УДК 629.78 https://doi.org/10.15407/itm2020.01.056

Е. О. ЛАПХАНОВ

ОСОБЛИВОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ МАГНІТНИХ ОРГАНІВ КЕРУВАННЯ ДЛЯ ЗДІЙСНЕННЯ ГРУБОЇ СТАБІЛІЗАЦІЇ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ З АЕРОМАГНІТНИМИ СИСТЕМАМИ ВІДВЕДЕННЯ

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

Розробка гібридних засобів відведення відпрацьованих космічних апаратів є перспективним напрямком в створенні технологій боротьби із засміченням навколоземного простору. Головною метою розвитку цього напрямку є пошук оптимальних рішень при розробці нових засобів відведення космічних апаратів з навколоземних орбіт із урахуванням певних експлуатаційних обмежень застосування відомих систем відведення. Виходячи з цього, перевагою гібридних засобів відведення є розширення меж ефективного застосування сучасних систем відведення шляхом об’єднання певних технічних особливостей кожної з них при розробці нової системи.

Одним із напрямків у створенні гібридних засобів відведення об’єктів космічного сміття є розробка аеромагнітних систем відведення космічних апаратів з низьких навколоземних орбіт. Особливістю даного класу систем є забезпечення керованого відведення при застосуванні аеродинамічних плоских вітрильних елементів. Задача керування полягає у орієнтації і кутовій стабілізації плоского аеродинамічного елемента перпендикулярно до динамічного потоку атмосфери, що набігає. Дослідження показали, що забезпечення такої стабілізації плоского вітрильного елемента збільшує силу аеродинамічного гальмування на (20 – 40) % та зменшує час відведення на (25 – 30) % у порівнянні з неорієнтованим відведенням, що розширює межі застосування аеродинамічних вітрильних систем відведення. Керуючими виконавчими органами орієнтацією аеродинамічного елемента в аеромагнітних системах відведення є магнітні системи орієнтації (МСО). Слід зазначити, що головним критерієм ефективного застосування МСО в даній місії є забезпечення мінімальних витрат електричної бортової енергії. Це може бути реалізовано при застосуванні пристроїв з виконавчими органами на постійних магнітах (ВОПМ) або електромагнітів космічного апарата (магнетторків) в режимі грубої стабілізації. В свою чергу, в режимі грубої стабілізації, мінімальні витрати бортової електричної енергії спостерігаються при застосуванні методів рухомого керування для магнетторків та нелінійного дискретного закону керування для ВОПМ.

Таким чином, метою роботи є розробка методичних основ для застосування ВОПМ і магнетторків при стабілізації відпрацьованих космічних апаратів з аеромагнітними системами відведення. В роботі проведено аналітичне порівняння застосування ВОПМ і магнетторків в залежності від особливостей конструкції космічних апаратів і їхніх масових, габаритних та енергетичних характеристик. Розроблено алгоритм вибору цих МСО для застосування на космічних апаратах різного класу, що оснащуються аеромагнітними системами відведення.

Ключові слова: *аеромагнітна система відведення, магнітні системи орієнтації, космічний апарат, деорбітинг.*

Разработка гибридных средств увода отработанных космических аппаратов является перспективным направлением в создании технологий борьбы с засорением околоземного пространства. Главной целью развития этого направления является поиск оптимальных решений при разработке новых средств увода космических аппаратов с околоземных орбит с учетом определенных эксплуатационных ограничений по применению известных систем увода. Исходя из этого, преимуществом гибридных средств увода является расширение границ эффективного применения современных систем увода путем объединения определенных технических особенностей каждой из них при разработке новой системы.

Одним из направлений в создании гибридных средств увода объектов космического мусора является разработка аэромагнитных систем увода космических аппаратов с низких околоземных орбит. Особенностью данного класса систем является обеспечение управляемого увода при применении аэродинамических плоских парусных элементов. Задача управления заключается в угловой стабилизации плоского аэродинамического элемента перпендикулярно к набегающему динамическому потоку атмосферы. Исследования показали, что обеспечение такой стабилизации плоского парусного элемента увеличивает силу аэродинамического торможения на (20 – 40) % и уменьшает время увода на (25 – 30) % в сравнении с неориентированным уводом, что расширяет границы применения аэродинамических парусных систем увода. Управляющими исполнительными органами ориентацией аэродинамического элемента в аэромагнитных системах увода являются магнитные системы ориентации (МСО). Следует отметить, что главным критерием эффективного применения МСО в данной миссии является обеспечение минимального потребления электрической бортовой энергии. Это может быть реализовано путем применения исполнительных органов на постоянных магнитах (ИОПМ) или электромагнитов космического аппарата (магнетторков) в режиме грубой стабилизации. В свою очередь, в режиме грубой стабилизации, минимальное потребление бортовой электрической энергии наблюдается при применении методов подвижного управления для магнетторков и нелинейного дискретного закона управления для ИОПМ.

