УДК 629.78 https://doi.org/10.15407/itm2021.01.037

О. А. ФОКОВ, О. П. САВЧУК

ПРОБЛЕМА КЕРУВАННЯ КУТОВИМ РУХОМ НЕКООПЕРОВАНОГО ОБ'ЄКТА ОРБІТАЛЬНОГО СЕРВІСУ

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, м. Дніпро, 49005, Україна; e-mail: oafokov@ukr.net

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 обертальний рух, що ускладнює або робить неможливим виконання дій з їх обслуговування. Проблема керування рухом об'єкта орбітального сервісу обумовлює актуальність досліджень, пов'язаних не тільки з вдосконаленням методів і алгоритмів впливу на рух об'єкта, як на поступальний, так і на обертальний, але й пов'язаних з розробкою і вдосконаленням методів бортового визначення параметрів відносного до сервісного космічного апарата руху об'єкта. Метою статті є огляд стану вирішення проблеми визначення параметрів руху об'єкта в задачах виконання орбітального сервісу, огляд існуючих методів погашення кутового руху об'єкта та керування його рухом, визначення напрямків подальших досліджень щодо впливу на кутовий рух некооперованих об'єктів сервісу. На основі аналізу публікацій з даної тематики наведено характеристику застосовності орбітальних засобів визначення параметрів руху об'єкта. Аналіз застосовності методів дистанційного визначення параметрів некооперованого невідомого об'єкта з борта сервісного апарата показує, що вони знаходяться на стадії вивчення. Для підтвердження пропонованих дослідниками методів у якості вихідних даних використовуються їх числова імітація або данні наземних експериментів, або данні з попередніх місій. Розглянуто контактні та безконтактні методи впливу на кутовий рух некооперованих об'єктів орбітального сервісу. З огляду на стан досліджень, пов'язаних з впливом на рух об'єктів орбітального сервісу безконтактними методами, більш просунутою виглядає технологія, заснована на використанні іонного пучка, що спрямовується на об'єкт з боку електрореактивного двигуна сервісного апарата. Запропоновано напрямки подальших досліджень щодо керування кутовим рухом некооперованих об'єктів.

Ключові слова: *некооперований об'єкт орбітального сервісу, орбітальні засоби визначення параметрів руху, методи впливу на кутовий рух об'єктів, огляд стану вирішення проблеми, напрямки досліджень.*

The realization of existing projects of on-orbit servicing and the development of new ones is a steady trend in the development of space technology. In many cases, on-orbit service clients are objects that exhibit an undesired rotary motion, which renders their servicing difficult or impossible. The problem of on-orbit service object motion control determines the topicality of studies aimed not only at the refinement of methods and algorithms of controlling both the translational and the rotary motion of an object, but also at the development and refinement of methods of onboard determination of the object – service spacecraft relative motion parameters. This paper overviews the state of the art of the problem of object motion parameter determination in on-orbit servicing tasks and existing methods of object motion control and angular motion damping and specifies lines of further investigations into the angular motion control of non-cooperative service objects. Based on the analysis of publications on the subject, the applicability of onboard means for object motion parameter determination is characterized. The analysis of the applicability of methods of remote determination of the parameters of an unknown non-cooperative object from a service spacecraft shows that they are at the research stage. The input data for the verification of methods proposed in the literature were simulated or taken from ground experiments or previous missions. Contact and contactless methods of angular motion control of non-cooperative on-orbit service objects are considered. The most advanced contactless method of motion control of an on-orbit service object seems to be a technology based on the use of an ion beam directed to the object from an electrojet engine onboard a service spacecraft. Lines of further investigations into non-cooperative object motion control are proposed.

Keywords: *non-cooperative on-orbit service object, onboard means of motion parameter determination, methods of angular motion control of objects, overview of the state of the art of a problem, lines of investigations.*

Вступ. Реалізація існуючих та розробка нових проєктів орбітального сервісу є стійкою тенденцією розвитку космічної техніки, про що свідчить, наприклад, огляд [1]. У якості клієнтів орбітального сервісу часто виступають об'єкти, які мають небажаний обертальний рух, що ускладнює або робить неможливим виконання дій з їх обслуговування. Тому сервісній операції з обертовим об'єктом сервісу має передувати операція погашення кутового руху об'єкта 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 рух об'єкта, як на поступальний, так і на обертальний, але й пов'язаних з розробкою і вдосконаленням методів бортового визначення параметрів руху об'єкта відносно сервісного космічного апарата.

Проблема визначення просторового положення об'єкта орбітального сервісу має як теоретичні, так і технологічні аспекти, пов'язані з пошуком найбільш підходящих алгоритму рішення і сенсорної архітектури. Ступінь складності задачі з визначення положення в значній мірі залежить від типу об'єктів сервісу, які можуть бути кооперованими або некооперованими, відомими або невідомими космічними об'єктами. У кооперованому випадку визначення положення успішно продемонстровано на орбіті, некооперовані випадки все ще знаходяться на стадії вивчення.

Метою даної праці є огляд стану проблеми визначення параметрів руху об'єкта в задачах орбітального сервісу, огляд існуючих методів погашення кутового руху об'єкта та керування його рухом, визначення напрямків подальших досліджень щодо впливу на кутовий рух некооперованих об'єктів з використанням іонного пучка.

Проблема визначення параметрів руху об'єкта в задачах виконання орбітального сервісу. Космічний апарат (КА), з борта якого проводиться визначення параметрів іншого орбітального об'єкта, часто називають активним КА або сервісним КА, або мисливцем чи переслідувачем, або головним (chief). Орбітальний об'єкт, параметри якого визначають, може представляти собою справний чи несправний, діючий або недіючий КА, або фрагмент космічного сміття. Рідше в якості такого об'єкта розуміють природній об'єкт – астероїд. По відношенню до об'єкта, параметри якого визначають, існують також декілька термінів: пасивний КА, об'єкт орбітального сервісу, ціль, мішень, або підлеглий (deputy). Далі будемо використовувати термін об'єкт сервісу або ціль.

З точки зору визначення параметрів руху під кооперованими об'єктами сервісу розуміються такі відомі об'єкти, що взаємодіють з сервісним апаратом. Принаймні такі об'єкти, що містять активні або пасивні маркери. У ролі активних маркерів найчастіше виступають світлодіоди, у ролі пасивних – світловідбивачі, зокрема кутові.

