

О. А. ФОКОВ, С. В. ХОРОШИЛОВ, Д. С. СВОРОБІН

**АНАЛІЗ ПЕРЕВАГ ВИКОРИСТАННЯ АЕРОДИНАМІЧНОГО КОМПЕНСАТОРА ПРИ БЕЗКОНТАКТНОМУ ВИДАЛЕННІ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ***Інститут технічної механіки**Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,  
вул. Лещико-Попеля, 15, м. Дніпро, 49005, Україна; e-mail: oafokov@ukr.net*

Розглядається модифікована схема відомої технології безконтактного способу видалення об'єктів космічного сміття, яка має назву "Пастух з іонним променем". Модифікована схема передбачає використання аеродинамічного компенсатора з метою зменшення витрат робочого тіла додатковим електрореактивним двигуном космічного апарата-пастуха, що призначений для компенсації руху космічного апарата, викликаного дією основного електрореактивного двигуна, іонний потік якого спричиняє "гальмуючий" вплив на об'єкт космічного сміття. Той факт, що використання аеродинамічного компенсатора значно збільшує площу міделя космічного апарата у порівнянні з площею міделя об'єкта космічного сміття з урахуванням аеродинамічних збурень, що діють в перпендикулярному до площини орбіти напрямку, призводить до необхідності оцінювання витрат робочого тіла двигуна системи керування на підтримання необхідного відносного положення космічного апарата та об'єкта сміття в цьому напрямку. Метою статті є виявлення переваг використання аеродинамічного компенсатора при видаленні об'єктів сміття з низьких навколоземних орбіт за технологією "Пастух з іонним променем". Задачі дослідження полягають у отриманні оцінки економії витрат імпульсу додаткового електрореактивного двигуна при безконтактному відведенні з орбіти об'єкта космічного сміття за рахунок використання аеродинамічного компенсатора та оцінки обумовлених цим додаткових витрат імпульсу двигуна системи керування рухом космічного апарата відносно об'єкта космічного сміття для корекції відхилень у перпендикулярному до площини орбіти напрямку. За рахунок використання ряду спрощувальних припущень отримано інтегральні оцінки цих витрат. На прикладі розрахунку витрат показано, що використання аеродинамічного компенсатора дає перевагу у вартості збереженого робочого тіла електрореактивного двигуна (ксенону) незалежно від типу двигуна системи керування рухом космічного апарата.

**Ключові слова:** видалення об'єктів космічного сміття, технологія "Пастух з іонним променем", аеродинамічний компенсатор, оцінки витрат сумарного імпульсу, переваги використання.

A modified scheme of the known technology for contactless space debris removal, which is called Ion Beam Shepherd, is considered. This scheme uses an aerodynamic compensator in order to reduce the propellant consumption of the additional electrojet thruster of the shepherd spacecraft. The thruster serves to compensate the spacecraft motion caused by the action of the main electrojet thruster, whose ion plume "brakes" the space debris object. The aerodynamic compensator significantly increases the spacecraft cross-sectional area compared to the space debris object one. This fact, together with the aerodynamic perturbations acting in the direction perpendicular to the orbital plane, calls for estimating the propellant consumption of the control system thruster to maintain the required position of the spacecraft relative to the space debris object in that direction. The goal of this article is to identify the advantages of using the aerodynamic compensator in space debris removal from low Earth orbits using the Ion Beam Shepherd technology. The tasks of the study are to estimate the reduction in the cost of the momentum of the additional electrojet thruster during contactless space debris object de-orbiting due to the use of the aerodynamic compensator and the additional cost of the momentum of the thruster of the spacecraft – space debris object relative position control system to correct deviations perpendicular to the orbital plane. Using a number of simplifying assumptions, integral estimates of these costs are obtained. Using these cost estimates, it is shown that the use of an aerodynamic compensator is advantageous in terms of the cost of the saved electrojet thruster propellant (xenon) regardless of the type of the spacecraft control system thruster.