Таким образом, целью работы является разработка методических основ для применения ИОПМ и магнетторков при стабилизации отработанных космических аппаратов с аэромагнитными системами увода. В работе проведено аналитическое сравнение применения ИОПМ и магнетторков в зависимости от особенностей конструкции космических аппаратов и их массогабаритных и энергетических характеристик. Разработан алгоритм выбора этих МСО для применения на космических аппаратах различного класса, которые оснащаются аэромагнитными системами увода.

Ключевые слова: *аэромагнитная система увода, магнитные системы ориентации, космический аппарат, деорбитинг.*

The development of hybrid deorbit means for used spacecraft is a promising line in the elaboration of space debris mitigation technologies. The main objective of this line is a search for optimal solutions in the development of new means for spacecraft removal from near-Earth orbits with account for certain operating limitations on the use of existing deorbit systems. So the advantage of hybrid deorbit means lies in broadening the scope of application of modern deorbit systems by combining certain technical features of each of them when developing a new system.

One of the lines in the development of hybrid means for space debris deorbit is the development of aeromagnetic deorbit systems for removing used spacecraft from low-Earth orbits. This class of systems features the possibility of controlled deorbit when using aerodynamic flat sailing elements. The control objective is the angular stabilization of a flat aerodynamic element perpendicular to the incident atmospheric flow. . Studies have shown that this stabilization of a flat sailing element increases the aerodynamic drag by 20–40 % and reduces the deorbit time by 25–30 % as compared to nonoriented deorbit, which broadens the scope of application of aerodynamic sailing deorbit systems. In aeromagnetic deorbit systems, the control actuators are magnetic attitude control systems (MACSs). The main criterion for the MACS effectiveness in a particular mission is a minimum of onboard power consumption. This may be achieved by using permanent-magnet actuators or spacecraft electromagnets (magnetorquers) in the rough stabilization mode. In its turn, in the rough stabilization mode the onboard power consumption is minimized when using time-shared control methods for the magnetorquers and a nonlinear discrete control law for the permanent-magnet actuators.

The aim of this paper is to develop methodological foundations for the use of permanent-magnet actuators and magnetorquers in the attitude control of used spacecraft with aeromagnetic deorbit systems. The paper makes an analytical comparison of the use of permanent-magnet actuators and magnetorquers depending on the spacecraft design features, mass, size, and energy characteristics and presents an algorithm of MACS choice for spacecraft of various classes equipped with aeromagnetic deorbit systems.

Keywords: *aeromagnetic deorbit system, magnetic attitude control systems, spacecraft, deorbit.*

Вступ. Розробка ефективних засобів відведення об’єктів космічного сміття (ОКС) є ключовою задачею у вирішенні глобальної екологічної проблеми, що пов’язана із засміченням навколоземного простору. Зростання кількості ОКС завдає перешкоди працюючим космічним апаратам (КА) і космічним системам. Так, на листопад 2019 року співробітниками Національного управління з аеронавтики і дослідження космічного простору (НАСА) було каталогізовано близько 14598 ОКС [1]. В свою чергу, в роботах [2], [3] було визначено орбіти з максимальною концентрацією ОКС. Виведення нових КА на такі орбіти є нерекомендованим через значну ймовірність зіткнення з ОКС і можливість прояву ефекту Кеслера [4]. Також 24 травня 2019 року ракетою-носієм Falcon 9 FT B1049-3 компанії SpaceX було виведено на орбіти висотою від 440 км до 550 км 60 супутників у межах місії «Starlink» [5]. Слід зазначити, що нахилення орбіт супутників «Starlink» складає приблизно 53 градуси, в той час як нахилення орбіти Міжнародної космічної станції (МКС) 51,63 градуси з висотою 409 км в перигеї і 418 км в апогеї. Виходячи з цього, при подальшій втраті орбіти відпрацьовані супутники «Starlink» можуть створювати небезпеку для МКС.

Таким чином, виникає задача створення ефективних засобів відведення (деорбітингу) ОКС з орбіт із подальшим спалюванням в щільних шарах атмосфери або засобів для переведення ОКС на орбіти зберігання [6] з подальшою переробкою. На сьогодні, виділяють два основні типи систем відведення ОКС з робочих орбіт: активні [7 – 9] і пасивні [10 – 12]. В активних системах, як правило, застосовуються двигунні установки або електромагнітні органи, що формують імпульс гальмування. Також застосовуються сервісні космічні апарати з контактним або безконтактним способом відведення ОКС. Перевагами застосування двигунних установок є мінімальний час відведення з орбіти та можливість керованого відведення з точним визначенням місця падіння для ОКС, які не згоряють в щільних шарах атмосфери. В свою чергу, при використанні сервісних космічних апаратів час відведення може складати декілька місяців, зокрема для системи «LEOSWEEP» [13]. Однак, перевагою застосування сервісних космічних апаратів, може бути можливість багаторазового використання при певних умовах. Проте, використання активних систем відведення потребує значних витрат палива та (або) бортової енергії, що свідчить про неможливість їхнього застосування для відведення ОКС всіх видів. В свою чергу, пасивні системи практично не потребують витрат палива і бортової енергії КА, але час відведення з орбіти при їхнім застосуванні є значним. Звідси, пасивні системи відведення не можуть бути застосовані для ОКС, що потребують негайного видалення з орбіти. Також, у довгострокових місіях деякі пасивні системи можуть втрачати надійність. Наприклад, надувні аеродинамічні системи відведення (АСВ) піддаються впливу атомарного кисню та мають імовірність пробиття оболонки фрагментами космічного сміття.