Як зауважено в роботі [2], кооперроване визначення положення може бути виконано з використанням радіочастотних антен, встановлених на борту переслідувача і цілі. Для визначення просторового положення (шести ступенів свободи), особливо з урахуванням застосування на малих супутниках, через жорсткі вимоги до обчислювальної ефективності, вартості, маси і енергоспоживання радіочастотні технології в даний час вважаються застарілими. Інше рішення, в якому ціль є співпрацюючою, полягає в використанні технології супутникової навігації. Це вимагає наявності приймачів і антен, наприклад, глобальної навігаційної супутникової системи на борту переслідувача та цілі, а також надійної лінії зв'язку між ними для обміну даними. Незважаючи на досягнутий високий рівень точності, просторове відносне положення на основі супутникової навігаційної системи не можливо визначити. Кращим варіантом забезпечення визначення просторового положення на відстані безпосередньої близькості є застосування електрооптичних датчиків. За певних умов ці пристрої здатні оцінювати просторове положення цілі. Крім того електрооптичні датчики дозволяють оцінювати параметри просторового положення цілі незалежно від її кооперованості.

Відносна навігація на основі електрооптичних датчиків космічних апаратів ґрунтується на видимих і інфрачервоних датчиках. Залежно від того, чи використовують вони джерело енергії для випромінювання, їх можна віднести до двох категорій: пасивні системи (засновані на монокулярних або стереокамерах), і активні (лідари). Пасивні системи, що працюють у видимій смузі, на відміну від тих, що працюють в інфрачервоній смузі, здатні отримувати дані, які можуть бути оброблені для визначення просторового положення цілі в безпосередній близькості. Термін «лідар» позначає різноманітність датчиків, які здатні вимірювати відстань, висвітлюючи цілі інфрачервоним лазерним джерелом і аналізуючи відбите розсіяне випромінювання. Лідар виробляє набори тривимірних даних (хмари точок, діапазонні зображення), які можуть використовуватися для визначення просторового положення шляхом обробки декількох ехосигналів, що надходять від цілі.

Стереокамери можуть отримувати тривимірну інформацію цілі так само, як і лідари, але їх використання потребує додаткових етапів обробки інформації. Зображення стереокамер набагато щільніші, ніж хмари точок лідара. На відміну від стереокамер лідари можуть забезпечити великі робочі діапазони вимірювання з постійним рівнем точності. Компроміс між застосуванням активних і пасивних електрооптичних датчиків повинен враховувати кілька аспектів, наприклад, сценарій місії і доступні ресурси. Нижче наведено дані стосовно застосування датчиків для визначення просторового положення цілі у відповідності до огляду [2].

Монокулярні датчики та стереокамери. Стосовно оцінки положення й орієнтації кооперованих цілей за останні десятиліття були розроблені і випробувані на орбіті три покоління відеосистем:

– датчик операцій на малій відстані PXS (Proximity Operation Sensor), розроблений японським космічним агентством, використовувався в місії ETS-VII (1997 р.). PXS складається з однієї відеокамери на сервісному КА і набору з семи пасивних маркерів на стикувальному інтерфейсі цілі. Для роботи в умовах поганої видимості на сервісному КА встановлений блок імпульсних світлодіодів;

– відеодатчик AVGS (Advanced Video Guidance Sensor), розроблений Центром космічних польотів ім. Маршалла, використовувався при демонстрації автономного зближення і стикування (місія DART, 2005 р.) і під час місії "Орбітальний експрес" (2007 р.). Датчик AVGS складається з відеокамери на сервісному КА і двох наборів з чотирьох кутових відбивачів, містить два набори світлодіодів для освітлення відбивачів;

– відеосистема VBS (Visual Based System), розроблена Технічним університетом Данії, одна з технологій відносної навігації для угруповань КА, використовувалася під час місії PRISMA (2010 р.). Вона складається з двох камер на сервісному КА, далекої і ближньої дії, і набору світлодіодів на цілі. Робочий діапазон камери ближнього радіусу дії – від декількох десятків метрів до декількох сантиметрів.

Датчики AVGS і VBS на відміну від датчика PXS характеризуються більшим робочим діапазоном, вони придатні для зближення з близької відстані. VBS потребує менше електроенергії.

Можливості використання стерео відеосистем для кооперованих цілей демонструються проєктом італійського космічного агентства демонстраційної місії сервісного обслуговування [3] (2009 р.). Використовуються дві камери з детектором 2048 пікселів × 2048 пікселів, з полем огляду 20° на 20° з роздільною здатністю 0,01°. На мішені встановлені світлодіоди. Система забезпечує роздільну здатність по глибині на рівні сантиметрів.

Для випадку некооперованих цілей відео-методи базуються лише на встановлених на сервісному КА монокулярних або стереокамерах, тобто без маркерів на цілі. Монокулярна відеосистема VBS може використовуватися в некооперованому режимі, як показано в роботі [4], де алгоритми визначення положення тестуються на реальних зображеннях, зібраних під час місії PRISMA. Датчик відносної навігації RNS (Relative Navigation Sensor) був розроблений для оцінки просторових положень платформи обслуговування відносно некооперованого космічного телескопа "Габбл", з використанням алгоритмів, заснованих на відеосистемі [5], що складається з трьох монокулярних камер RNS1, RNS2 і RNS3, розроблених канадсько-американською компанією MDA, призначених для роботи з різними інтервалами відстаней. Його характеристики було оцінено експериментально під час місії STS-125 [6]. Характеристики монокулярних та стереосистем для визначення просторових положень некооперованих цілей наведено в таблиці 1.

Таблиця 1 – Монокулярні та стереокамери для некооперованих цілей

Камера, [посилання]	Число пікселів	Розмір пікселя, мкм	Поле зору	Роздільна здатність	Стерео база, м
VBS [4]	742 x 582	8,6 x 8,2	22,3° x 16,8°	0,03°	– (моно)
RNS3 [5]	1024 x 1024	6,4 x 6,4	23° x 23°	0,02°	– (моно)
Камера [7]	640 x 480	7,4 x 7,4	49,1° x 37,8°	0,08°	– (моно)
Камера [8]	512 x 512	27,5 x 27,5	22,3° x 16,8°	0,11°	0,4
Камера [9]	2048 x 2048	3,2 x 3,2	14,9° x 14,9°	0,01°	0,5

Лідари. Технологічно лідари, що використовуються для відносної навігації на борту діючих КА і для льотних експериментів, підрозділяються на дві групи:

– сканувальні пристрої [10]. Сканувальні лідари зазвичай мають один детектор, змінюють напрямок вузького лазерного променю за допомогою лінз, дзеркал або інших високошвидкісних і високоточних пристроїв. Використання сканувальних пристроїв пов՚язане з проблемами: наявність рухомих частин; обмеженість частоти кадрів; відносний рух цілі і датчика може викликати небажані ефекти розмитого руху в отриманій хмарі точок;

– датчики на основі матриць детекторів [11]. Цей клас лідарів містить інструменти, які висвітлюють всю сцену одним широким лазерним променем і використовують детекторні матриці для виявлення і аналізу відбитих сигналів. Вони не мають рухомих частин, їх зображення не показують помітного розмиття. Однак лідари без сканера мають більше детекторів, що ускладнює їх калібрування, та обмежує розмір хмари точок.