**Keywords:** space debris removal, Ion Beam Shepherd concept, aerodynamic compensator, momentum, benefits of use.

**Вступ.** Для видалення об'єктів космічного сміття (ОКС) з низьких навколоземних орбіт можуть бути застосовані як контактні, так і безконтактні методи і засоби відведення. Контактні системи відведення припускають захоплення ОКС, наприклад, за допомогою маніпулятора, гарпунної системи або сітки. Безконтактні системи не передбачають механічного контакту з ОКС і можуть бути реалізовані за допомогою технології, яка має назву "Пастух з іонним променем" (ППП) [1 – 3]. Ця технологія має ряд переваг в порівнянні з іншими відомими підходами, а саме: ефективність відведення, низький рівень ризику, можливість повторного використання, технологічна готовність.

© О. А. Фоков, С. В. Хорошилов, Д. С. Своробін, 2020

Техн. механіка. – 2020. – № 4.

Дослідження можливості використання цієї технології [2], [4] показали необхідність керування рухом центра мас космічного апарата-пастуха" (КА-пастуха) відносно ОКС. Крім того, у дослідженнях [5], [6] було показано, що однією з ключових по відношенню до технології ППП є вимога зменшення витрат робочого тіла електрореактивних двигунів (ЕРД), що використовуються на КА-пастуху. В роботі [7] була запропонована модифікація технології ППП, яка полягає у використанні додаткового пристрою на КА-пастуху у вигляді аеродинамічного паруса, названого аеродинамічним компенсатором. Ідея полягала у зменшенні витрат робочого тіла одним із передбачених технологією ППП двох ЕРД КА-пастуха. Дослідження доцільності застосування аеродинамічного компенсатора при видаленні об'єктів сміття з низьких навколоземних орбіт було проведено у роботі [8]. При цьому не були враховані збурення, що діють в перпендикулярному площині орбіти напрямку. В той час, як в роботі [9] щодо функціонування технології ППП було показано необхідність врахування аеродинамічних збурень, що діють в перпендикулярному площині орбіти напрямку.

Технологія ППП передбачає встановлення на КА-пастуху двох ЕРД – основного і додаткового. Основний призначений для передачі гальмуючого імпульсу іонним променем двигуна на об'єкт космічного сміття, а додатковий ЕРД – для підтримки потрібної відстані між КА-пастухом і ОКС. Аеродинамічний компенсатор, використання якого запропоновано в роботі [7], доповнює або замінює додатковий ЕРД КА-пастуха.

Схематичне зображення КА-пастуха з аеродинамічним компенсатором наведено на рис. 1, де позначено: 1 – КА-пастух; 2 – основний ЕРД; 3 – додатковий ЕРД; 4 – ОКС, який видаляється; 5 – іонний промінь основного ЕРД, спрямований у бік ОКС; 6 – аеродинамічний компенсатор у вигляді двох пластин, кут нахилу яких відносно напрямку руху може змінюватись.

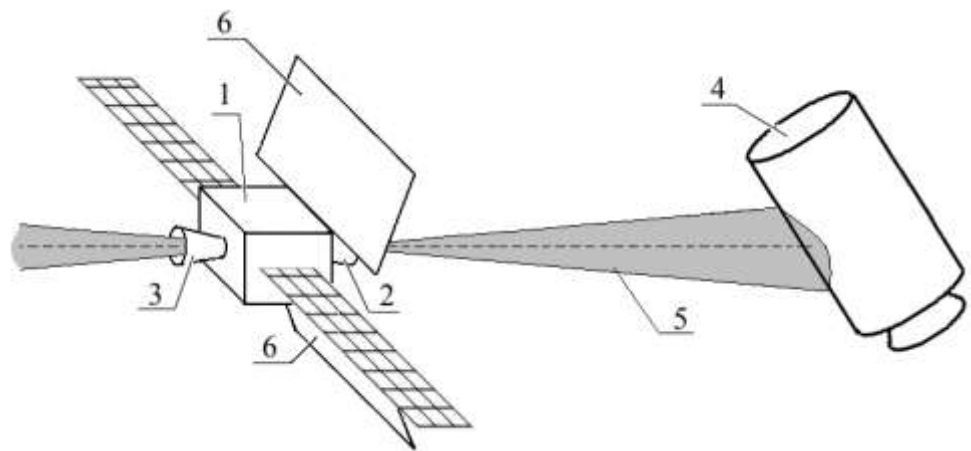


Рис. 1 – Схематичне зображення КА-пастуха з аеродинамічним компенсатором

Той факт, що використання аеродинамічного компенсатора значно збільшує площу міделя КА-пастуха у порівнянні з площею міделя ОКС, з урахуванням аеродинамічних збурень, що діють в перпендикулярному площині орбіти напрямку, призводить до необхідності оцінювання витрат робочого тіла двигуна системи керування на підтримання необхідного відносного положення космічного апарата та об'єкта сміття в цьому напрямку.

