УДК 629.78

Е. О. ЛАПХАНОВ

ОСОБЛИВОСТІ СТВОРЕННЯ ЗАСОБІВ ВІДВЕДЕННЯ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ З НАВКОЛОЗЕМНИХ РОБОЧИХ ОРБІТ

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України
вул. Лешко-Попеля 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: Ernando@i.ua

Пошук оптимальних рішень при розробці та створенні засобів відведення космічних апаратів з навколоземних робочих орбіт є ключовим завданням в рамках вирішення глобальної проблеми засмічення навколоземного космічного простору. З огляду на тенденції зростання кількості об'єктів космічного сміття (КС) на навколоземних орбітах, Міжагентським координаційним комітетом з космічного сміття щорічно приймається ряд заходів, спрямованих на пошук технічних рішень для створення ефективних засобів відведення об'єктів КС з робочих орбіт (РО). Метою статті є аналіз особливостей розробки оптимальних засобів відведення космічних апаратів з навколоземних РО. Основними критеріями ефективності при розробці оптимальних методів і засобів відведення об'єктів КС з РО є: мінімізація часу відведення об'єктів КС з РО, підвищення надійності засобів відведення об'єктів КС, мінімізація витрат палива і бортової енергії на операції відведення об'єктів КС.

З урахуванням перерахованих критеріїв оптимізації в роботі проведено комплексний аналіз існуючих методів і засобів відведення об'єктів КС з РО у діапазоні низьких навколоземних орбіт (НОО) і показано їх переваги та недоліки при можливому застосуванні. Сформульовано основні задачі місій з очищення навколоземного простору від об'єктів КС. Проведено обґрунтування задачі очищення навколоземного простору від об'єктів КС, що з'явилася в рамках нової концепції переробки об'єктів КС на орбіті за допомогою космічних апаратів і платформ орбітального сервісу. Запропоновано багатокритеріальну комплексну порівняльну характеристику найбільш відомих концепцій з розробки та створення засобів відведення об'єктів КС з НОО. Розглянуто особливості створення комбінованих засобів відведення об'єктів КС, що базуються на кількох існуючих методах активного і пасивного відведення об'єктів КС з НОО. Головною метою створення таких комбінованих гібридних засобів відведення об'єктів КС з НОО є пошук технічних рішень, що максимально задовольняють перерахованим критеріям ефективності.

Виходячи з комплексного аналізу наявних засобів відведення об'єктів КС з НОО та особливостей створення гібридних засобів відведення об'єктів КС обґрунтовано доцільність подальших досліджень у даному напрямку.

Поиск оптимальных решений при разработке и создании средств увода космических аппаратов с околоземных рабочих орбит является ключевой задачей в рамках решения глобальной проблемы засорения околоземного космического пространства. Учитывая тенденции роста количества объектов космического мусора (КМ) на околоземных орбитах, Межагентским координационным комитетом по космическому мусору ежегодно принимается ряд мер, направленных на поиск технических решений для создания эффективных средств увода объектов КМ с рабочих орбит (РО). Целью статьи является анализ особенностей разработки оптимальных средств увода космических аппаратов с околоземных РО. Основными критериями эффективности при разработке оптимальных методов и средств увода объектов КМ с РО являются: минимизация времени увода объектов КМ с РО, повышение надежности средств увода объектов КМ, минимизация затрат топлива и бортовой энергии на операции увода объектов КМ.

С учетом перечисленных критериев оптимизации в работе проведен комплексный анализ существующих методов и средств увода объектов КМ с РО диапазона низких околоземных орбит (НОО) и показаны их преимущества и недостатки при возможном применении. Сформулированы основные задачи миссий по очистке околоземного пространства от объектов КМ. Проведено обоснование задачи очистки околоземного пространства от объектов КМ, которая возникла в рамках развивающейся новой концепции переработки объектов КМ на орбите с помощью космических аппаратов и платформ орбитального сервиса. Предложена многокритериальная комплексная сравнительная характеристика наиболее известных концепций по разработке и созданию средств увода объектов КМ с НОО. Рассмотрены особенности создания комбинированных средств увода объектов КМ, которые базируются на нескольких существующих методах активного и пассивного увода объектов КМ с НОО. Основной целью создания таких комбинированных гибридных средств увода объектов КМ с НОО является поиск технических решений, которые максимально удовлетворяют перечисленным критериям эффективности.

Исходя из комплексного анализа имеющихся средств увода объектов КМ с НОО и особенностей создания гибридных средств увода объектов КМ обоснована целесообразность дальнейших исследований данного направления.

A search for optimal solutions in the development and making of means for spacecraft removal from near-Earth operational orbits is the key problem in the solution of the global problem of space debris in near-Earth space. Taking into account the trend to the build-up of space debris in near-Earth orbits, the Inter-Agency Space Debris Coordination Committee every year takes a number of measures aimed at searching for the most advantageous engineering solutions on the development of efficient means for space debris removal from operational

orbits. This paper analyzes the features of the development of optimal means for spacecraft removal from near-Earth operational orbits. The main efficiency criteria in the development of optimal methods and means for spacecraft deorbit are as follows: minimizing the space debris deorbit time, increasing the reliability of space debris deorbit means, and minimizing the propellant and power consumption for space debris removal.

Taking into account the above optimization criteria, the paper presents a comprehensive analysis of existing methods and means for space debris removal from low-Earth orbits and shows their anticipated advantages and drawbacks. Three basic tasks of missions aimed at space debris removal from near-Earth space are identified. A fourth task of space debris removal from near-Earth space, which has resulted from the evolving new concept of in-orbit space debris processing with the use of in-orbit service spacecraft and platforms, is identified and substantiated too. A multicriteria comprehensive comparative analysis of the best known concepts of the development and making of means for space debris removal from near-Earth orbits is presented. The features of the development of combined space debris deorbit means based on several existing methods for active and passive space debris removal from low-Earth orbits are considered. The principal aim of the development of combined hybrid space debris deorbit means of this type is a search for engineering solutions that would meet the above-mentioned efficiency criteria as closely as possible.

The comprehensive multicriteria analysis of the currently available means for space debris removal from low-Earth orbits and the features of the development of hybrid space debris deorbit means demonstrates the advisability of further studies along this line.