За типом лазерного джерела лідари можна розділити на імпульсні і фазові (в англомовному варіанті – безперервно-хвильові, CW – continuous wave). CW-лідари обчислюють відстань по різниці фаз між модульованим випромінюваним і відбитими сигналами. CW–лідари можуть також використовувати метод тріангуляції в якості вимірювального принципу [12]. Використовуються в операціях ближньої дії, наприклад, менше 15 м. Імпульсні лідари обчислюють відстані шляхом вимірювання часу між переданим і відбитим лазерними імпульсами, зазвичай використовуючи арсенідгалієві лічильники часу прольоту (TOF – Time-Of-Flight). Роздільна здатність в десятки пікосекунд є необхідною для отримання точності на сантиметровому рівні, що вимагає складної і дорогої електроніки. Системи без сканера, засновані на імпульсному джерелі, позначаються як лідар зі спалахом (в англомовному варіанті – flash LIDARs).

Приклади лазерних приладів для некооперованих цілей, що використовуються або пропонуються для визначення орбітального положення і відносної навігації [2]:

– Neptec LCS – система лазерних камер, розроблена канадською кампанією Neptec Design Group. Тріангуляційний сканувальний лідар, призначений для проведення орбітального огляду і відносної навігації [13], [14]. Використовувався, зокрема, під час STS–118 і STS 122 для сканування системи термозахисту шаттла;

– лазерний радар LAMP (LAser MaPper), розроблений Лабораторією реактивного руху (JPL). Сканувальний TOF-лідар, призначений для вирішення завдань керування і навігації, включаючи зближення або стикування з іншим КА [15], [16]. Використовувався під час демонстраційної місії XSS-11. Здатний виявляти як кооперовані цілі (світловідбивачі), так і некооперовані ламбертові поверхні;

– датчик RVS (Rendezvous and Docking Sensor) – сканувальний TOF-лідар, розроблений компанією Jena-Optronik для стикування безпілотних транспортних засобів з міжнародною космічною станцією [17]. Вперше був використаний на борту транспортного засобу ATV-1 (ATV – Automated Transfer Vehicle). Нові покоління цього датчика – RVS-3000 і RVS-3000 3D. RVS 3000 3D є більш просунутим рішенням, що дозволяє автономно ідентифікувати і виявляти цілі шляхом вимірювання хмар точок з високою роздільною здатністю;

– датчик тріангуляції TRIDAR, розроблений Neptec Design Group. Об'єднує в одному пристрої високоточний датчик тріангуляції малої дальності (модифікована версія LCS) з TOF–лідаром з діапазоном дальності від середньої до великої [12]. Два датчика використовують одну і ту ж оптику і керовану електроніку. Використовувався під час STS–128, STS–131 і STS–135. Є першою випробуваною на орбіті системою активної візуалізації, здатну автоматично виявляти і відстежувати некооперовані цілі;

– лазерний томограф з динамічним діапазоном (LDRI), розроблений американською Національною лабораторією Sandia (SNL). Використовувався під час STS-97 [18]. LDRI висвітлює площину дифузним амплітудно модульованим джерелом CW–лідара і відображає інтенсивність відбиття на детекторі 640х480 пікселів;

– камери DragonEye і GoldenEye для орбітальних застосувань на основі лідара зі спалахом, розроблені американською компанією Advanced Scientific Concepts Inc. (ASC Inc.) [19]. Прототип DragonEye був успішно використаний під час STS-127 і STS-133 для оцінки ефективності автономних операцій зближення і стикування, в той час як застосування GoldenEye пропонувалося для навігації щодо астероїда в рамках місії OSIRIS-REX Asteroid Sample

Return [20] (відбір проб ґрунту з поверхні астероїда виконано 20 жовтня 2020 р.). Новіші версії камер наведено за посиланням [21];

– камера VNS (Vision Navigation System) на основі лідара зі спалахом розроблена компанією Ball Aerospace & Technologies Corp [22]. Прототип VNS був встановлений на борту космічного шаттла під час STS-134 для попередньої оцінки його ефективності, і буде використовуватися в якості основного кооперованого відносного навігаційного датчика для багатоцільового корабля Orion [23]. Можливість використання VNS як некооперованого датчика була перевірена на Землі.

В таблиці 2 представлено наведені в [2] деякі параметри існуючих та тих, що розробляються, некооперованих лідарних систем космічного застосування.

Таблиця 2 – Орбітальні лідарні системи, існуючі та ті, що розробляються

Система (Виробник)	Тип цілі	Технологія та принцип вимірювання	Робочий діапазон, м	Точність	Місія
LCS (Neptec)	кооп., некооп.	CW-сканування, тріангуляція	0,5 – 10 10 – 10000	< 1 мм 3 см	STS-118 , STS-122 та інші
LAMP (JPL)	кооп., некооп.	імпульс-сканування, TOF	< 5000 < 2500	10 см 2,6 см	XSS-11
RVS-3000 (Jena Optronic)	кооп., некооп.	імпульс-сканування, TOF	1 – 1500 1 – 100	–	ATV-5
TRIDAR (Neptec)	некооп.	CW-сканування, імпульсна тріангуляція	0,5 – 2000	–	STS-128, STS-131, STS-135
LDRI (SNL)	некооп.	CW-сканування (амплітудна модуляція)	< 45	0,25 см	STS-97
DragonEye (ASC Inc.)	некооп.	імпульс-сканування, TOF	< 1500	10 см, 15 см	STS-127, STS-133
GoldenEye (ASC Inc.)	некооп.	імпульс-сканування, TOF	< 3000	10 см, 15 см	OSIRIS-REX
VNS (Ball Aerospace)	кооп., некооп.	імпульс-сканування, TOF	< 5000	10 – 20 см	STS-134, пілотований корабель Orion

Характеристика методів дистанційного визначення параметрів об’єкта в задачах орбітального сервісу. Як показано в [24], процес визначення параметрів руху об’єкта сервісу з борта сервісного апарата включає три основні складові: первинна обробка даних безпосередніх вимірювань; застосування певної моделі руху центра мас об’єкта і руху навколо центра мас; оцінювання параметрів об’єкта і його руху, засноване на використанні результатів первинної обробки даних і прийнятих моделей динаміки.