Метою роботи є виявлення переваг використання аеродинамічного компенсатора при видаленні об'єктів сміття з низьких навколоземних орбіт за технологією ППП. Задачі дослідження полягають у отриманні оцінки економії витрат імпульсу додаткового електрореактивного двигуна в схемі відведення з орбіти об'єкта космічного сміття за технологією "Пастух з іонним променем" за рахунок використання додаткового пристрою – аеродинамічного компенсатора та оцінки обумовлених цим додаткових витрат імпульсу двигуна системи керування рухом "КА-пастух" відносно об'єкта космічного сміття для корекції відхилень у перпендикулярному до площини орбіти напрямку.

**Модель відносного руху в перпендикулярному площині орбіти напрямку.** Для опису відносного руху системи "КА-пастух – ОКС" використаємо орбітальну праву систему координат, початок  $O$  якої розташовано в центрі мас КА-пастуха. Осі  $Ox$  та  $Oy$  розташовані в площині орбіти, при цьому вісь  $Ox$  спрямована по радіусу-вектору центра мас КА-пастуха відносно центра мас Землі. Вісь  $Oz$  спрямована по нормалі до площини орбіти в бік додатних значень орбітального кінетичного моменту. Скористаємось наведеною в [10] лінеаризованою системою рівнянь відносного руху близько розташованих орбітальних тіл. З цієї системи рівнянь випливає, що відносний рух в площині орбіти і відносний рух в перпендикулярному до площини орбіти напрямку є незалежні один від одного. Тоді в рамках розгляду нашої задачі обмежимося описом відносного руху вздовж осі  $Oz$ , тобто в перпендикулярному площині орбіти напрямку:

$$\ddot{z} + kz = \frac{f_z^d}{m^d} - \frac{f_z^s}{m^s}, \quad (1)$$

де  $z$  – проєкція вектора відносного положення ОКС на вісь  $Oz$ ;  $m^s$ ,  $m^d$  – маси КА-пастуха і ОКС відповідно;  $f_z^d$ ,  $f_z^s$  – проєкції на вісь  $Oz$  відповідно сумарного вектора сил  $F^d$ , що діють на ОКС, і сумарного вектора сил  $F^s$ , що діють на КА-пастух.

Величина  $k$ , що входить в (1), визначається наступним чином:

$$k = \frac{\mu}{r^3}, \quad r = \frac{a(1-\varepsilon^2)}{1+\varepsilon\cos v},$$

де  $\mu$  – гравітаційний параметр Землі;  $v$  – справжня аномалія;  $\varepsilon$  – ексцентриситет;  $a$  – велика піввісь;  $r$  – радіус орбіти.

Сумарний вектор сил  $F^s$  включає сили тяги основного ЕРД і додаткового ЕРД, зовнішні збурення, що діють на КА-пастух, а також керуючі сили. У складі вектора сил  $F^d$  крім зовнішніх збурень необхідно врахувати силу, що передається іонним променем ОКС. Сили  $F^d$  і  $F^s$  можуть включати широкий спектр збурень, але відомо, що відносну динаміку двох тіл на низькій навколоземній орбіті, розташованих на невеликій відстані один від одного, найбільшим чином визначають аеродинамічні збурення. Різницю  $a_D$  прискорень тіл системи, викликаних дією на систему аеродинамічних збурень, можна описати таким чином [11]:

$$a_D = \frac{F_D^d}{m^d} - \frac{F_D^s}{m^s} = \frac{1}{2} \rho C_D \left( \left| V_a^d \right| \frac{S^d}{m^d} V_a^d - \left| V_a^s \right| \frac{S^s}{m^s} V_a^s \right), \quad (2)$$

де  $F_D^s$  і  $F_D^d$  – сили аеродинамічного гальмування, що діють відповідно на КА-пастуха та ОКС;  $\rho$  – щільність атмосфери;  $C_D$  – коефіцієнт аеродинамічного опору;  $S^s$  та  $S^d$  – площі міделєвого перерізу КА-пастуха та ОКС, відповідно;  $V_a^s$  і  $V_a^d$  – швидкості руху відповідно КА-пастуха та ОКС відносно атмосфери.