Ключові слова: *засоби відведення об'єктів космічного сміття, навколоземна робоча орбіта, критерії оптимізації.*

Вступ. Стрімкий розвиток космічних технологій і активне використання навколоземного простору за останні піввіку призвели до величезного накопичення об'єктів техногенного походження на навколоземних орбітах. Однак слід зазначити, що далеко не всі із цих космічних об'єктів (КО) техногенного походження на сьогодні виконують свої корисні функції і таким чином утворюють так зване космічне сміття (КС) [1, 2]. Основними джерелами утворення КС, як правило, є верхні ступені ракет-носіїв, космічні апарати (КА) по завершенні терміну активної експлуатації або у разі передчасного виходу з ладу. Також джерелами КС є обломки, які утворенні в результаті зіткнення КО (приклад: зіткнення штучних супутників Землі «Космос-2251» і «Iridium 33» в 2009 році) або вибуху одного КО (високоенергетичний вибух штучного супутника Землі «Nimbus-6» 1 травня 1991 року). В свою чергу американським вченим астрофізиком Робертом Кеслером було виявлено можливі наслідки швидкого збільшення фрагментів КС на орбітах в результаті зіткнення двох об'єктів КС. Цей ефект показує можливість лавиноподібного збільшення фрагментів КС, що є результатом «цепної реакції» зіткнень, внаслідок чого деякі орбіти можуть бути непригідними для використання [3]. Динаміка зростання каталогізованих об'єктів КС і їх фрагментів, котра щоквартально публікується в аналітичних звітах Національного управління з аеронавтики і досліджень космічного простору (НАСА), показує, що на травень 2019 року на навколоземних орбітах каталогізовано 14432 об'єктів КС [4]. Відомо, що найбільша концентрація КС спостерігається на низьких, близьких до кругових, навколоземних орбітах, висотою до 2000 км, а також на геосинхронних високих еліптичних орбітах зв'язку в межах 20000 км в діапазоні нахилень 50°..60° [5].

Враховуючи небезпеку засмічення навколоземного простору КС, Міжагентським координаційним комітетом по космічному сміттю (МККС), НАСА та іншими провідними космічними агентствами було вироблено рекомендації про обмеження терміну існування об'єктів КС на низьких навколоземних орбітах (ННО) не більш, ніж 25 років [6]. Слід звернути увагу, що документ [6] було прийнято в 2004 році задовго до масового застосування КА класу мікро, нано і піко. Незважаючи на те, що концепцію «кубсат» було розроблено Р. Твіггсом ще в 1999 році [7], до масового використання даних супутників

підійшли лише сім років по тому. Так, завдяки мініатюризації супутників і їх відносно низькій вартості, навіть середньо розвинені країни отримали можливість запускати свої КА та угрупування КА. Враховуючи стрімке збільшення кількості членів так званого «космічного клубу» та розвиток приватних космічних корпорацій, як SpaceX, кількість запущених на орбіту КА зростає з кожним роком, а звідси прискорюється зростання кількості об'єктів КС. У зв'язку з цим, допустимий термін існування об'єктів КС на НІО, що представлено в [6], найближчим часом може бути зменшено.

Сучасні тенденції зростання кількості об'єктів КС дають поштовх до зміни вимог до технологій відведення КС з навколоземних робочих орбіт (РО). Основним напрямком досліджень стає пошук найбільш оптимальних технічних рішень при розробці та виробництві засобів відведення об'єктів КС з навколоземних РО. Можна виділити кілька основних критеріїв оптимізації при використанні методів і засобів очищення навколоземного простору. До даних критеріїв належать: мінімізація часу відведення об'єктів КС з РО, підвищення надійності цих засобів, а також мінімізація витрат палива і бортової енергії на операції очищення навколоземного простору від об'єктів КС.

Постанова задачі. Поточному рівню розробки засобів відведення об'єктів КС присвячено достатньо публікацій, в яких досить повно проведено аналіз стану проблеми [8 – 12]. Однак, комплексної порівняльної характеристики всіх класів систем з урахуванням оцінки їх критеріїв ефективності і оптимального застосування до сьогодні проведено не було. Також не було розроблено рекомендацій до вибору класу систем відведення об'єктів КС для різних місій очищення навколоземного простору з урахуванням характеристик КС і ступеню засміченості певних кластерів навколоземних орбіт.

Метою даної роботи є аналіз особливостей розробки і застосування засобів відведення об'єктів КС з НІО з урахуванням вищезазначених головних критеріїв ефективності і підходів до їх проектування. Для цих цілей необхідно провести комплексний аналіз існуючих активних і пасивних засобів відведення об'єктів КС з НІО, а також особливостей розробки гібридних засобів відведення об'єктів КС з НІО, що базуються на кількох відомих існуючих методах відведення об'єктів КС з НІО.

На сьогодні можна виділити **три основні задачі для місій очищення навколоземного простору** від об'єктів КС:

– кероване відведення великогабаритних об'єктів КС, що не згорають в щільних шарах атмосфери, із забезпеченням можливості визначення точного місця їх падіння на незаселені або слабо заселенні райони Землі [13];

– некероване відведення об'єктів КС з НІО за допомогою пасивних систем відведення з подальшим спалюванням їх в щільних шарах атмосфери [14 – 16];

– переведення об'єктів КС на орбіти поховання (як правило використовується для об'єктів КС, що знаходяться на геосинхронних високих еліптичних орбітах зв'язку) [17].

Однак, із розвитком нової концепції видалення об'єктів КС з РО з метою їх подальшої переробки на орбіті при використанні космічних апаратів і платформ орбітального сервісу [18, 19], виникає **нова задача переведення і транспортування об'єктів КС до відповідних орбіт зберігання.**

З урахуванням перерахованих задач очищення навколоземного простору від об'єктів КС в статті проведено комплексний аналіз методів і засобів відведення об'єктів КС з НІО.

Активні засоби відведення об'єктів КС. Активні засоби відведення об'єктів КС передбачають використання космічних апаратів-сміттярів (КАС) або оснащення спеціальними двигунними системами КА для їх відведення після закінчення терміну активної експлуатації [20]. На сьогодні, при використанні КАС, активні засоби розподіляються на дві групи:

– *безконтактні засоби відведення об'єктів КС,* що засновані на дистанційному силовому впливі на об'єкт КС з відсутністю безпосереднього механічного зв'язку;

– *контактні засоби відведення об'єктів КС,* що використовують механічний контакт КАС з об'єктом КС.

Без застосування КАС активні засоби відведення використовують додатковий ресурс двигунних систем КА після закінчення терміну активної експлуатації. Так, для вирішення даної задачі можуть застосовуватися різні типи двигунних систем, таких як рідинні (РРД), твердопаливні (ТРД) і електрореактивні (ЕРД) ракетні двигуни [21 – 23]. Принцип дії даних систем полягає у формуванні імпульсу гальмування, вектор якого спрямований у протилежний бік до головного вектору руху КА. В такому випадку, кількість руху КА за виток зменшується і КА починає зниження до певної висоти орбіти, де його термін існування задовольняє вимогам [6]. Відзначимо, що при використанні двигунних активних засобів відведення об'єктів КС сам процес відведення з орбіти проводиться за досить короткий проміжок часу, однак для цього потрібна значна кількість палива для формування імпульсу гальмування і бортової енергії для надання необхідної орієнтації. Забезпечення надійності основних систем КА, функціонування котрих необхідно для реалізації даного способу відведення, після закінчення терміну активної експлуатації також викликає додаткові труднощі. Так, при проектуванні такого класу засобів відведення необхідно враховувати резервування основних систем КА, що призводить до додаткових витрат. Виходячи з цього можна зробити висновок, що перевагами застосування активних двигунних систем відведення є можливість вибору досить великого діапазону часу відведення об'єктів КС. Так, при наявності об'єкта КС, що створює небезпеку для функціонуючих КА на орбіті із великою щільністю КА, за допомогою двигунних систем його можна швидко відвести за досить короткий період часу. Таким чином, активними двигунними системами відведення доцільно оснащувати КА, які будуть функціонувати на орбітах з критичним рівнем засміченості.