У випадку кооперованих цілей при використанні монокулярних датчиків на виході вимірювань отримують координати реперних точок (маркерів) відомим чином розташованих на об’єкті. Тоді алгоритми визначення просторового положення можуть покладатися на алгоритми PnP (Perspective-n-Point), що дають рішення задачі визначення 3D-координат n точок за 2D-координатами їх зображень.

У випадку некооперованих відомих об’єктів передбачається, що доступною є докладна інформація про ціль або її спрощена геометрична модель. Тоді оцінка просторового положення цілі може бути здійснена шляхом зіставлення даних, витягнутих з вимірювань датчиків, з аналогічною інформацією, отриманою з моделі цілі, що зберігається на борту. Алгоритми визначення просторового положення можуть покладатися на підходи зіставлення з шаблоном, що основані на процесі пошуку монокулярного зображення на предмет певних особливостей або ділянок зображення, які можуть бути співставленні з певним шаблоном (зразком). В [25] наведено детальний огляд методів визначення положення за монокулярними зображеннями. Взагалі можуть використовуватися різні методи визначення просторового положення, наприклад, в залежності від типу доступних даних (монокулярних або стерео). Зокрема, в [26] запропоновано метод визначення взаємного положення та орієнтації відомої цілі об’єкта шляхом порівняння отриманих за допомогою відеокамери і лазерного далекоміра зображень з набором зображень, відповідних різному просторовому положенню цілі, що зберігається на борту сервісного апарата. Наведені в огляді [2] відомості про методи, що засновані на 3D-системах, свідчать про поширене використання стосовно до некооперованих відомих об’єктів ітеративного алгоритму найближчих точок [27], [28].

Сучасні методи орбітального дистанційного визначення параметрів некооперованих об’єктів використовують в основному дані діапазонного зображення (хмар точок) – виміряні 3D-координати точок поверхні цілі. З одним показовим та наочним методом перетворення координат точок хмари в параметри просторового положення цілі можна ознайомитись в роботі [29].

Незалежно від типу цілі вихідними даними первинної обробки вимірювань, як правило, є положення так званого геометричного центра об’єкта та пов’язаних з ціллю так званих геометричних осей координат.

Для оцінювання параметрів руху об’єкта використовують серію результатів первинної обробки вимірюваних даних, що відповідають різним моментам часу, з урахуванням прийнятих моделей відносного руху об’єкта. В більшості випадків нехтують орбітальним рухом сервісного космічного апарата і об’єкта. Сенсорну систему координат, в якій описують відносний просторовий рух цілі, розглядають як інерційну, зовнішнім збуренням нехтують, і тоді рух об’єкта розглядають як рух вільного твердого тіла. При описанні обертового руху через можливу сингулярність кінематичних співвідношень Ейлерові кути, як правило, не використовують, а описують обертовий рух з використанням одиничних кватерніонів. У деяких роботах, наприклад у [30], враховують орбітальний рух сервісного апарата і цілі. Найбільш відома і використовувана модель відносного поступального руху об’єкта представлена Clohessy і Wiltshire [31]. Наближені лінійні рівняння моделі дозволяють скористатися простим описом динаміки, при цьому введені деякі обмеження. Для подолання обмежень використовується нелінеарізована модель Gurfil і Kholshevnikov [32]. Для опису відносного кутового руху з урахуванням орбітального руху може бути використано рівняння, що наведено в роботі [33].

Існують різні методи оцінювання параметрів руху невідомого вільно обертового об’єкта. Наприклад, використовують кінематичні рівняння руху і закон збереження моменту кількості руху. При оцінюванні поступального руху з використанням рівнянь вільного руху твердого тіла будують задачу мінімізації, вирішуючи яку методом найменших квадратів знаходять оцінки положення центра мас і його швидкості. При оцінюванні моментів інерції за основу беруть співвідношення для кінетичного моменту і, з огляду на закон збереження кінетичного моменту, зводять задачу до задачі мінімізації. Як зазначено в [24], серед алгоритмів оцінювання параметрів руху некооперованих об’єктів орбітального сервісу найбільш часте використання отримали алгоритми на основі фільтрів Калмана різної модифікації: базовий фільтр для лінійних систем; розширений фільтр Калмана (Extended Kalman Filter), який використовує розкладання функцій в ряди Тейлора зі збереженням першого члена для нелінійних моделей динаміки та вимірювань; беззапаховий (або нечутливий) фільтр Калмана (Unscented Kalman filter), який поширює лінійний фільтр Калмана на випадок, коли рівняння динаміки і спостереження системи не можуть бути адекватно лінеаризоване; ітеративний розширений фільтр Калмана, коли рівняння вимірювання істотно нелінійне. Параметри руху – компоненти векторів лінійної і кутової швидкості – безпосередньо входять до вектору стану моделей руху об’єкта. Оскільки в рівняння зміни вектора стану входять масо-інерційні характеристики об’єктів, то такі параметри, як моменти інерції, положення центра мас, також вводять у вектор стану. Різні дослідники пропонують різні варіанти представлення вектора стану і, відповідно, рівнянь стану.

Аналіз застосовності методів дистанційного визначення параметрів некооперованого невідомого об’єкта з борта сервісного апарата показує, що вони знаходяться ще на стадії вивчення. Дослідники для підтвердження пропонованих ними методів використовують у якості вихідних даних їх числову імітацію або данні наземних експериментів, або данні з попередніх місій.

Методи впливу на кутовий рух некооперованих об’єктів орбітального сервісу.

Контактні методи. Методи впливу на кутовий рух некооперованих об’єктів сервісу можна розділити на дві основні групи – контактні і безконтактні. Контактні методи передбачають насамперед використання маніпуляторів на борту сервісного апарата. Застосування маніпуляторів в сервісних операціях і перелік завдань, які вимагають подальших досліджень, детально описано в огляді [34], що містить 370 посилань на публікації з даної тематики. Зокрема огляд показав, що здійснені космічні місії були призначені для обслуговування тільки добре відомих і кооперованих цілей. Обслуговування космічними роботами некооперованих супутників або обертових супутників, або фрагментів космічного сміття, з невідомими характеристиками, все ще не перевірено місіями і стикається з технічними проблемами.

