. <https://doi.org/10.15407/knit2020.05.005>
27. Марченко В. Т., Петляк Е. П., Сазина Н. П., Хорольський П. П. Количественная оценка технического уровня космических систем дистанционного зондирования земли и систем геостационарной спутниковой связи: методический подход. Технічна механіка. 2019. № 4. С. 92–106. <https://doi.org/10.15407/itm2019.04.092>
28. Марченко В. Т., Петляк Е. П., Сазина Н. П., Хорольський П. П. О новом методе оценки технического уровня космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Технічна механіка. 2017. № 2. С. 41–50. <https://doi.org/10.15407/itm2017.02.041>
29. Марченко В. Т., Хорольський П. П., Жукова Л. Г., Сазина Н. П. Алгоритм оценки технического уровня космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Технічна механіка. 2017. № 4. С.41–48. <https://doi.org/10.15407/itm2017.04.041>
30. Маслова А. И., Пироженко А. В. Изменение орбиты под действием малого постоянного торможения. Космічна наука і технологія. 2016. Т. 22, № 6. С. 20–24. <https://doi.org/10.15407/knit2016.06.020>
31. Маслова А. И. Оценка возможных значений плотности атмосферы для различных условий орбитального полета. Технічна механіка. 2019. № 3. С. 54–65. <https://doi.org/10.15407/itm2019.03.054>
32. Маслова А. И., Мищенко А. В., Пироженко А. В., Храмов Д. А. Исследования закономерностей динамики электродинамической тросовой системы для определения возможности создания высокоэффективного устройства пассивного увода космического мусора с низких околоземных орбит. Космічна наука і технологія. 2015. Т. 21, № 1. С. 20–24. <https://doi.org/10.15407/knit2015.01.020>
33. Мищенко А. В., Пироженко А. В. К определению проектных параметров электродинамической космической тросовой системы. Технічна механіка. 2020. №1. С. 19–30. <https://doi.org/10.15407/itm2020.01.019>

34. Мищенко А. В. К определению длины троса экспериментальной электродинамической системы. *Технічна механіка*. 2017. №4. С. 55–63. <https://doi.org/10.15407/itm2017.04.055>
35. Патент України на винахід № UA121460C2, МПК7 B64G 1/24, B64G 1/62. Спосіб безконтактного видалення об'єктів космічного сміття з навколоземних орбіт з аеродинамічним компенсатором. *Аллатов А. П., Своробін Д. С., Скорик О. Д.* а201607424; заявл. 07.07.2016, опубл. 10.06.2020, Бюл. № 11. 10 с.
36. Пироженко А. В., Маслова А. И., Васильев В. В. О влиянии второй зональной гармоники на движение спутника по почти круговым орбитам. *Космічна наука і технологія*. 2019. Т. 25, № 2. С. 3–14. <https://doi.org/10.15407/knit2019.02.003>
37. Пироженко А. В., Мищенко А. В. Малая экспериментальная электродинамическая космическая тросовая система. Электрическая модель. *Космічна наука і технологія*. 2018. Т. 24, № 3. С. 3–10. <https://doi.org/10.15407/knit2018.03.003>
38. Пироженко А. В., Маслова А. И., Мищенко А. В., Храмов Д. А., Волощенко О. Л. Проект малой экспериментальной электродинамической космической тросовой системы. *Космічна наука і технологія*. 2018. Т. 24, №2. С. 3–11. <https://doi.org/10.15407/knit2018.03.003>
39. Прокопчук Ю. А. Интуиция: опыт формального исследования. Днепро: Изд-во ГВУЗ «ПГАСА», 2021. 276 с.
40. Прокопчук Ю. А. набросок формальной теории творчества. Днепро: ГВУЗ «ПГАСА», 2017. 452 с.
41. Савчук А. П., Фоков А. А. Определение параметров некооперированных объектов в задачах орбитального сервиса. *Технічна механіка*. 2018. № 4. С.30–45. <https://doi.org/10.15407/itm2018.04.030>
42. Сарычев А. П. Алгоритм поиска оптимального множества регрессоров в задаче векторной регрессии. *Системні технології*. 2016. Випуск 3 (104). С. 14–24.
43. Сарычев А. П. Классификация состояний динамического объекта, функционирование которого описывается одномерной авторегрессией. *Системні технології*. 2019. Випуск 5 (124). С. 61–76.