Рис. 1 – Приклад захоплення орбітальної ступені двома маніпуляторами

У свою чергу активні засоби, що передбачають використання КАС, мають набагато більший діапазон ефективного застосування. Так, застосування контактних засобів відведення [24 – 34] може дозволити вирішувати дві основні задачі очищення навколоземного простору від об'єктів КС: переведення об'єктів КС на орбіти поховання та транспортування до відповідних переробних комплексів в рамках концепції [18, 19]. Однак, як показано в [12], при використанні захоплення з жорстким зв'яз-

ком, типу механічних маніпуляторів (рис. 1), виникають значні труднощі при застосуванні цього принципу для об’єктів КС, що обертаються.

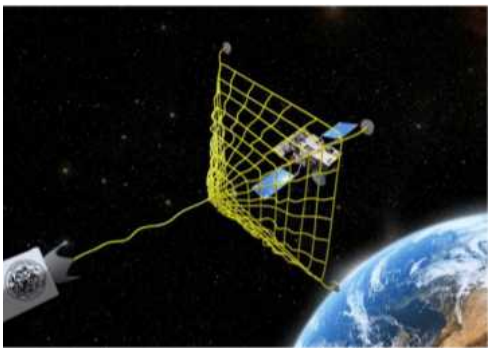

Рис. 2 – Приклад використання сітки для захоплення об’єкта космічного сміття [32]

Враховуючи ці труднощі, було розроблено спосіб захоплення з використанням гнучкого зв’язку, що використовує спеціальні захоплюючі сітки (рис. 2) [32] і гарпунні системи з тросовими буксирами [35, 36].

Цей клас активних контактних систем з гнучким зв’язком раціонально використовувати для завдань транспортування об’єктів КС [18, 19] або завдань переведення на орбіти поховання. Однак, використання буксирів з тросовими зв’язками також має складності у разі подальшої практичної реалізації [12]. Так, при транспортуванні КАС об’єкта КС за допомогою тросового з’єднання необхідною умовою є забезпечення сталого руху зв’язки після включення двигуна КАС. Крім того, ввімкнення і робота двигуна КАС можуть призвести до виникнення поздовжніх коливань тросової системи та збуджувати кутовий рух об’єкта КС, тому що точка закріплення троса може не збігатися з центром мас об’єкта КС. Останнє може привести до заплутування самого тросу. Імпульсний вплив на тросову систему при включенні двигуна КАС також може привести до небезпечного зближення КАС з об’єктом КС і подальшому їх зіткненню [37].

Таким чином, складності керування і стабілізації активних контактних засобів відведення та недостатньо повне науково-теоретичне обґрунтування можливості масового використання даного класу систем створюють труднощі оцінки їх ефективності. Разом з тим, даний клас систем є технологічно досить пристосованим для вирішення задач концепції [18, 19], однак вимагає істотних доопрацювань для подальшої практичної реалізації.

Слід зазначити, що безконтактні активні засоби відведення також широко обговорюються серед вчених аерокосмічної науки. Найбільш відомим прикладом систем активного безконтактного відведення об’єктів КС з НІО є активна система космічного «пастуха з іонним променем», що досліджувалася у проекті LEOSWEEP (рис. 3) [11, 38 – 44].

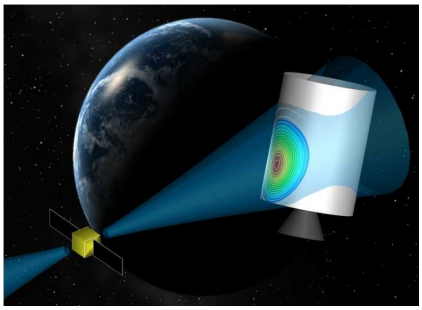

Рис. 3 – Концепція «пастуха з іонним променем» LEOSweep

Концепція «пастуха з іонним променем» базується на використанні потоку іонів в якості засобу, що передає силовий імпульс від КАС до об’єкта КС [11, 43]. Відповідно до проведених досліджень [11], сила, що передається іонним променем від КАС до верхніх ступенів ракет-носіїв «Циклон 3» і «Циклон 4», становить близько кількох мН, що можна порівняти з тягою космічних мікрореактивних двигунів. В [41] за допомогою комп’ютерного моделювання розраховано, що швидкість відведення об’єктів КС з діапазонів НІО висотою 600 – 700 км складає близько 1 км на добу, і з урахуванням

зниження об’єкта КС збільшується. З урахуванням цих характеристик [41], час переведення з висоти 640 км на висоту 340 км об’єкта КС масою 1575 кг склав близько півроку. Також було показано [11, 40, 41], що протягом періоду відведення об’єктів КС є можливість підтримки робастності керування положенням КАС відносно об’єкта КС і підтримки допустимої точності наведення іонного променя на об’єкт КС. Так, переваги відведення об’єктів КС [11] за допомогою космічного «пастуха з іонним променем» можна підкреслити в наступних пунктах:

– мінімальна витрата робочої речовини на відведення (23 кг ксенону з висоти 1000 км до висоти 500 км на близьких до кругових орбітах);

– відносно невелика маса КАС, яка становить 10 % маси об’єкта КС (проте, варто підкреслити, що дана умова справедлива лише для об’єктів КС масою понад 1,5 т);

– відсутність прямого контакту з об’єктом КС;

– можливість багаторазового використання.

З огляду на перелічені переваги концепції «пастуха з іонним променем», можна зробити висновок, що вона має досить високі показники за всіма трьома критеріями ефективності [11]. Також використання «пастуха з іонним променем» відноситься до досить швидких методів відведення об’єктів КС з ННО, що має високу надійність і мінімальні показники витрат палива. При подальшій практичній реалізації «пастуха з іонним променем» буде найбільш доцільно застосовувати на орбітах з критичним рівнем засмічення для об’єктів КС, які вже знаходяться на орбіті і не обладнані системами відведення на борту (ступені ракет-носіїв, великі фрагменти КС та інше).

Пасивні засоби відведення об’єктів КС. До основних видів пасивних засобів відведення відносяться аеродинамічні системи, електромагнітні системи, системи з використанням постійних магнітів і сонячні вітрильні системи. На відміну від активних, дані засоби не вимагають витрат палива і практично не потребують витрат бортової електроенергії (за винятком електромагнітних котушок) на виконання задач відведення. Також пасивні системи відведення не мають потреби в керуванні орієнтацією і стабілізацією.