З проблеми гальмування обертання об’єкта сервісу були запропоновані рішення, пов’язані з оснащенням кінцевого ефектора маніпулятора спеціальними пристосуваннями. Наприклад, як запропоновано в [35], де сценарій захоплення цілі вибирається відповідно до швидкості її обертання. У разі високої швидкості обертання, більшої 30 °/с, варіант захоплення не розглядається. У разі малої швидкості, меншій 3 °/с, захоплення вважається здійсненним. В інших випадках проводиться гальмування обертання об’єкта за допомогою спеціального щіткового контактора, розташованого на кінцевому ефекторі маніпулятора. Контактор складається з щетинок з полімерної товстої плівки і сповільнює обертання цілі, торкаючись її поверхні. Іншим прикладом може слугувати проєкт CleanSpace One [36], представлений Швейцарським федеральним технологічним інститутом в Лозанні і призначений для тестування технології зближення, захоплення і відведення об’єктів з орбіти. Один з варіантів пристрою захоплення – гриппера – засновано на розвитку так званої м'якої робототехніки, важливим елементом якої є діелектрично-еластомерна мінімально-енергетична конструкція (DEMES – dielectric elastomer minimum energy structure). Гриппер DEMES складається з двох частин: діелектрично еластомерного приводу, який перетворює електричну енергію в механічну роботу, має велику щільність пружної енергії; гнучкої рами у вигляді "рук", яка зазнає вигин при з'єднанні з попередньо розтягнутим еластомерним приводом. Прикладена напруга викликає електростатичний тиск між електродами на поверхнях приводу. Гриппер призначений для гнучкого гальмування і захоплення цілі за рахунок значного тертя між "руками" гриппера і ціллю. Якщо вісь обертання цілі не збігається з поздовжньою віссю гриппера, то обертова ціль буде торкатися одне за одним його "рук". Після декількох торкань вісь обертання цілі прийме більш стійке положення. Потім обертання цілі припиниться, і вона буде захоплена.

Деякі контактні методи впливу на рух некооперованих об'єктів сервісу можна віднести до двоступеневої схеми виконання сервісу, коли виконанню основної операції передує операція керування рухом об'єкта за допомогою спеціально призначених пристроїв, що відокремлюються від сервісного апарата. Ідея використання двоступеневої схеми виконання сервісу корелюється з ідеєю використання так званої двоступеневої схеми захоплення об'єкта, яка передбачає наявність маневреного мікросупутника в складі космічного апарата-сміттєзбирача, що описана в статті [37] з посиланням на роботу [38]. Прикладом такого спеціального пристрою може служити так званий розсувний кільцевий елемент, що описаний в [39]. Конструкція складається з декількох модулів, з'єднаних одним або декількома тросами, і являє собою кільцеву конфігурацію. Пристрій переміщається за допомогою сервісного КА або самостійно до цілі і розміщується навколо неї. Потім модулі втягують троси, поки не буде охоплений об'єкт. Модулі можуть мати рушійну установку. Пристрій призначений для захоплення обертової цілі, але він може бути використаний саме для подальшого керування рухом некооперованого об'єкта. Іншим прикладом можливого використання спеціального пристрою може служити запропонована в [40] концепція побудови автономної системи уповільнення обертового руху об'єкта орбітального сервісу. Ця концепція ґрунтується на відомих концепціях двоступінчастої схеми захоплення об'єкта й стільникової архітектури космічного апарата [41]. Система представляє собою інформаційно поєднані модулі, які закріплюються на об'єкті і мають мінімально необхідні функціональні можливості для визначення параметрів кутового руху об'єкта, його інерційних характеристик та для здійснення керування кутовим рухом.

Безконтактні методи. За останнє десятиліття опубліковано ряд статей, присвячених технологіям безконтактного впливу на рух об'єктів орбітального сервісу. Одна з цих технологій заснована на використанні іонного пучка, спрямованого на об'єкт з боку електрореактивного двигуна сервісного апарата. Цій технології присвячено, зокрема, публікації [42] – [46]. В основному розглядаються питання стабілізації кутового положення об'єкта з метою забезпечення ефективності дії іонного пучка в задачі видалення космічного сміття за технологією "пастух з іонним променем" [47]. Так у роботі [45] досліджено динаміку кутового руху циліндричного тіла під дією іонного пучка, що генерується двигуном малої тяги активного космічного корабля. Метою цієї роботи є аналіз хаотичних і закономірних рухів тіла при застосуванні технології безконтактного транспортування об'єкта з середньої на низьку навколоземну орбіту. Показано, що ненульовий ексцентриситет орбіти може призвести до хаотичного руху системи. Показано, що кутовий режим руху об'єкта впливає на час, необхідний для транспортування, а отже, і на необхідну кількість палива. Тим самим показано необхідність керування кутовим рухом об'єкта. У роботі [46] розглянуто кутовий рух космічного сміття під дією гравітаційних сил і сил та моментів з боку іонного пучка. Отримано спрощене рівняння, що описує кутові коливання об'єкта на кеплеровій орбіті з малим ексцентриситетом. Було показано, що орієнтація циліндричного об'єкта космічного сміття, яка відповідає максимальному значенню створюваної іонним пучком сили не збігається з положеннями стійкої рівноваги. Запропоновано закон активного керування тягою двигуна КА, що забезпечує переведення об'єкта космічного сміття в оптимальний режим руху. В цих роботах розглядався рух в площині орбіти.

Інша технологія безконтактного впливу на рух об'єктів орбітального сервісу заснована на електростатичній взаємодії між активним супутником та нефункціонуючим космічним об'єктом. Цій технології присвячено, зокрема, публікації [48] – [54]. Концепція застосування технології передбачає використання електронної гармати для заряджання активного космічного апарата-буксира позитивним зарядом, а некооперованого об'єкта космічного сміття – негативним зарядом, створюючи електростатичну силу притягання для переведення сміття на орбіту захоронення. Також можливо заряджати сервісний апарат і сміття однаковим потенціалом, щоб створювати силу відштовхування [50]. В [53] підкреслено, що космічний апарат, який використовує кулонівські сили на навколоземній орбіті, життєздатний тільки на геостаціонарній орбіті завдяки електричним екрануючим властивостям космічної плазми. Використання безконтактних методів для видалення космічного сміття на геостаціонарній орбіті заощаджує запас палива і вимагає тільки електричну енергію, яку можна отримати, використовуючи, наприклад, сонячні батареї. На малих відстанях між космічними об'єктами, близько десятків метрів, використання електростатичної взаємодії набагато ефективніше застосування іонних силових установок через менші витрати енергії.