Виходячи із переваг та недоліків пасивних і активних деорбітингових систем було запропоновано новий підхід, що полягає у створенні гібридних засобів відведення ОКС з робочих орбіт [10, 14, 15].

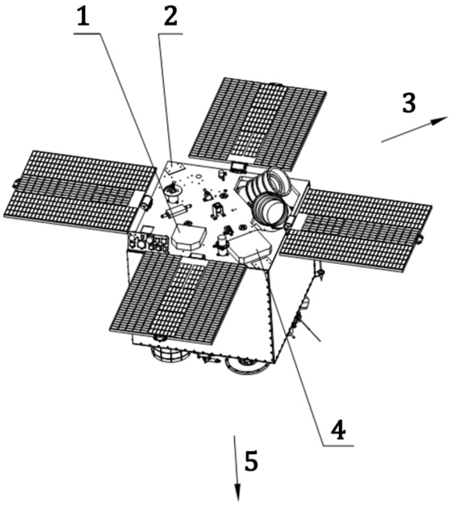
Аналіз літературних даних та постановка проблеми. Особливістю гібридних засобів відведення є об’єднання декількох технічних рішень відомих засобів відведення. Так в [14] пропонується створення аеродинамічно-двигунної системи відведення (АДСВ), що складається із аеродинамічного елемента та двигунної системи. Алгоритм принципу дії АДСВ можна розділити на два етапи. На першому етапі здійснюється переведення ОКС з високої орбіти на еліптичну орбіту до висоти в перигеї, де сила аеродинамічного опору здійснює суттєвий вплив на рух ОКС. Це висоти до (700 – 800) км. Після досягнення цих висот відбувається розкриття аеродинамічного елемента і ОКС відводиться пасивним шляхом з подальшим спалюванням в щільних шарах атмосфери. Однак, застосування АДСВ потребує витрат палива, що не завжди залишається на КА по закінченні терміну активної експлуатації. У випадку оснащення КА додатковою двигунною установкою для АДСВ виникають труднощі з пошуком вільного місця для її встановлення, особливо на КА малого та надмалого розміру. Виходячи з цього, АДСВ підходить тільки для КА великого розміру та для деяких КА середнього розміру, що мають значні масові і габаритні характеристики.

Іншим видом гібридних засобів відведення є застосування аеродинамічного компенсатора для СКА в концепції «Пастуха з іонним променем – LEOSWEEP» [15]. Це технічне рішення дає можливість зменшення витрат бортової енергії, що потрібна на компенсацію імпульсу СКА, що генерується від електрореактивного двигуна під час роботи плазмо-іонної установки. Однак, як показано в [15], маса і розміри конструкції аеродинамічного компенсатора не дають очевидних переваг при технічній реалізації на поточний момент.

Наступним прикладом гібридних засобів відведення є аеромагнітна система відведення (АМСВ) ОКС з області низьких навколоземних орбіт (ННО) [16]. АМСВ складається з аеродинамічного елемента і магнітних систем орієнтації (МСО). В свою чергу, МСО в АМСВ використовуються для стабілізації аеродинамічного плоского вітрильного елемента перпендикулярно до динамічного потоку атмосфери, що набігає. Дослідження показали, що така стабілізація збільшує силу аеродинамічного гальмування на (20 – 40) % та зменшує час відведення на (25 – 30) % [17]. Однак, слід зазначити, що такий виграш у часі відведення характерний лише для аеродинамічних плоских вітрильних елементів, у яких площа міделя значно більша четвертої частини від площі повної поверхні аеродинамічного елементу.

Так, в конструкції, що представлена в роботі [16], в якості МСО застосовуються виконавчі органи з постійними магнітами (ВОПМ). Ці пристрої складаються з поворотних постійних магнітів, які поміщено до спеціальних капсул-екранів зі створами та маловитратних шагових двигунів, що керують відкриттям і закриттям капсул екранів і поворотом постійних магнітів для зміни полярності. В заданому алгоритмі здійснюється відкривання і закривання капсул-екранів та поворот постійних магнітів, в результаті чого створюються дискретні керуючі моменти і забезпечується необхідна стабілізація КА з АМСВ. Розрахунки показали, що ВОПМ споживають малу кількість бортової енергії та є досить ефективними МСО для АМСВ. Також слід зазначити, що малі витрати бортової енергії ВОПМ спостерігаються лише в режимі грубої стабілізації, де час застосування мікрошагових двигунів є мінімальним.