Аеродинамічні системи відведення (АСВ) на сьогоднішній день мають найбільш повне науково-теоретичне обґрунтування [14, 15, 45 – 59] для подальшого масового застосування, що підтверджено практичними випробуваннями [57 – 59] у відкритому космосі. Застосування АСВ є доцільним на висотах до 800 км, де об’єкт КС можна загальмувати за допомогою сили атмосферного опору і відвести з орбіти в установлений термін [6]. Принцип дії АСВ базується на збільшенні площі міделя об’єкта КС, що відводиться, внаслідок чого збільшується сила аеродинамічного гальмування. У свою чергу, за конструктивним принципом АСВ поділяються на надувні, вітрильні та трансформовані.

Головними недоліками надувних АСВ є ймовірність пробиття оболонки фрагментами КС, вплив атомарного кисню і можливість електричного статичного пробою у разі нерівномірного скупчення поверхневих зарядів. При усунені перерахованих вище недоліків в [14, 15] було запропоновано концепцію використання багатомодульних надувних АСВ. В цьому випадку значно підвищується надійність надувної АСВ, тому що при виході з ладу допустимого числа надувних модулів система зберігає свою працездатність.

Що стосується АСВ парусного типу, то їх надійність порівняна з надійністю багатомодульних надувних АСВ, тому що пошкодження вітрила дрібним фрагментом КС не веде до виходу з ладу всієї системи. Однак, найбільш ефективними вважаються трансформовані АСВ [15], тому що не вимагають системи зберігання і наддуву.

Концепція трансформованих АСВ базується на трансформації самого КА, тобто розгортанні власних частин з метою збільшення перетину міделя. Концепцію трансформації елементів КА, що відводиться, найбільш доцільно застосовувати для відведення КА класу мікро, нано і піко, де установка надувних або вітрильних АСВ неможлива або проблематична через брак необхідного місця для системи зберігання і розгортання.

Основною перевагою АСВ є те, що вони мають відносно невелику масу (до 5 % від маси об'єкта КС, що відводиться) і не вимагають для свого функціонування бортової енергії і палива. Однак АСВ є повільними засобами відведення для середніх об'єктів КС, тому що термін об'єкта КС, що відводиться з висот більше 700 км, складає більше 10 років. Відведення наносупутників класу «кубсат» за допомогою трансформованих АСВ з висот до 600 км складає всього кілька місяців, що є найбільш ефективним засобом відведення для КА даного класу.

Серед *електромагнітних систем відведення* можна виділити два основні підтипи: електродинамічні тросові системи (ЕДКТС) [60 – 64] і електромагнітні пристрої (котушки, надпровідні контури) [65]. Концепція ЕДКТС заснована на законі електромагнітної індукції (ЕМІ) та взаємодії між власним електромагнітним полем тросу і зарядженими частинками потоку іоносферної плазми, що набігає. Після розгортання ЕДКТС і стабілізації її за допомогою додаткового контролера електричний струм індукується у тросі.

Згідно з ЕМІ навколо цього троса генерується власне індуковане електромагнітне поле, за допомогою якого ЕДКТС починає взаємодіяти з потоком заряджених частинок іоносферної плазми і магнітним полем Землі. Сила опору (гальмування) є ефектом передачі імпульсу від потоку заряджених частинок іоносферної плазми до генерованого магнітного поля ЕДКТС. Так, при попаданні у власне магнітне поле ЕДКТС на заряджені частинки починає діяти сила Лоренца, внаслідок чого частинки починають змінювати свої траєкторії і передавати частину кінетичної енергії системі ЕДКТС.

Згідно з проведеними теоретичними розрахунками [60 – 64] ЕДКТС є найшвидшими серед усіх наявних засобів відведення об'єктів КС і не вимагають витрат бортовий енергії (табл. 1).

Однак, практична реалізація концепції ЕДКТС має деякі труднощі, пов'язані зі стабілізацією відносного положення тросу і його сплутуванням. Занадто велика довжина ЕДКТС створює труднощі при підтримці постійного натягу після розгортання. Таким чином, дана система на сьогоднішній день не отримала масового застосування. Але слід зазначити, що в разі доопрацювання і ліквідації перерахованих недоліків ЕДКТС може стати однією з найефективніших систем відведення об'єктів КС, тому що має дуже високі показники за двома критеріями ефективності: найбільш мінімальний розрахунковий час відведення об'єктів КС та відсутність витрат палива і бортової енергії.

Таблиця 1

Угрупування	Висота (км)	Нахилення (градуси)	Час відведення без ЕДКТС	Середня швидкість відведення (км/день)	Час відведення з ЕДКТС
Orbocomm 1	775	45	100 років	44	11 днів
Orbocomm 2	775	70	100 років	11,6	41 днів
LEO One USA	950	50	600 років	32	18 днів
GlobalStar	1390	52	9000 років	22,3	37 днів
Skybridge	1475	55	11000 років	18,5	46 днів
FaiSat	1000	66	800 років	13,5	45 днів
Iridium	780	86,4	100 років	2,1	7,5 місяців
M-Star	1350	47	7000 років	27	28 днів
Celestri	1400	48	9000 років	26	32 днів
Teledesic	1350	~85	7000 років	1,7	17 місяців

Електромагнітні пристрої за своїм принципом дії схожі з ЕДКТС, але на відміну від ЕДКТС вимагають постійного джерела живлення на борту КА, що відводиться. Так в [65] було показано, що час відведення КА класу «кубсат» з висоти 800 км за допомогою електромагнітного пристрою склав близько 25 років. Підтримувати джерело живлення в працездатному стані протягом такого тривалого періоду часу досить складно. Також, електромагнітні пристрої, як і АСВ, є повільними засобами відведення, і з урахуванням наведеного вище недоліку вони є неефективними, оскільки не мають переваг за жодним критерієм ефективності.