44. Сарычев А. П. Классификация состояний динамической системы, функционирование которой описывается векторной авторегрессией. *Системні технології*. 2019. Випуск 4 (123). С. 131–154. <https://doi.org/10.34185/1562-9945-4-123-2019-14>
45. Сарычев А. П. Линейная авторегрессия со случайными коэффициентами на основе метода группового учёта аргументов в условиях квазиповторных наблюдений. *Управляющие системы и машины*. 2016. № 1. С. 3–15. <https://doi.org/10.15407/usim.2016.01.003>
46. Сарычев О. П., Первий Б. А. Моделі руху космічних об'єктів на основі часових рядів TLE-елементів. *Технічна механіка*. 2021. № 1. С. 51–62. <https://doi.org/10.15407/itm2021.01.051>
47. Сарычев А. П. Моделирование в классе систем авторегрессионных уравнений со случайными коэффициентами в условиях структурной неопределенности. *Системные технологии моделирования сложных процессов: монография под общей ред. проф. А. И. Михалёва*. Днепро: НМетАУ-ИВК «Системные технологии». 2016. С. 463–499.
48. Своробін Д. С., Фоков А. А., Хорошилов С. В. Анализ целесообразности использования аэродинамического компенсатора при бесконтактном удалении космического мусора. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2018. № 6. С. 4–11.
49. Сенькин В. С., Сюткина-Доронина С. В. Исследование влияния вариаций параметров управляемого ракетного объекта на дальность полета. *Технічна механіка*. 2016. № 4. С. 35–49.
50. Сенькин В. С., Сюткина-Доронина С. В. Исследование чувствительности целевого функционала к вариациям проектных параметров управляемого ракетного объекта. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2016. № 3. С. 9–17.
51. Сенькин В. С., Сюткина-Доронина С. В. К выбору методов, используемых при оптимизации проектных параметров и программ управления ракетным объектом. *Технічна механіка*. 2019. № 1. С. 38–52. <https://doi.org/10.15407/itm2019.01.038>
52. Сенькин В. С., Сюткина-Доронина С. В. Совместное применение методов случайного поиска с градиентными методами оптимизации проектных параметров и программ управления ракетным объектом. *Технічна механіка*. 2018. № 2. С. 44–59. <https://doi.org/10.15407/itm2018.02.044>
53. Сюткина С. В. Математическая модель для определения области допустимых погрешностей параметров установки ракеты-носителя на стартовом столе. *Технічна механіка*. 2013. № 2. С. 26–35.
54. Сюткина-Доронина С. В. К вопросу оптимизации проектных параметров и программ управления ракетного объекта с ракетным двигателем на твёрдом топливе. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2017. № 2 (137). С. 44–59.
55. Тарасов С. В., Фоков А. А. Модельные задачи для класса систем взаимного позиционирования космического аппарата и полезной нагрузки. *Технічна механіка*. 2017. № 2. С. 20–32. <https://doi.org/10.15407/itm2017.02.020>
56. Фоков А. А., Хорошилов С. В. Валидация упрощенного метода расчета силы воздействия факела электрореактивного двигателя на орбитальный объект. *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. 2016. № 2 (129). С. 55–66.
57. Фоков А. А., Савчук А. П. Алгоритмы функционирования автономной системы замедления вращательного движения некооперированного объекта орбитального сервиса. *Технічна механіка*. 2019. № 4. С. 44–58. <https://doi.org/10.15407/itm2019.04.044>
58. Фоков О. А., Хорошилов С. В., Своробін Д. С. Аналіз переваг використання аеродинамічного компенсатора при безконтактному видаленні космічного сміття. *Технічна механіка*. 2020. № 4. С. 55–54. <https://doi.org/10.15407/itm2020.04.055>

59. Фоков О. А., Хорошилов С. В., Своробін Д. С. Відносний рух космічного апарата з аеродинамічним компенсатором у перпендикулярному до площини орбіти напрямку при безконтактному видаленні космічного сміття. Космічна наука і технологія. 2021. 27, № 2 (129). С. 15–27.