Однак, незважаючи на перелічені переваги ВОПМ, ці МСО підходять не для всіх КА. Так, встановлення ВОПМ у якості додаткових МСО для здійснення стабілізації аеродинамічного елемента під час деорбітингу потребує додаткового вільного місця на КА та збільшує масу самої АМСВ. Звідси КА зі значним корисним навантаженням не можуть бути оснащені ВОПМ. Одними із таких КА є «Січ-2», «Січ-2-1» розробки ДП КБ «Південне» [18] (рис. 1).



1 – зона розміщення аеродинамічних елементів; 2 – плита основи; 3 – напрямок польоту; 4 – зона розміщення аеродинамічних елементів; 5 – напрямок на Землю.

Рис. 1 – Проектний вигляд КА «Січ-2-1» розробки ДП КБ «Південне»

З урахуванням обмежень вільного місця для встановлення ВОПМ на таких КА, як «Січ-2-1», постало питання пошуку альтернативного методу стабілізації аеродинамічних елементів з метою розширення меж застосування АМСВ. Одним із таких рішень є застосування залишкового ресурсу електромагнітних органів КА (магнетторків) для стабілізації аеродинамічного елемента після закінчення терміну експлуатації КА. В свою чергу, в [19] показано, що мінімальні витрати енергії при застосуванні електромагнітних органів керування КА спостерігаються у випадку використання методів рухомого керування для режиму грубої стабілізації.

Таким чином, постає задача розробки методичних рекомендацій для застосування ВОПМ та магнетторків для стабілізації аеродинамічних елементів перпендикулярно до динамічного потоку атмосфери, що набігає, при застосуванні АМСВ на КА різного класу.

Мета і задачі дослідження. Метою дослідження є розробка методичних основ для застосування ВОПМ та магнетторків на АМСВ виходячи із конструктивних параметрів КА і їхніх енергетичних, масових і габаритних обмежень.

Для досягнення мети було поставлено такі задачі:

– провести аналіз особливостей керування кутовим рухом КА з АМСВ при застосуванні магнетторків і ВОПМ;

– розробити методичні рекомендації для застосування магнетторків і ВОПМ для забезпечення грубої стабілізації КА з АМСВ.

Особливості керування кутовим рухом КА з АМСВ при застосуванні магнетторків і ВОПМ. Згідно з принципом дії АМСВ, що представлений в роботі [16], керування стабілізацією за допомогою ВОПМ здійснюється за допомогою дискретного алгоритму. Введемо зв’язану систему координат (ЗСК), осі якої співпадають з головними центральними осями інерції КА. В свою чергу, в незбуреному стані, вісь x спрямована за вектором швидкості КА, вісь y – вздовж радіус-вектору КА, а вісь z доповнює систему до правої. Тоді в ЗСК алгоритм для здійснення одновісної двоканальної стабілізації КА з АМСВ при застосуванні ВОПМ може бути записаним у такому вигляді [19]:

$$\begin{aligned} M_{магн.x} &= p_{my} \cdot B_z - p_{mz} \cdot B_y, \\ M_{кер.магн.y} &= \operatorname{sgn}(\delta_y) \cdot p_{mz} \cdot B_x, \\ M_{кер.магн.z} &= \operatorname{sgn}(\delta_z) \cdot (-p_{my} \cdot B_x), \end{aligned} \qquad (1)$$

де $M_{магн.x}$ – збурюючий момент крену (канал за креном є некерованим); $M_{кер.магн.y}, M_{кер.магн.z}$ – дискретні моменти керування рискання і тангажу; p_{my}, p_{mz} – магнітні дипольні моменти постійних магнітів, що встановлюються вздовж осей z і y ЗСК; B_x, B_y, B_z – проекції $B_{МПЗ}$ на осі ЗСК; δ_y, δ_z – функції переключення, що слугують для зміни знаку (зміна полярності магніту – поворот за допомогою шагового двигуна на 180°).