На відстані безпосередньої близькості величина електростатичної сили може значно змінюватися при зміні орієнтації об'єкта, що буксирується, через перерозподіл індукційного заряду та через повторне захоплення вторинного заряду, який випускає об'єкт [49]. Важливо мати детальну модель і знання геометрії об'єкта. Звідси, зокрема, випливає необхідність контролювати кутове положення об'єкта. В [53] обговорюються переваги використання мультисферного методу Шауба [48] для моделювання та аналізу просторового руху космічного сміття. Попередні аналітичні моделі електростатичних сил, які використовуються для кулонівських утворень, не містять будь-яку залежність сили або крутного моменту від орієнтації під час дуже близьких операцій і сценаріїв стикування. Метод, описаний в [48], дозволяє проводити дослідження відносного руху з можливістю змоделювати рух космічного сміття з шістьма ступенями свободи. Одначе, рівняння руху відносно центра мас космічного сміття дуже складні. Керування електричним зарядом, що передається з буксира на космічне сміття і забезпечує стійкість його руху відносно центра мас, не тривіальне [53]. Разом з тим проведено дослідження, що підтверджують працездатність технології електростатичної взаємодії щодо гальмування обертового руху об'єкта. Так мета дослідження [54] полягала в забезпеченні стабільного відносного руху буксира та сміття як з точки зору переміщення, так і обертання. Шляхом числового моделювання рівнянь руху сервісного апарата і циліндричного об'єкта сміття із застосуванням запропонованих законів керування таку можливість було продемонстровано. При цьому зауважено, що враховуються лише рухи буксиру та сміття у площині.

В роботі [52] наведено огляд концепції, виконаних робіт і поточного стану розвитку ідеї електростатичного трактора і виражено впевненість, що в кінцевому підсумку ідею буде реалізовано на орбіті. З огляду на стан досліджень, пов'язаних з впливом на рух об'єктів орбітального сервісу безконтактними методами, більш просунутою виглядає технологія заснована на використанні іонного пучка, що спрямовується на об'єкт з боку електрореактивного двигуна сервісного апарата.

Напрямки подальших досліджень щодо впливу на кутовий рух некооперованих об'єктів сервісу, заснованого на використанні іонного пучка. Дослідження кутового руху об'єкта сервісу необхідним чином включає в себе розробку і використання математичної моделі процесу керування кутовим рухом об'єкта, модель розрахунку переданого потоком іонного випромінювання силового впливу на об'єкт, алгоритмів керування. В опублікованих дослідженнях, як щодо визначення параметрів руху об'єктів, так і щодо методів впливу на їх кутовий рух, явно чи неявно передбачається, що система визначення параметрів руху цілі поставляє дані з деякою обумовленою точністю, наприклад, як в [26]. Видається за доцільне необхідність включення в модель процесу керування не тільки результатів визначення параметрів руху, а й моделі процесу їх отримання. Відповідно є потреба розвитку методів визначення параметрів руху в напрямку підвищення швидкості обробки первинних даних вимірювань. Доцільно спробувати використати ітеративний алгоритм найближчих точок, який широко використовується щодо некооперованих, але відомих об'єктів, для невідомих об'єктів, беручи за модель цілі результати попередньої обробки інформації стосовно форми об'єкта.

Керування кутовим рухом, зокрема для забезпечення ефективності впливу на поступальний рух об'єкта, має враховувати відносний поступальний рух елементів системи "сервісний апарат – об'єкт сервісу" і відповідно задовольняти наступним вимогам:

– гасіння руху об'єкта навколо його центра мас;

– підтримання відстані між сервісним КА і об'єктом в деякому заданому діапазоні;

– корекція до обґрунтованого значення відхилення взаємного розташування сервісного КА і об'єкта від дотичної до орбіти в площині орбіти;

– корекція до обґрунтованого значення відхилення взаємного розташування сервісного КА і об'єкта від площини орбіти.

Стосовно до останніх трьох вимог в публікаціях [55], [56] запропоновано варіанти алгоритмів керування, але без ув'язки до контролю кутового руху об'єкта.

Моделі відносного руху, які включають в себе розрахунок визначення переданої потоком іонного випромінювання сили впливу на об'єкт, як правило містять і рівняння його обертального руху. Наприклад, в [57] розглядався розрахунок сили впливу в контексті підтримки номінальної дистанції між тілами системи. Рівняння руху, наведені в [57], що відповідають нехтуванню такими факторами, як орбітальний рух системи і зовнішні збурення, можуть бути використані для опису кутового руху об'єкта сервісу. У той же час тестування алгоритмів керування, що розроблюються, повинно бути перевірено на моделях орбітального руху тіл системи та їх руху навколо центрів мас з урахуванням впливу на них сил і моментів, викликаних дією іонного пучка, і врахованих факторів, що збурюють.

Наявні публікації з дослідження руху некооперованого об'єкта орбітального сервісу навколо центра мас розглядають цей рух в контексті забезпечення ефективності впливу іонного пучка на об'єкт – космічне сміття – з метою його відведення з робочою орбіти. Представляє інтерес визначення доцільності використання даної технології з точки зору витрат енергії в задачі гасіння обертального руху некооперованого об'єкта орбітального сервісу, не пов'язаної з конкретним завданням сервісної операції.

Висновок. На основі наявних публікацій наведено характеристику застосовності орбітальних засобів визначення параметрів руху об'єкта. Аналіз застосовності методів дистанційного визначення параметрів некооперованого невідомого об'єкта з борта сервісного апарата показує, що вони знаходяться на стадії вивчення. Для підтвердження пропонованих дослідниками методів у якості вихідних даних використовуються їх числова імітація або данні наземних експериментів, або данні з попередніх місій. Розглянуто контактні та безконтактні методи впливу на кутовий рух некооперованих об'єктів орбітального сервісу. З огляду на стан досліджень, пов'язаних з впливом на рух об'єктів орбітального сервісу безконтактними методами, більш просунутою виглядає технологія, заснована на використанні іонного пучка, що спрямовується на об'єкт з боку електрореактивного двигуна сервісного апарата. Запропоновано напрямки подальших досліджень щодо керування кутовим рухом некооперованих об'єктів.