60. Хорошилов С. В. Алгоритм управление относительным движением в плоскости орбиты космического аппарата для бесконтактного удаления космического мусора. Космічна наука і технологія. 2019. № 25 (1). С. 13–23. <https://doi.org/10.15407/scine14.04.005>
61. Хорошилов С. В. Анализ робастности системы управления относительным движением «пастуха с ионным лучом». Технічна механіка. 2018. № 1. С. 48–58. <https://doi.org/10.15407/itm2018.01.048>
62. Хорошилов С. В. Синтез робастного регулятора системы управления «пастуха с ионным лучом». Технічна механіка. 2017. № 1. С. 26–39. <https://doi.org/10.15407/itm2017.01.026>
63. Alpatov A. P., Holdstein Y. M. On the choice of ballistic parameters of the orbital service device. Технічна механіка. 2019. № 1. С. 25–37. <https://doi.org/10.15407/itm2019.01.025>
64. 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. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2020.192813>
65. 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. <https://doi.org/10.34185/1562-9945-6-125-2019-04>
66. Alpatov A. P., Khoroshylov S. V., Maslova A. I. Contactless de-orbiting of space debris by the ion beam. Dynamics and control. Kyiv: Akadempriodyka. 2019. 170 p. <https://doi.org/10.15407/akademperiodyka.383.170>
67. Alpatov A., Cichocki F., Fokov A., Khoroshylov S., Merino M., Zakrzhevskii A. Determination of the force transmitted by an ion thruster plasma plume to an orbital object. Acta Astronautica. 2016. No 119. P. 241–251. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.11.020>
68. Alpatov A., Khoroshylov S., Bombardelli C. Relative Control of an Ion Beam Shepherd Satellite Using the Impulse Compensation Thruster. Acta Astronautica. 2018. Vol. 151. P. 543–554. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.06.056>
69. Khoroshylov S. Out-of-plane relative control of an ion beam shepherd satellite using yaw attitude deviations. Acta Astronautica. 2019. Vol. 164. P. 254–261. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.08.016>
70. Khoroshylov S. Relative control of an ion beam shepherd satellite in eccentric orbits. Acta Astronautica. 2020. Vol. 176. P. 89–98. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.06.027>
71. Khoroshylov S. Relative motion control system of spacecraft for contactless space debris removal. Science and Innovation. 2018. № 14(4). С. 5–16. <https://doi.org/10.15407/scine14.04.005>
72. Khoroshylov S., Redka M. Relative control of an underactuated spacecraft using reinforcement learning. Technical Mechanics. 2020. No 4. P. 43–54. <https://doi.org/10.15407/itm2020.04.043>
73. 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. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2019.179382>
74. Nosov P. S., Popovych I. S., Cherniavskiy V. V., Zinchenko S. M., Prokopchuk Y. A., Makarchuk D. V. Automated Identification of an Operator Anticipation on Marine Transport. Radio electronics, Computer science, Control. 2020. № 3 (54). P. 158–172. <https://doi.org/10.15588/1607-3274-2020-3-15>
75. Perviy B. A. Improving SGP4 orbit propagation. System technologies. 2019. Volume 6 (125). P. 76–81. <https://doi.org/10.34185/1562-9945-6-125-2019-07>
76. Perviy B. A., Sarychev A. P. Influence of the Magnus Effect on the Spacecraft Lifetime. Системні технології. 2018. Випуск 2 (115). С. 20–31.
77. Pirozhenko A., Maslova A., Khramov D., Volosheniuk O., Mischenko A. Development of a new form of equations of disturbed motion of a satellite in nearly circular orbits. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. 2020. Vol. 4, N 5 (106). P. 70–77. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2020.207671>
78. Sarychev A. P., Sarycheva L. V. GMDH-Based Optimal Set Features Determination in Discriminant Analysis. System technologies. 2019. Volume 6 (125). P. 26–40. <https://doi.org/10.34185/1562-9945-6-125-2019-03>
79. Sarychev O. P., Perviy B. A. Autoregression models of large space debris motion. Системні технології. 2020. Випуск 6 (131). С. 137–148. <https://doi.org/10.34185/1562-9945-6-131-2020-12>
80. Sarychev O. P., Perviy B. A. Autoregression models of space objects movement represented by TLE elements. Системні технології. 2020. Випуск 2 (127). С. 103–116. <https://doi.org/10.34185/1562-9945-2-127-2020-08>
81. Sarychev O. P., Perviy B. A. Optimal regressors search subjected to vector autoregression of unevenly spaced TLE series. Системні технології. 2019. Випуск 2 (121). С. 95–110.
82. Sarychev O. P., Perviy B. A. Revealing changes in the space objects motion described by autoregressive models. Системні технології. 2021. Випуск 2 (133). С. 79–88. <https://doi.org/10.34185/1562-9945-2-133-2021-09>
83. Senkin V. S., Syutkina-Doronina S. V. On the Issue of Choice of the Parameter Optimization Method for a Guided Missile, Science and Innovation. 2020. Volume 16(3). P. 50–64. <https://doi.org/10.15407/scine16.03.050>

Отримано 31.05.2021,
в остаточному варіанті 07.06.2021