Дискретні керуючі моменти $M_{кер.магн.y}, M_{кер.магн.z}$ виробляються із застосуванням нелінійного регулятора і широтно-імпульсного модулятора [16, 20]. Застосування широтно-імпульсного модулятора дозволяє визначити найбільш оптимальну частоту керуючих магнітних імпульсів, що генерують $M_{кер.магн.y}, M_{кер.магн.z}$. Керуючими імпульсами при застосуванні ВОПМ є магнітні дипольні моменти постійних магнітів p_{my}, p_{mz}, що починають діяти при відкритті капсул-екранів. Із врахуванням того, що при застосуванні захисних багатошарових матеріалів [21] капсула-екран у закритому стані екрanує постійний магніт повністю, отримуємо значення p_{my}, p_{mz} у вигляді прямокутних імпульсів [16]. В свою чергу, частота імпульсів p_{my}, p_{mz} залежить від частоти відкриттів і закриттів капсул-екранів, а їхня довжина – від тривалості знаходження капсул-екранів у відкритому стані. Таким чином, витрати бортової енергії при застосуванні ВОПМ залежать від частоти відкриттів і закриттів капсул екранів і від кількості поворотів постійних магнітів. Це пояснюється застосуванням шагових двигунів для здійснення цих операцій при генерації керуючого впливу. Незважаючи на те, що шагові двигуни в конструкції ВОПМ [16] є маловитратними, в довготривалих місіях з керованого відведення ОКС питання економії бортової електричної енергії є актуальним. Виходячи з цього, головним критерієм ефективного застосування ВОПМ є максимально можливе зменшення частоти керуючих імпульсів при збереженні стійкості КА з АМСВ і забезпеченні необхідної якості керування. Так, в роботі [16] було показано, що режим грубої стабілізації при якості керування з похибкою 0,2 радіани задовольняє умовам експлуатації АМСВ і може бути ефективним в довготривалих місіях.

В свою чергу, згідно досліджень [19], мінімальні витрати бортової енергії при використанні магнетторків спостерігаються при застосуванні методів рухомого керування. Особливістю систем рухомого керування для КА є наявність декількох керуючих каналів і додаткового контуру керування, що відповідає за переключення цих каналів. Цей додатковий контур має назву «контур переключення каналу керування» [19]. В свою чергу, канали керування у випадку застосування МСО функціонально зв’язані між собою, тобто при включені двох каналів в третьому виникає збурення. Звідси, для збереження стійкості виникає задача компенсації збурень в третьому каналі, що вирішується переключенням на інший канал керування.

Так, при застосуванні трьох алгоритмів двоканальної стабілізації, закон рухомого керування для КА з АМСВ прийме такий вигляд:

$$\begin{array}{l}
\left.\begin{array}{l}
M_{\text{кер.магн.x}} = \operatorname{sgn}(\delta_y)\cdot p_{mye}\cdot B_z \\
M_{\text{кер.магн.y}} = -\operatorname{sgn}(\delta_x)\cdot p_{mxe}\cdot B_z \\
M_{\text{магн.z}} = \operatorname{sgn}(\delta_x)\cdot p_{mxe}\cdot B_y - \operatorname{sgn}(\delta_y)\cdot p_{mye}\cdot B_x
\end{array}\right\}\rightarrow \text{контур-I} \\
\left.\begin{array}{l}
M_{\text{кер.магн.x}} = -\operatorname{sgn}(\delta_z)\cdot p_{mze}\cdot B_y \\
M_{\text{магн.y}} = \operatorname{sgn}(\delta_z)\cdot p_{mze}\cdot B_x - \operatorname{sgn}(\delta_x)\cdot p_{mxe}\cdot B_z \\
M_{\text{кер.магн.z}} = \operatorname{sgn}(\delta_x)\cdot p_{mxe}\cdot B_y
\end{array}\right\}\rightarrow \text{контур-II}\ , \\
\left.\begin{array}{l}
M_{\text{магн.x}} = \operatorname{sgn}(\delta_y)\cdot p_{mye}\cdot B_z - \operatorname{sgn}(\delta_z)\cdot p_{mze}\cdot B_y \\
M_{\text{кер.магн.y}} = \operatorname{sgn}(\delta_z)\cdot p_{mze}\cdot B_x \\
M_{\text{кер.магн.z}} = -\operatorname{sgn}(\delta_y)\cdot p_{mye}\cdot B_x
\end{array}\right\}\rightarrow \text{контур-III}
\end{array} \qquad (2)$$

де контури I, II, III – контури керування, що переключаються за певним алгоритмом – функцією переключання; $p_{mxe}, p_{mye}, p_{mze}$ – магнітні дипольні моменти електромагнітів, що встановлюються вздовж головних осей інерції КА; B_x, B_y, B_z – проекції $B_{МПЗ}$ на осі ЗСК; $\delta_x, \delta_y, \delta_z$ – функції переключення, що слугують для зміни знаку (зміна полярності магніту – зміна напрямку струму у електромагнітному контурі або котушці); $M_{\text{магн.x}}, M_{\text{магн.y}}, M_{\text{магн.z}}$ – моменти збурень, що виникають у зв'язаних каналах при включенні певного контуру.