1. *Wei-Jie Li, Da-Yi Cheng, Xi-Gang Liu, Yao-Bing Wang, Wen-Hua Shi, Zi-Xin Tang, Feng Gao, Fu-Ming Zeng, Hong-You Chai, Wen-Bo Luo, Qiang Cong, Zhen-Liang Gao*. On-orbit service (OOS) of spacecraft: A review of engineering developments. Progress in Aerospace Sciences. 2019. Vol. 108. P. 32–120. https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2019.01.004
2. *Opromolla R., Fasano G., Rufino G., Grassi M.* A review of cooperative and uncooperative spacecraft pose determination techniques for close-proximity operations. Progress in Aerospace Sciences. 2017. Vol. 93. P. 53–72. https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2017.07.001
3. *Fasano G., Accardo D., Grassi M.* A Stereo-vision Based System for Autonomous Navigation of an In-orbit Servicing Platform, 2009. ISBN-10: 1-56347-971-0, AIAA Infotech@Aero-space 2009, Seattle, USA. P. 1–10.
4. *D'Amico S., Benn M. Jørgensen J. L.* Pose estimation of an uncooperative spacecraft from actual space imagery. International Journal of Space Science and Engineering. 2014. Vol. 2, No. 2. P. 171–189. https://doi.org/10.1504/IJSPACESE.2014.060600
5. *Naasz B. J., Burns R. D., Queen S. Z., Eepoel J. V., Hannah J., Skelton E.* The HST SM4 relative navigation sensor system: overview and preliminary testing results from the flight robotics lab. The Journal of the Astronautical Sciences. 2009. Vol. 57, No. 1 & 2. P. 457–483. https://doi.org/10.1007/BF03321512
6. *Naasz B. J., Eepoel J. V., Queen S., Southward C., Hannah J.* Flight results of the HST SM4 relative navigation sensor system. Proceedings in Advances in the Astronautical Sciences. 2010. Vol. 137. P. 723–744.
7. *Liu C., Hu W.* Relative pose estimation for cylinder-shaped spacecrafts using single image. IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst. 2014. No. 50. P. 3036–3056. https://doi.org/10.1109/TAES.2014.120757
8. *Du X., Liang B., Xu W., Qiu Y.* Pose measurement of large non-cooperative satellite based on collaborative cameras. Acta Astronautica. 2011. Vol. 68, No. 11-12. P. 2047–2065. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.10.021
9. *Yu F., He Z., Qiao B., Vu X.* Stereo-vision-based relative pose estimation for the rendezvous and docking of noncooperative satellites. Mathematical Problems in Engineering. 2014. Article ID 461283. 12 p. https://doi.org/10.1155/2014/461283
10. *Blais F.* Review of 20 Years of range sensor development. Journal of electronic imaging. 2004. Vol. 13, No. 1. P. 231–240. https://doi.org/10.1117/1.1631921
11. *Crosby S., Kang S. H.* Object identification in 3D flash lidar images. Pattern Recognition. 2011. Vol. 6, No. 2. P. 193–200. https://doi.org/10.13176/11.315

12. *English C., Zhu S., Smith C., Ruel S., Christie I.* Tridar: a hybrid sensor for exploiting the complementary nature of triangulation and LIDAR technologies. Proceedings of the 8th International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space. 2008. 9 p.
13. *Ruel S., English C., Anctil M., Church P.* 3DLASSO: real-time pose estimation from 3D data for autonomous satellite servicing. Proceedings of the 2005 International Symposium on Artificial Intelligence for Robotics and Automation in Space. Munich, Germany. 2005. 8 p.
14. *Samson C., English C., Deslauriers A., Christie I., Blais F, Ferrie F.* 3D Laser Camera System: from space mission STS-105 to terrestrial applications. Proceedings of the 2002 ASTRO Conference. Ottawa, Canada. 2002. Nov. 21 p.
15. *Liebe C. C., Abramovici A., Bartman R. K., Bunker R. L., Chapsky J., Chu C. C., Clouse D., Dillon J. W., Hausmann B., Hemmati H., Komfeld R. P., Kwa C., Mobasser S., Newell M., Padgett C., Roberts W. T., Spiers G., Warfield Z., Wright M.* Laser radar for spacecraft guidance applications. Proceedings of 2003 IEEE Aerospace Conference. USA. 2003. Vol. 6. P. 2647–2662. DOI: 10.1109/AERO.2003.1235190
16. *Kornfeld R. P., Bunker R. L, Cucullu G. C., Essmiller J. C., Hadaegh F. Y., Liebe C. C., Padgett C. W., Wong E. C.* New millennium ST6 autonomous rendezvous experiment (ARX). Proceedings of the 2003 IEEE Aerospace Conference. USA. 2003. Vol. 1. P. 369–380. DOI:10.1109/aero.2003.1235067
17. Jenaoptronik. URL: https://www.jena-optronik.de/products/rendezvous-sensors/applications.html (Last accessed: 11.03.2021).
18. *Smithpeter C. L., Nellums R. O., Lebien S. M., Studor G., James G.* LADAR measurements of the international space station. Proceedings of SPIE Laser Radar Technology and Applications VI. 2001. Vol. 4377. P. 65–72. https://doi.org/10.13176/11.315
19. Advanced Scientific Concepts, Inc. URL: http://205.134.226.61/products/older-products/dragoneye.html (Last accessed: 11.03.2021).
20. *Lauretta D. S.* OSIRIS-REx asteroid sample-return mission. Handbook of Cosmic Hazards and Planetary Defense. 2015. P. 543–567. https://doi.org/10.1007/978-3-319-03952-7_44
21. Advanced Scientific Concepts, Inc. URL: https://asc3d.com/product-overview (Last accessed: 11.03.2021).
22. Miller L. K., Masciarelli J., Rohrschneider R., Gravseth I. Critical advancement in telerobotic servicing vision technology. AIAA SPACE 2010 Conference & Exposition. 2010. P. 1–9. https://doi.org/10.2514/6.2010-8919
23. *Christian J. A., Patangan M., Hinkel H., Chevray K., Brazzel J.* Comparison of orion vision navigation sensor performance from STD-134 and the space operations simulation center. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. USA. 2012. P. 1–18. https://doi.org/10.2514/6.2012-5035
24. *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
25. *Doignon C., Stolkin R.* An introduction to model-based pose estimation and 3-d tracking techniques. Scene Reconstruction, Pose Estimation and Tracking, first ed., InTech. 2007. Ch. 20. P. 359–382. https://doi.org/10.5772/4943
26. *Губарев В. Ф., Боюн В. П., Мельничук С. В., Сальников Н. Н., Симаков В. А., Годунок Л. А., Комисаренко В. И., Добровольский В. Ю., Деркач С. В., Матвиенко С. А.* Использование систем технического зрения для определения параметров относительного движения космических аппаратов. Проблемы управления и информатики. 2016. № 6. С.103–119. https://doi.org/10.1615/JAutomatInfScien.v48.i11.30
27. *Besl P., McKay N.* A method for registration of 3-D shapes. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. 1992. Vol. 14, No. 2. P. 239–256. https://doi.org/10.1109/34.121791
28. *Chen Y., Medioni G.* Object modelling by registration of multiple range images. Image and Vision Computing. 1992. Vol. 10. P. 145–155. https://doi.org/10.1016/0262-8856(92)90066-C
29. *Lichter M. D., Dubowsky S.* State, Shape, and Parameter Estimation of Space Objects from Range Images. Proceedings of the 2004 IEEE. International Conference on Robotics & Automation. New Orleans, LA. 2004. P. 2974–2979. https://doi.org/10.1109/ROBOT.2004.1307513
30. *Pesce V., Lavagna M., Bevilacqua R.* Stereovision-based pose and inertia estimation of unknown and uncooperative space objects. Advances in Space Research. 2017. Vol. 59, No. 1. P. 236–251. https://doi.org/10.1016/j.asr.2016.10.002
31. *Clohessy W. H., Wiltshire R. S.* Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous. Journal of the Aerospace Sciences. 1960. Vol. 27, No. 9. P. 653–678. https://doi.org/10.2514/8.8704
32. *Gurfil P., Kholshevnikov K.V.* Manifolds and metrics in the relative spacecraft motion problem. J. Guid. Control Dynamic. 2006. Vol. 29, No. 4. P. 1004–1010. https://doi.org/10.2514/1.15531
33. *Segal S., Gurfil P.* Effect of kinematic rotation-translation coupling on relative spacecraft translational dynamics. J Guid Control Dynamic. 2009. Vol. 32, No. 3. P. 1045–1050. https://doi.org/10.2514/1.39320
34. *Flores-Abad A., Ma O., Pham K., Ulrich S.* A review of space robotics technologies for on-orbit servicing. Progress in Aerospace Sciences. 2014. Vol. 68. P. 1–26. https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.03.002
35. *Nishida S., Kawamoto S.* Strategy for capturing of a tumbling space debris. Acta Astronautica. 2011. Vol. 68, No. 1–2. P. 113–120. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.06.045
36. CleanSpace One Gripper Report. Phase 0. Swiss Space Center EPFL. Lausanne, Switzerland, 2013. 67 p.
37. *Головко М. Г., Безуглый В. А., Бондаренко С. Г., Рубаха Ю. А., Покровский Р. О.* Технические аспекты борьбы с космическим мусором. Екологія та ноосферологія. 2012. Т. 23, № 1–2. С. 110–120
38. Space Transport Development Using Orbital Debris: Final Report on NIAC Phase I. Tether Applications, Inc.; J.A. Carroll. Research Grant No. 07600-087. 2002. 43 p.
39. *Clerc X., Retat I.* Astrium Vision on Space Debris Removal. 63rd International Astronautical Congress. Naples, Italy. 2012. IAC-12.A6.7.4. 13 p.