Системи відведення з використанням постійних магнітів (СВПМ) є версією електромагнітних пристроїв, де замість електромагнітів запропоновано постійні магніти (ПМ) [16, 69 – 71]. Така заміна дозволяє усунути недолік, пов’язаний з постійним використанням бортовий енергії для живлення електромагніту. Експериментальне обґрунтування даної концепції наведено в роботах [66 – 69], де було доведено існування сил, що виникають при взаємодії ПМ з потоком іоносферної плазми. У свою чергу, в роботах [16, 70, 71] було запропоновано конструктивну схему СВПМ і проведено комп’ютерне моделювання для отримання оцінки тривалості відведення КА з різних орбіт. Отримані результати в [16] показали, що межею ефективного застосування СВПМ для малих і середніх об’єктів КС є висота 900 км, що на 100 км більше, ніж у АСВ. При цьому маса самої СВПМ становить 3 % від маси об’єкта КС, що відводиться. Швидкість відведення об’єктів КС при використанні СВПМ порівнянна зі швидкістю зниження об’єкта КС, при використанні АСВ, з чого можна зробити висновок, що даний клас систем відноситься до повільних засобів очищення НІО від об’єктів КС. Переваги використання СВПМ ідентичні перевагам використання АСВ. Однак СВПМ має перевагу перед АСВ, тому що не піддається впливу атомарного кисню, має більшу межу ефективного застосування і меншу масу, а також має меншу ймовірність зіткнення з фрагментами КС. Але слід зазначити, що в [70] було показано неможливість застосування СВПМ для відведення КА класу нано, піко і менше, в той час як трансформовані АСВ відмінно виконують це завдання. Таким чином, порівнюючи СВПМ і АСВ, можна зро-

бити висновок, що дані два класи пасивних засобів відведення мають однакові переваги, за винятком деяких відмінностей.

Принцип дії *сонячного вітрила* по своїй суті нагадує принцип дії АСВ, але замість взаємодії із атмосферним потоком, що набігає, використовується ефект гальмування, обумовлений впливом сонячного тиску [72 – 76]. Застосування сонячного вітрила ефективно на висотах вище 800 км, де сила сонячного тиску більше сили аеродинамічного опору. Можливість застосування даного класу засобів відведення також, як і у АСВ, підтверджено експериментально. Одним з успішних експериментів є розгортання сонячного вітрила площею 200 $м^2$ у [74, 75] рамках місії Ikaros.

Відведення об'єктів КС за допомогою сонячного вітрила, як правило, не застосовується, тому що дана концепція розвивалася з метою вирішення задачі розробки безпаливних двигунних систем для керування КА на високих еліптичних орбітах і в міжпланетному просторі. Однак сонячне вітрило може суттєво розширити межі ефективного застосування АСВ при розробці системи гібридного типу.

Порівняльна характеристика засобів відведення об'єктів КС. Виходячи із вищепроведеного комплексного аналізу кожного засобу відведення об'єктів КС, складемо порівняльну характеристику відомих засобів відведення об'єктів КС з урахуванням основних критеріїв оптимізації (табл. 2).

Таблиця 2

Засоби відведення об'єктів КС	Швидкодія (швидкість відведення)	Надійність	Низькі витрати палива	Низькі витрати бортової енергії	Експеримент підтвердження можл. застос. в космосі
Активні двигунні	+	+	–	–	КЕ
Активні контактні	+	–	–	–	–
LEOSWEEP	+	+	+	–	ЗЕ
АСВ	–	+	+	+	КЕ+ЗЕ
ЕДКТС	+	–	+	+	КЕ
СВПМ	–	+	+	+	ЗЕ
Сонячні вітрила (застосовуються в комбінації з АСВ)	–	+	+	+	КЕ+ЗЕ

Знаком «+» позначено наявність переваги за цим критерієм ефективності, а знаком «–» – її відсутність, символом КЕ позначено наявність проведення космічних експериментів, а символом ЗЕ – проведення наземних експериментів в лабораторних умовах. Так, найвищі показники мають системи LEOSWEEP, АСВ в комбінації з сонячним вітрилом, ЕДКТС і СВПМ. Однак можна зробити висновок, що жодний із перерахованих вище засобів відведення об'єктів не є універсальним для застосування в усіх місіях. Таким чином, виникає задача пошуку оптимальних технічних рішень з метою розширення меж застосування кожної системи відведення шляхом створення гібридних засобів відведення об'єктів КС, при використанні переваг кожної системи очищення навколоземного простору від об'єктів КС.

Особливості розробки гібридних засобів відведення (ГЗВ) об'єктів КС. Прикладом розробки ГЗВ об'єктів КС є система, що використовує електромагнітну систему орієнтації аеродинамічного вітрила за потоком (Attitude Control and Aerodynamic Drag Sail ACADS) [77]. Вітрильну систему ACADS було розроблено в якості експериментального корисного навантаження проєкту KnightSat II дослідною лабораторією Nanosatellite Program Force (UNP). Ця система дозволяє значно збільшити площу міделя при використанні компактної і легкої системи зберігання, а також унікального механізму згортання і розгортання парусного елементу. Цю систему було протестовано з використанням вітрил розмірами 2×2 м^2 і 20×20 м^2, що дозволяє використовувати даний засіб відведення для об'єктів КС різного розміру. Рівномірне розгортання ACADS (рис. 4) і використання магнітних котушок для орієнтації вітрила перпендикулярно потоку атмосфери, що набігає, забезпечує стабілізацію при польоті і потенціал для майбутнього виконання місій відведення об'єктів КС без використання палива. Так, згідно з розрахунками, використання ACADS дозволило скоротити час існування KnightSat II на орбіті висотою 580 км з 18,5 років до 3 місяців.

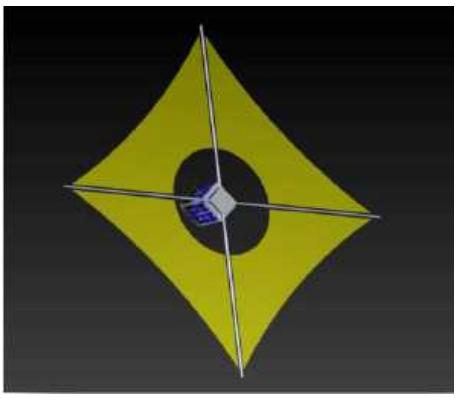

Рис. 4 – Система ACADS

Також в [72] показано, що орієнтація аеродинамічного елементу АСВ перпендикулярно до потоку атмосфери, що набігає, дає виграш у часі відведення на 40 %. Слід зазначити, що ACADS має недолік, тому що для використання електромагнітної системи орієнтації необхідною умовою є працездатність всіх енергосистем КА і датчиків орієнтації, що після закінчення терміну активної експлуатації проблематично. Однак в разі ефективного резервування необхідних перелічених вище систем і створення оптимальної за витратами енергії системи керування орієнтацією даний напрямок є перспективним для розвитку.

Іншим прикладом створення гібридних засобів відведення є використання космічного «пастуха з іонним променем» з аеродинамічним компенсатором [78, 79]. У даних роботах розглядається можливість застосування аеродинамічного компенсатора для КАС технології LEOSWEEP з метою компенсації роботи ЕРД КАС. Заміна ЕРД аеродинамічним компенсатором може значно зменшити витрати бортової енергії КАС, однак, як показано в [79], маса і складність конструкції не дають очевидних переваг. У той же час, якщо за одну місію КАС буде передбачено здійснити кілька відведень з орбіти різних об'єктів КС, то використання аеродинамічного компенсатора може

бути виправданим. Таким чином, дана концепція вимагає доопрацювань і більш повного обґрунтування.