Слід зазначити, що при застосуванні електромагнітів (магнетторків) змінювати значення $p_{mxe}, p_{mye}, p_{mze}$ можна плавно для генерації необхідних керуючих моментів $M_{\text{кер.магн.x}}, M_{\text{кер.магн.y}}, M_{\text{кер.магн.z}}$. Так, магнітний дипольний момент електромагніту залежить від струму живлення таким чином:

$$p_m = i \cdot S \cdot N \ , \tag{3}$$

де i – струм живлення котушок магнетторків; S – площа витка котушки; N – кількість витків.

Таким чином, плавно змінюючи струм живлення котушки електромагніту, можна плавно змінювати значення $p_{mxe}, p_{mye}, p_{mze}$. Виходячи з цього, для електромагнітів застосування широтно-імпульсного модулятора в контурах є необов'язковим. В свою чергу дискретизація керування реалізовується при переключені контурів керування. В свою чергу, функція переключення для стабілізації КА з АМСВ може бути записана у такому вигляді:

$$\text{switch} = \begin{cases} \text{коли} & \begin{cases} (\phi > \phi_{error.\max}), \\ \text{або } (\theta > \theta_{error.\max}), \\ \text{або } ((\phi > \phi_{error.\max}) \text{ та } (\theta > \theta_{error.\max})) \end{cases} & \to \text{ контур-III} \\ \text{коли} & \begin{cases} (\psi > \psi_{error.\max}), \\ \text{або } ((\psi > \psi_{error.\max}) \text{ та } (\theta > \theta_{error.\max})) \end{cases} & \to \text{ контур-II} \\ \text{коли} & \begin{cases} (\psi > \psi_{error.\max}) \text{ та } (\phi > \phi_{error.\max}), \\ \text{або } ((\psi > \psi_{error.\max}) \text{ та } (\phi > \phi_{error.\max}) \\ \text{та } (\theta > \theta_{error.\max})) \end{cases} & \to \text{ контур-I} \end{cases} \ , \tag{4}$$

де switch – функція переключання контурів керування; ψ, ϕ, θ – поточні значення кутів рискання, крену і тангажу; $\psi_{error.\max}, \phi_{error.\max}, \theta_{error.\max}$ – максимально допустиме значення відхилення за кожним кутом.

В результаті проведених досліджень було визначено, що при здійсненні грубої стабілізації із максимально допустимим відхиленням в 0,2 радіани витрати бортової значно менші при застосуванні ВОПМ і одновісної стабілізації за двома кутами, ніж під час використання магнетторків і класичних підходів керування [16]. Дослідження проводились при умові рівності максимальних значень дипольних моментів електромагнітів і дипольних моментів постійних магнітів. В свою чергу, застосування методів рухомого керування для магнетторків дає на порядок менші витрати бортової енергії у порівнянні з використанням класичних підходів керування та на (15 – 20) % більші витрати енергії у порівнянні із ВОПМ. Також магнетторки входять до основного складу виконавчих органів КА і є досить надійними і можуть бути застосовані для орієнтації КА з АМСВ при відведенні. Виходячи з цього, ресурс головних виконавчих органів систем орієнтації і стабілізації КА (магнітометрів, зіркових датчиків тощо) повинен бути розрахований з урахуванням періоду відведення до висоти, де необхідно здійснювати стабілізацію аеродинамічного елемента. Перевагою застосування магнетторків, на відміну від ВОПМ, є відсутність потреби додаткового місця на КА для встановлення.

Таким чином, застосування ВОПМ і методів рухомого керування є маловитратними способами для забезпечення грубої стабілізації аеродинамічного елемента АМСВ і можуть бути застосовані в довготривалих місіях при наявності додаткового ресурсу систем орієнтації і стабілізації для здійснення керування при відведенні. Проте, вибір ВОПМ або магнетторків для різних КА з АМСВ регламентується конструктивними, масовими, енергетичними і габаритними параметрами певного КА. Звідси виникає задача розробки методичних рекомендацій для застосування цих МСО на космічних апаратах різних конструкцій, що можуть бути оснащенні АМСВ.

Розробка методичних рекомендацій для застосування магнетторків і ВОПМ для грубої стабілізації КА з АМСВ. Виходячи із особливостей керування кутовим рухом за допомогою електромагнітів (магнетторків) і ВОПМ для стабілізації КА з АМСВ, пропонується сформулювати методичні рекомендації для їхнього застосування на КА різного класу. Так, алгоритм вибору МСО для КА з АМСВ можна представити у такому вигляді, що зображено на рисунку 2.