40. *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
41. *Chang H., Huang P., Lu Z., Meng Z., Liu Z., Zhang Y.* Cellular Space Robot and Its Interactive Model Identification for Spacecraft Takeover Control. International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS). Daejeon, Korea. 2016. P. 3069–3074. https://doi.org/10.1109/IROS.2016.7759475
42. *Aslanov V. S., Ledkov A. S.* Attitude motion of cylindrical space debris during its removal by ion beam. Mathematical Problems in Engineering. 2017. Vol. 2017. Article ID 1986374. 7 p. doi.org/10.1155/2017/1986374. https://doi.org/10.1155/2017/1986374
43. *Aslanov V. S., Ledkov A. S.* Chaotic motion of a passive space object during its contactless transportation by ion beam. 2020 International Conference on Information Technology and Nanotechnology (ITNT), Samara, Russia. 2020. P. 1–6. doi: 10.1109/ITNT49337.2020.9253185. https://doi.org/10.1109/ITNT49337.2020.9253185
44. *Aslanov V. S., Ledkov A. S.* Space debris attitude control during contactless transportation in planar case. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2020. Vol. 43, No. 3. P.451–461. https://doi.org/10.2514/1.G004686
45. *Aslanov V., Ledkov A., Konstantinov M.* Chaotic motion of a cylindrical body during contactless transportation from MEO to LEO by ion beam. 2020. Nonlinear Dynamics. 2020. V. 101, No. 2. P. 1221–1231. https://doi.org/10.1007/s11071-020-05822-0
46. *Aslanov V. S., Ledkov A. S.* Dynamics and control of space debris during its contactless ion beam assisted removal. Journal of Physics: Conference Series. 2020. Vol. 1705. Paper 012006. P. 1–10. doi:10.1088/1742-6596/1705/1/012006. https://doi.org/10.1088/1742-6596/1705/1/012006
47. *Alpatov A. P., Khoroshylov S. V., Maslova A. I.* Contactless de-orbiting of space debris by the ion beamю Kyiv: Akademperiodyka, 2019. 70 p.. https://doi.org/10.15407/akademperiodyka.383.170
48. *Stevenson D., Schaub H.* Multi-Sphere Method for Modeling Electrostatic Forces and Torques. Advances in Space Research. 2013. Vol. 51, No. 1. P. 10–20. https://doi.org/10.1016/j.asr.2012.08.014
49. *Schaub H., Sternovsky Z.* Active space debris charging for contactless electrostatic disposal maneuvers. Advances in Space Research. 2014. Vol. 53, No. 1. P. 110–118. https://doi.org/10.1016/j.asr.2013.10.003
50. *Stevenson D.* Remote Spacecraft Attitude Control by Coulomb Charging. Ph.D. Dissertation. Aerospace Engineering Sciences Dept. Univ. of Colorado, Boulder, CO. May 2015. 122 p.
51. *Schaub H., Stevenson D.* Electrostatic spacecraft rate and attitude control–Experimental results and performance considerations. Acta Astronautica. 2016. Vol. 119. P. 22–33. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.10.023
52. *Bengtson M., Wilson K., Hughes J., Schaub H.* Survey of the electrostatic tractor research for reorbiting passive GEO space objects. Astrodynamics. 2018. Vol. 2, No. 4. P. 291–305. https://doi.org/10.1007/s42064-018-0030-0
53. *Асланов В. С.* Динамика и управление активным спутником при буксировке космического мусора посредством сил кулона. XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Уфа, 19–24 августа 2019 года: Сборник трудов. 2019. Башкирский государственный университет. 2019. С. 38–39.
54. *Aslanov V., Schaub H.* Detumbling attitude control analysis considering an electrostatic pusher configuration. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2019. Vol. 42, No. 4. P.900–909. https://doi.org/10.2514/1.G003966
55. *Хорошилов С. В.* Алгоритм управления относительным движением в плоскости орбиты космического аппарата для бесконтактного удаления космического мусора. Космічна наука і технологія. 2019. Т. 25, № 1. С. 14–26. https://doi.org/10.15407/scine14.04.005
56. *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
57. *Alpatov A. P., Fokov A. A., Khoroshylov S. V., Savchuk A. P.* Error Analysis of Method for Calculation of Non-Contact Impact on Space Debris from Ion Thruster. Mechanics, Materials Science & Engineering. 2016. № 5. P. 64–76.

Отримано11.03.2021,
в остаточному варіанті 24.03.2021