Ще одним прикладом розробки гібридних засобів відведення об'єктів КС є система, запропонована в [80], що базується на використанні гарпунних систем з постійними магнітами. Технічне рішення об'єднує використання активних контактних систем і СВПМ. Так, запропоновано використання КАС з гарпуном, на якому кріпиться постійний магніт. При зближенні КАС з об'єктом КС, вирівнювання траєкторій і прицілювання, відстрілюється гарпун з постійним магнітом з КАС на об'єкт КС, після чого об'єкт КС починає відводиться за принципом дії СВПМ. Таким чином підвищуються показники ефективності використання КАС з гарпунними системами за рахунок усунення недоліків, зазначених при застосуванні гарпунних систем з тросовими зв'язками.

Перераховані ГЗУ є прикладами створення активно-пасивних систем відведення, які дозволяють розширити межі ефективного застосування наявних засобів відведення об'єктів КС з ННО.

Висновки. В результаті проведеного комплексного аналізу відомих засобів відведення об'єктів КС з ННО було складено порівняльну характеристику основних систем відведення об'єктів КС з ННО, яка відображає переваги даних систем за основними критеріями ефективності. Розглянуто концепцію створення ГЗУ об'єктів КС, що дозволяє оптимізувати відомі системи відведення об'єктів КС за більшою кількістю критеріїв. Розробка ГЗУ об'єктів КС підвищує універсальність засобів відведення об'єктів КС для використання в місіях різного призначення. Таким чином, розробка ГЗУ об'єктів КС є перспективним напрямком, що формує завдання для подальших досліджень.

1. Космический мусор. В 2 кн.. Кн. 1. Методы наблюдения и модели космического мусора. Под науч. ред. докт. техн. наук, проф. *Г. Г. Райкунова*. М.:ФИЗМАТЛИТ, 2014. 245 с.
2. Космический мусор. В 2 кн.. Кн. 2. Предупреждение образования космического мусора. Под науч. ред. докт. техн. наук, проф. *Г. Г. Райкунова*. М.:ФИЗМАТЛИТ, 2014. 188 с.
3. *Donald J. Kessler1, Nicholas L. Johnson, J.-C. Liou2, Mark Matney.* The Kessler Syndrome: Implications to Future Space operations. 33-rd Annual AAS guidance and control conference. Breckenridge, Colorado. February 6 – 10, 2010. URL: http://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.394.6767&rep=rep1&type=pdf (дата звернення 22.04.2019)
4. The Orbital Debris Quarterly News. NASA JSC Houston. 2018. Iss 4. Vol. 22. P. 10
5. *Алпатов А. П., Гольдштейн Ю. М.* Баллистический анализ распределения орбит космических аппаратов различного функционального назначения. Техническая механика. 2017. №2. С. 33–40.
6. *Lovell T.A., Tragesser S.* Guidance for Relative Motion of Low Earth Orbit Spacecraft Based on Relative Orbit Elements. AIAA Paper 2004-4988, presented at the AAS/AIAA Astrodynamics Specialist Conference, Providence, RI. 2004.
7. *Храмов Д. А.* Миниатюрные спутники стандарта «CubeSat». Космическая наука и технология. 2009. Т. 15. № 3. С. 20–31.
8. *Палий А.С.* Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит (состояние проблемы). Техническая механика. 2012. №1. С. 94–102.
9. *Алпатов А. П.* Космический мусор: аспекты проблемы. Техническая механика. 2018. №1. С. 30–47.
10. Техногенное засорение околоземного космического пространства. Под ред. докт. техн. наук, проф. *А. П. Алпатова*. Днепропетровск: Пороги, 2012. 378 с.
11. *Алпатов А. П., Маслова А. И., Хорошилов С. В.* Бесконтактное удаление космического мусора ионным лучом. International Book Market Sevice Ltd, member of OmniScriptum Publishing Group, Beau Bassin. 2018. 331 с.
12. *Пикалов Р. С., Юдинцев В. В.* Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора. Труды МАИ. 2018. №100. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/239/Pikalov_YUdintsev_rus.pdf?lang=ru&issue=100 (дата звернення 22.04.2019).
13. *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.