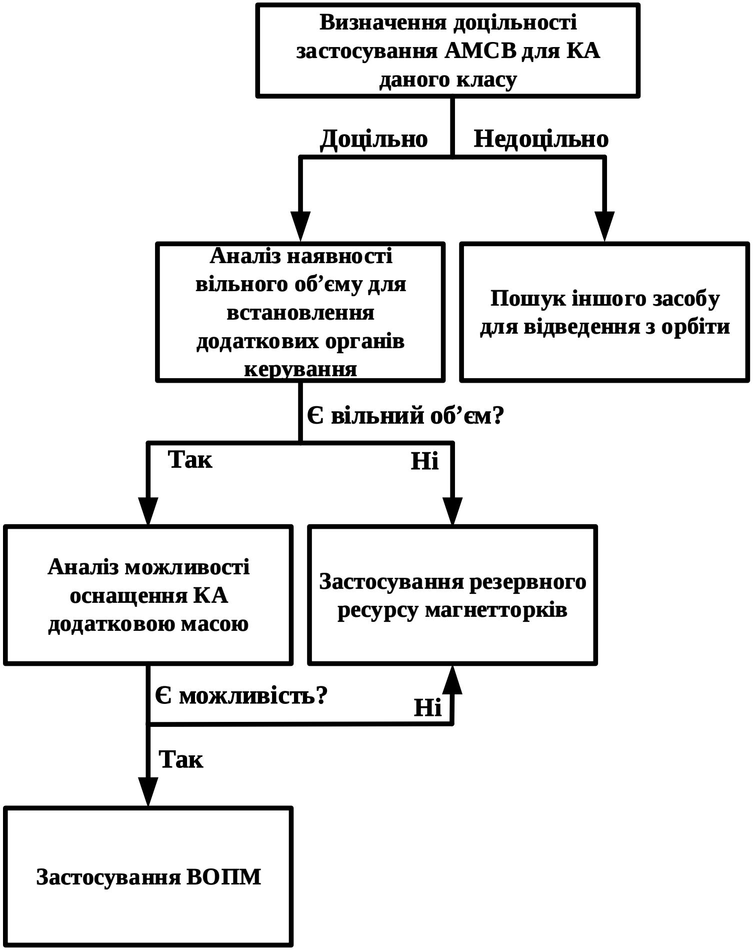


Рис. 2 – Алгоритм вибору МСО для стабілізації КА з АМСВ

Згідно з даним алгоритмом, застосування ВОПМ доцільне лише для КА, де є можливість встановлення додаткових виконавчих органів для системи відведення. До такого класу належать великі, середні та малі КА, що мають значні розміри по відношенню до ВОПМ. В свою чергу, для надмалих КА та для КА з щільним розміщенням корисного навантаження, як в «Січ-2-1» (рис. 1), застосування ВОПМ неможливе. В такому випадку пропонується застосування магнетторків і методів рухомого керування. Так, особливості застосування ВОПМ і магнетторків для АМСВ можна представити у вигляді таблиці 1.

Таблиця 1

Назва виконавчих органів АМСВ	ВОПМ	Магнетторки
Потреби в додатковому місці на КА	+	–
Застосування алгоритмів керування	Застосування нелінійного регулятора і широтно-імпульсної модуляції	Застосування методів рухомого керування
Керованість системи при заданій максимальній похибці	+	+
Мінімальні витрати бортової енергії у порівнянні з класичними підходами застосування МСО	+	+ (більші на 20 % – 30 % ніж у ВОПМ)
Надійність	+	+
Гістерезис	–	+

Виходячи із таблиці 1 можна зробити висновок, що ВОПМ мають перевагу у витратах бортової енергії та відсутності гістерезису, однак потребують додаткового місця на КА. В свою чергу магнетторки входять до основних виконавчих органів КА і можуть бути застосовані для задач відведення КА за допомогою АМСВ.

Також слід зазначити, що вибір даних МСО для застосування на АМСВ космічних апаратів різних класів, окрім використання зазначеного алгоритму (рис. 2), потребує проведення детального аналізу систем орієнтації, стабілізації і енергетичних систем КА. Так, при оцінках можливостей цих систем КА слід враховувати:

1) середню тривалість напрацювання на відмову систем орієнтації, стабілізації і енергетичних систем КА;

2) тривалість циклів зарядів і розрядів акумуляторів КА;

3) середній строк служби сонячних батарей;

4) аналіз можливості встановлення дублюючих мікроенергетичних систем, яких буде достатньо для забезпечення працездатності зазначених МСО під час деорбітингу;

5) пошук нових високотехнологічних рішень для проектування дублюючих мікроенергетичних систем: ядерні батареї, нові матеріали сонячних батарей тощо.

Таким чином, при аналізі застосування перелічених МСО для КА з АМСВ треба враховувати масові, габаритні і енергетичні параметри КА, а також вимогу обмежень за масою системи відведення, що не має перевищувати 5 % від загальної маси КА.

Висновки. Проведено аналітичне порівняння особливостей керування КА за допомогою ВОПМ і магнетторків для здійснення грубої стабілізації аеродинамічного елемента АМСВ перпендикулярно до динамічного потоку атмосфери, що набігає. Встановлено, що використання методів рухомого керування при застосуванні магнетторків і нелінійного регулятора з широтно-імпульсним модулятором при застосуванні ВОПМ на порядок зменшує витрати бортової енергії на виконання грубої стабілізації КА з АМСВ. Виходячи із особливостей оснащення КА з АМСВ магнетторками або ВОПМ, було розроблено відповідні методичні рекомендації до вибору цих МСО для різних КА.