14. *Палий А. С., Скорик А. Д.* Анализ возможности использования аэродинамических систем для увода модульных крупногабаритных космических объектов с низких околоземных орбит. Техническая механика. 2014. № 2. С. 43–51.
15. *Алпатов А. П., Палий А. С., Скорик А. Д.* Аэродинамические системы увода космических объектов. Техническая механика. 2015. № 4. С. 126–138.
16. *Lapkhanov E., Paliy A.* Analysis of technologies for spacecraft removal from Low Earth Orbits using on-board-produced electromagnetic and magnetic fields. Техническая механика. 2018. № 4. С. 21–29.
17. *Сергеев В. Е, Бурдаев М. Н., Головко А .В.* Способ удаления с геостационарной орбиты нефункционирующего космического аппарата: пат, 2014115630/11, МПК7, B 64 G 1/00; 2559392 C1 заявл. 18.04.14 ; опубл. 10.08.15.
18. *Алпатов А. П., Горбулин В. П.* Космические платформы для орбитальных промышленных комплексов: проблемы и перспективы. Вісн. НАН України. 2013. № 12. С. 26–38.
19. *Алпатов А. П.* Информационные модели и технологии борьбы с антропогенным загрязнением ближнего космоса. Системные технологии. 2018. №3 (116). С. 3–14.
20. *Christophe Bonnal, Jean-Marc Ruault, Marie-Christine Desjean*. Active debris removal: Recent progress and current trends. Acta Austronautica. 2013, Vol. 85. April – May. P. 51–60.
21. *Афанасьев И.* Rocsat 2 – Оперативный «землемер» с высоким разрешением для Тайваня. Новости космонавтики. 2004. Т. 14, № 7. С. 26–29.
22. *Dudeck M., Doveil F., Arcis N., Zurbach S.* Plasma propulsion for geostationary satellites and interplanetary spacecraft. Rom. Journ. Phys. Bucharest, 2011. Vol. 56. P. 3 – 14. URL: http://www.nipne.ro/rjp/2011_56_Suppl/0003_ 0014.pdf (дата звернення 22.04.2019).
23. *Alby F.* SPOT-1 End of life disposal maneuvers. Advances in Space Research. 2004. № 35. P. 1335 – 1342.
24. *Алпатов А. П., Белоножко П. А., Белоножко П. П., Григорьев С. В., Тарасов С. В., Фоков А. А.* Моделирование динамики космических манипуляторов на подвижном основании. Робототехника и техническая кибернетика. 2013. № 1. С. 61–65.
25. *Shan M., Guo J., Gill E.* Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. Progress in Aerospace Sciences. 2015. vol. 80. P. 18–32.
26. *Pelton J.N.* New solutions for the space debris problem. Springer. 2015. 94 p.
27. *Xin M., Pan H.* Nonlinear optimal control of spacecraft approaching a tumbling target. Aerospace Science and Technology. 2011. Vol. 15, No. 2. P. 79–89.
28. *Yoshida K., Nakanishi H., Ueno H., Inaba N., Nishimaki T., Oda M.* Dynamics, control and impedance matching for robotic capture of a non-cooperative satellite. Advanced Robotics. 2004. Vol. 18. No. 2. P. 175–198.
29. *Han W., Huang Y., Chen X.* Research of impact dynamic modeling of flexible probe-cone docking mechanism based on Kane method. Archive of Applied Mechanics. 2015. Vol. 85. No. 2. P. 205–221.
30. *Moody C.K., Probe A.B., Masher A., Woodbury T., Saman M., Davis J., Hurtado J.E.* Laboratory Experiments for Orbital Debris Removal. In: AAS Guidance, Navigation and Control Conference, Breckenridge, Colorado, USA. 5-10 February. 2016. P. 1–12.
31. *Wormnes K., Le Letty, R., Summerer L., Schonenborg R., Dubois-Matra O., Luraschi E., Delaval J.* ESA technologies for space debris remediation. In: 6th European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany. 22 April, 2013. Vol. 1. P. 1–8.
32. *Benvenuto R., Salvi S., Lavagna M.* Dynamics analysis and GNC design of flexible systems for space debris active removal. Acta Astronautica. 2015. Vol. 110. P. 247–265.
33. *Трушляков В. И., Юдинцев В. В., Макаров Ю. Н., Шатров Я. Т.* Способ очистки орбит от объектов космического мусора: пат. 2018105002, МПК7, B64G 1/56, B64G 1/64; RU2676368(13)C1 заявл. 09.02.18; опубл. 28.12.18.
34. *Goff J. A, Judson M. I., Hoyt W., Ryan F. P., Bolton W. G.* Sticky boom non-cooperative capture device: пат. 13/312,984, МПК B25.9/00, B25. 5/02, B25. I5/06, B25. I5/00, B25, 18/00; US 2012.0076629A1 заявл. 06.12.11; опубл. 29.03.12.
35. *Асланов В. С., Алексеев А. В., Ледков А. С.* Определение параметров оснащенной гарпуном тросовой системы для буксировки космического мусора. Труды МАИ. 2016. № 90. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=74644
36. *Dudziak R., Tuttle S., Barraclough S.* Harpoon technology development for the active removal of space debris. Advances in Space Research. 2015. Vol. 56. No. 3. P. 509–527.
37. *Купреев С.А.* Условия существования предельных циклов у динамической системы движения связанных объектов на эллиптической орбите. Труды МАИ. 2016. № 88. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=69696
38. *Alpatov A., Cichocki F., Fokov A., Khoroshylov S., Merino M., Zakrzhevskii A.* Determination of the force trans- mitted by an ion thruster plasma plume to an orbital object. Acta Astronautica. 2016. No.119. C. 241–251
39. *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. No. 5. P. 64–76.
40. *Хорошилов С. В.* Синтез робастного регулятора системы управления "пастуха с ионным лучом". Техническая механика. 2017. № 1. С. 26–39.
41. *Хорошилов С. В.* Система керування відносним рухом космічного апарату для безконтактного видалення космічного сміття. Наука та інновації. 2018. (14(4). С. 5–8.

42. *Bombardelli C., Urrutxua H., Merino M., Ahedo E., Peláez J.* Relative dynamics and control of an ion beam shepherd satellite, Spacefl. Mech. 2012. Vol. 143. P. 2145–2158.
43. *Bombardelli C., Pelaez J.* Ion beam shepherd for asteroid deflection. Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2011. Vol. 34, No.4. P. 1270–1272.
44. *Маслова А. И., Пироженко А. В.* Изменение орбиты под действием малого постоянного торможения. Космічна наука і технологія. 2016. Т. 22. №6. С. 20–24.
45. *Палій О. С., Алпатов А. П, Скорік О. Д.* Спосіб усунення космічних об'єктів з навколоземних орбіт та система для його здійснення: пат. 109318 Украина: МПК B 64 G 1/62, № 109318; a20131326; заявл. 14.11.13; опубл. 10.08.2015, Бюл. № 15. 11 с. 52.
46. *Палій О. С., Алпатов А. П., Пилипенко О. В., Скорік О. Д.* Спосіб зменшення терміну балістичного існування космічних об'єктів на навколоземних орбітах і космічний апарат для його здійснення: пат. 113747 Украина: МПК B 64 G 1/62; a201407652; заявл. 07.07.2014; опубл. 10.03.2017, Бюл. № 5. 11 с.
47. *Палій О. С., Алпатов А. П., Скорік О. Д., Авдєєв А. М., Баранов Є. Ю.* Аеродинамічна система усунення космічних об'єктів з навколоземних орбіт: пат. 109194, МПК B 64 G 1/62; a201312759; заявл. 01.11.13; опубл. 27.07.2015, Бюл. № 14. 12 с.
48. *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. 2017. Т. 13. № 4. С. 33–45.
49. *Nock K. T.* Balloon device for lowering space object orbits : пат. 10/394,477, МПК B64G1/62; №6830222; заяв. 21.05.2003, опубл. 14.12.2004.
50. *Fleeter R., DeBra D. B., Gloyer P., Wahl Z., Goldshtein D.* Aerobraking orbit transfer vehicle: пат 09/925,207, МПК B64G1/22; №6550720; заявл. 09.08.2001, опубл. 22.04.2003.
51. *Rasse B., Damilano P., Dupuy C.* Satellite inflatable deorbiting equipment for LEO spacecrafts. Journal of Space Safety Engineering. 2014. Vol. 1, No. 2. P. 75–83.
52. *Roddy M., Huang Po-Hao A.* Development of a solid-state inflation balloon for aerodynamic drag assisted deorbit of CubeSats. The University of Arkansas, Fayetteville Arkansas, USA. URL: http://www.unisec-global.org/ddc/pdf/1st/06_MorganRoddy_pre.pdf (дата звернення 22.04.2019).
53. *Bernardi F., Vignali G.* Sailing System for Cubesat Deorbiting. University of Rome, Italy. 2016. URL: http://www.unisec-global.org/ddc/pdf/1st/01_FedericoSailing_abst.pdf (дата звернення 22.04.2019).
54. *Andrews J., Watry K., Brown K.* Nanosat deorbit and recovery system to enable new missions. 25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. URL: https://digital comons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi? article=1164&context=smallsat (дата звернення 22.04.2019).
55. *Viquerat A., Schenk M., Sanders B., Lappas V.* Inflatable rigidisable mast for end-of-life deorbiting system. ESA. URL: http://www.markschenk.com/research/files/SSMET2014-InflateSail.pdf (дата звернення 22.04.2019).
56. *Alhorn D. C., Casas J. P., Agasid E. F., Adams C. L., Laue G., Kitts C., O'Brien S.* The Small Satellite That Could!. Proceedings of the 25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. Logan, 2011. URL: https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20110015 650.pdf (дата звернення 22.04.2019).
57. *Anderson J. L.* NASA's Nanosail-D 'Sails' Home – Mission Complete. NASA.gov. URL: https://www.nasa.gov/mission _pages/smallsats/11-148.html (дата звернення 22.04.2019).
58. *Wolanski P.* PW-SAT first polish satellite. S&T Subcommittee of COPUOS. 2012. URL: http://www.oosa.unvienna.org/pdf/pres/stsc2012/tech-44E.pdf (дата звернення 22.04.2019).
59. *Williams K.* NASA's Exo-Brake 'Parachute' to Enable Safe Return for Small Spacecraf. NASA.gov. 2017. URL: https://www.nasa.gov/directorates/spacetech/small_spacecraft /feature/exo-brake_parachute (дата звернення 22.04.2019).
60. *Hoyt R., Forward R.* Performance of the Terminator Tether for Autonomous Deorbit of LEO Spacecraft. AIAA-99-2839 35-th Join Propulsion Conference & Exhibit. 20 – 24 June. Los Angeles. 1999. P. 1–10.
61. *Hoyt R., Forward R.* Application of the terminator tether™ electrodynamic drag technology to the deorbit of constellation spacecraft. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc. 1998. P. 1–19. URL: http://www.tethers.com/papers/TTPaper.pdf (дата звернення 22.04.2019).
62. *Carmen Pardini, Toshiya Hanada, Paula H. Krisko.* Benefits and Risks of using electrodynamic tethers to deorbit spacecraft. IAC-06-B6.2.10. URL: https://www.iadc-online.org/Documents/IADC-06-08.pdf (дата звернення 22.04.2019).
63. *Мищенко А. В.* К определению длины троса экспериментальной электродинамической системы. Техническая механика. 2017. № 4. С. 55–63.
64. *Мищенко А. В., Пироженко О. В.* Малая экспериментальная электродинамическая космическая тросовая система. Электрическая модель. Космічна наука і технологія. 2018. № 3. С. 3–10.
65. *Kawashima R., Bak J., Matsuzawa S., Inamori T.* Particle Simulation of Plasma Drag Force Generation in the Magnetic Plasma Deorbit. Tokyo University. 2018.
URL: www.al.t.utokyo.ac.jp/members/junhwib/docs/2018Kawashima_JSR.pdf (дата звернення 22.04.2019).
66. *Шувалов В. А., Кучугурный Ю. П.* Экспериментальное обоснование концепции искусственной минимагнитосферы как средства управления движением космических аппаратов в ионосфере Земли. Космическая наука и технология. 2018. Т.24, №2. С. 43–46.
67. *Shuvalov V. A., Gorev N. B., Tokmak N. A., Pis'menny N. I., Kochubei G. S.* Control of the drag on a spacecraft in the earth's ionosphere using the spacecraft's magnetic field. Acta Astronautica. 2018. Vol. 151. P. 717–725.