До основних критеріїв, що впливають на вибір ВОПМ або магнетторків, відносяться характеристики енергетичних систем КА, наявність додаткового ресурсу систем орієнтації і стабілізації, масові і габаритні характеристики КА, а також масові і габаритні обмеження стосовно оснащення КА системами відведення по закінченні терміну експлуатації. Таким чином розроблені методичні рекомендації і алгоритми вибору МСО дозволяють проводити аналіз можливості застосування АМСВ для КА різного класу, що може розширити межі ефективного застосування цих систем відведення.

1. The Orbital Debris Quarterly News. NASA JSC Houston. 2019. Vol. 23. Iss 4. P. 10.
2. *Алпатов А. П., Гольдштейн Ю. М.* Баллистический анализ распределения орбит космических аппаратов различного функционального назначения. Техническая механика. 2017. №2. С. 33–40. https://doi.org/10.15407/itm2017.02.033
3. *Alpatov A. P., Holdshtein Yu. M.* On the choice of the ballistic parameters of an on-orbit service spacecraft. Teh. Meh. 2019. Vol. 1. P. 25–37. https://doi.org/10.15407/itm2019.01.025
4. *Donald J. Kessler1, Nicholas L. Johnson, J.-C. Liou, 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 20.01.2020)
5. *Минин А., Афанасьев И.* Старт миссии Starlink – интернет для всего мира. Русский космос. 2019. С. 42–45. URL: https://www.roscosmos.ru/media/img/2019/august/rk2019-07.pdf (дата звернення 25.01.2020)
6. *Алпатов А. П.* Информационные модели и технологии борьбы с антропогенным загрязнением ближнего космоса. Системные технологии. 2018. №3 (116). С. 3–14.
7. *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.
8. *Shan M., Guo J., Gill E.* Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. Progress in Aerospace Sciences. 2016. vol. 80. P. 18 – 32. https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.11.001
9. *Pelton J.N.* New solutions for the space debris problem. Springer. 2015. 94 p. https://doi.org/10.1007/978-3-319-17151-7
10. *Лапханов Е. О.* Особливості розробки засобів відведення космічних апаратів з навколоземних робочих орбіт. Технічна механіка. 2019. № 2, С. 16 –30. https://doi.org/10.15407/itm2019.02.016
11. *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 20.01.2020).
12. *Палий А. С.* Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит (состояние проблемы). Техническая механика. 2012. №1. С. 94–102.
13. *Хорошилов С. В.* Синтез робастного регулятора системы управления "пастуха с ионным лучом". Техническая механика. 2017. № 1. С. 26–39. https://doi.org/10.15407/itm2017.01.026
14. *Dron’ M., Golubek O. , Dubovik L., Dreus A., Heti K.* Analysis of the Ballistic Aspects of the Combined Method of Deorbiting Space Objects From the Near-Earth Orbits. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. – 2019. – № 2/5 (98). P. 49–54. https://doi.org/10.15587/1729-4061.2019.161778
15. *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. https://doi.org/10.32620/aktt.2018.6.01

16. *Lapkhanov E. Khoroshylov S.* Development of the aeromagnetic space debris deorbiting system. Eastern-European Journal of Enterprise Technologies. 2019. Vol. 5. Iss. 5(101). Pp. 30–37. https://doi.org/10.15587/1729-4061.2019.179382
17. *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 20.01.2020).
18. *Борщева Г. А., Маслей В. Н.,. Шовкопляс Ю. А,. Ярмольчук Е. Д.* Структура и основные характеристики космической системы «СІЧ-2». Космическая техника. Ракетное вооружение. 2015. №. 2 (109). С. 16–24.
19. *Алпатов А. П.* Динамика космический летательных аппаратов. НПП. «Видавництво «Наукова думка»». 2016. 487 с.
20. *Хорошилов С. В.* Система керування відносним рухом космічного апарата для безконтактного видалення космічного сміття. Наука та інновації. 2018. 14(4). С. 5–8. https://doi.org/10.15407/scine14.04.005
21. *Dmitrenko V. V., Phyo Wai Nyunt, Vlasik K. F., Grachev V. M., Grabchikov S. S., Muravyev-Smirnov S. S., Novikov A. S., Ulin S. E., Uteshev Z. M., Chernysheva I. V., Shustov A. Y.* Electromagnetic Shields Based on Multilayer Film Structures // Bulletin of the Lebedev Physics Institute. 2015. Vol 42. No 2. P. 43–47. https://doi.org/10.3103/S1068335615020037

Отримано 24.01.2020,
в остаточному варіанті 25.02.2020