68. *Shuvalov V. A., Tokman N.A., Pis'mennyi N.I., Kochubei G.S.* Dynamic Interaction of a Magnetszed Body with a Rarefied Plasma Flow. Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. 2016. r.57. №1. P. 145–152.
69. *Шувалов В. О., Дегтяренко П. Г., Симанов В. Г., Хорольський П. Г., Лобода П. І.* Спосіб орбітального перельоту космічного об'єкта: пат. 125265 Україна, МПК B64G 1/00, B64G 1/10, B64G 1/24.u 2017 09603; заявл. 02.10.2017; опубл. 10.05.2018.
70. *Лапханов Э. А., Палий А. С.* Современные задачи связанные с созданием и уводом с орбиты группировок космических аппаратов класса нано и пико. Авиационно-космическая техника и технология. 2018, № 4 (148). С. 20–35.
71. *Лапханов Э. А., Палий А. С.* Анализ возможности применения двигательной установки с постоянным магнитом для космических аппаратов на околоземной орбите. Системные технологии. Региональный межвузовский сборник научных работ. Днепр, 2018. Выпуск 4 (117). С. 24–35.
72. *Трофимов С. П.* Увод малых космических аппаратов с верхнего сегмента низких орбит с помощью паруса для увеличения силы светового давления. Препринты ИПМ им. М.В.Келдыша. 2015. № 32. 32 с. URL: http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2015-32 (дата звернення 22.04.2019).
73. *Heaton A. F., Faller B. F., Katan C. K.* NanoSail-D Orbital and Attitude Dynamics. Advances in Solar Sailing, ed. by M. Macdonald. Springer-Verlag Berlin Heidelberg. 2014. P. 95–113.
74. *Mori O., Sawada H., Funase R., Endo T., Morimoto M., Yamamoto T., Tsuda Y., Kawakatsu Y., Kawaguchi J.* Development of first solar power sail demonstrator – Ikaros. JAXA Space Exploration Center. Japan. URL: http://issfd.org/ISSFD_2009/AOCSI/Mori.pdf (дата звернення 22.04.2019).
75. *Herbeck L., Sickinger C., Eiden M., Leipold M.* Solar sail hardware developments. European Conference on Spacecraft Structures: Materials and Mechanical Testing. Toulouse. 2002. P. 1–10.
76. *Leipold M., Garner C. E., Freeland R., Hermann A., Noca M., Pagel G., Seboldt W., Sprague G., Unckenbold W.* Odissee – a proposal for demonstration of a solar sail in earth orbit. Acta Astronautica. 1999. Vol. 45, Iss. 4. P. 557–566.
77. *Pfisterer M., Schillo K., Valle C.,. Lin K.-C, Ham C.* The Development of a Propellantless Space Debris Mitigation Drag Sail for LEO Satellites. Space Mission Analysis and Design. 2011. URL: http://www.iiis.org/Chan.pdf (дата звернення 22.04.2019).
78. *Алпатов, А. П., Своробін Д. С., Скорик О. Д.* Система безконтактного видалення об'єктів космічного сміття з навколоземних орбіт з аеродинамічним компенсатором. Техническая механика. 2016. № 3. С. 51–56
79. *Своробин Д. С., Фоков А. А., Хорошилов С. В.* Анализ целесообразности использования аэродинамического компенсатора при бесконтактном удалении космического мусора. Авиационно-космическая техника и технология. 2018. №6. С. 4–11.
80. Заявка на патент України на винахід № a201801742, МПК B 64 G 1/62. Спосіб очищення навколоземного простору від об'єктів космічного сміття шляхом відведення їх з орбіти за допомогою власного магнітного поля [Текст] / *Шувалов В. О., Палій О. С., Лапханов Е. О.* № a201801742, заявл. 21.02.2018.

Отримано 24.04.2019,
в кінцевому варіанті 18.06.2019