Швидкості руху КА-пастуха та ОКС відносно атмосфери в орбітальній системі координат мають вигляд [12]:

$$V_a^s = \begin{bmatrix} \dot{r} \\ r(\dot{\vartheta} - \omega_e \cos i) \\ r \omega_e \cos \vartheta \sin i \end{bmatrix}, \quad V_a^d = \begin{bmatrix} \dot{x} + \dot{r} - y(\dot{\vartheta} - \omega_e \cos i) - z \omega_e \cos \vartheta \sin i \\ \dot{y} + (r+x)(\dot{\vartheta} - \omega_e \cos i) - z \omega_e \sin \vartheta \sin i \\ \dot{z} + (r+x) \omega_e \cos \vartheta \sin i - y \omega_e \sin \vartheta \sin i \end{bmatrix},$$

де  $x$ ,  $y$  – проєкції вектора відносного положення ОКС відповідно на осі  $Ox$  і  $Oy$ ;  $\omega_e$  – кутова швидкість Землі,  $\vartheta$  – аргумент широти,  $i$  – нахил орбіти.

Вільний рух об'єкта керування в напрямку, перпендикулярному площині орбіти (1), описується консервативною ланкою другого порядку і є незгасаючими коливаннями з орбітальною частотою  $\sqrt{k}$ . Вплив збурень на таку систему з частотою близькою до частоти власних коливань може призводити до зростання амплітуди вимушених коливань. Звідси випливає необхідність керування відносним рухом в перпендикулярному до площини орбіти напрямку. Рівняння керованого відносного руху КА-пастуха і ОКС уздовж осі  $Oz$ , викликаного аеродинамічним збуренням, можна записати у вигляді

$$\ddot{z} + kz = a_{Dz} + u_z, \quad (3)$$

де  $a_{Dz}$  – складова різниці прискорень  $a_D$  вздовж осі  $Oz$ ,  $u_z$  – керуюча дія вздовж осі  $Oz$ .

В подальшому у виразі (2) для різниці прискорень  $a_D$  будемо нехтувати складовими вектора відносного положення ОКС у порівнянні з радіусом орбіти  $r$ , також будемо нехтувати і складовими вектора швидкості зміни відносного положення. Тобто будемо вважати, що вектор швидкості потоку атмосфери, що набігає, однаковий для КА-пастуха і для ОКС, відповідно  $V_a^d = V_a^s$ . Тоді для кругової орбіти вираз для  $a_{Dz}$  може бути представлений у вигляді

$$a_{Dz} = \Phi \cdot \cos \Omega t,$$

де  $\Phi$  – амплітуда гармонійної дії, що збурює;  $\Omega$  – кутова швидкість руху по орбіті.

З урахуванням (2) і прийнятих припущень вираз для амплітуди гармонійного впливу з точністю до часток відсотка має вигляд

$$\Phi = (1/2) \cdot \rho \cdot C_D \cdot |V_{orb}| \cdot (S^d/m^d - S^s/m^s) \cdot (V_a^s)_{z,max},$$

де  $|V_{orb}|$  – модуль вектора швидкості потоку, що набігає, строго кажучи, рівний  $\sqrt{\mu/r + (V_a^s)^2}$ , але з оговореною точністю може бути прийнятий рівним  $\sqrt{\mu/r}$ ;  $(V_a^s)_{z,max}$  – максимальна швидкість потоку, що набігає в напрямку вздовж осі  $OZ$ :

$$(V_a^s)_{z,max} = r\omega_e \sin i.$$

Для заданих характеристик КА-пастуха і ОКС амплітуда  $\Phi$  гармонійної дії, що збурює, є функцією  $\Phi(h, i, S^s)$  висоти орбіти  $h$ , нахилу орбіти  $i$  й площі міделя КА-пастуха  $S^s$ , величиною якої можна керувати. Знаючи залежність  $S^s(h)$  можна розглядати  $\Phi$  як функцію  $\Phi(h, i)$  двох аргументів  $h$  й  $i$ .

**Потрібний сумарний імпульс додаткового електрореактивного двигуна.** В статті [8] було дано інтегральну оцінку значення сумарного імпульсу додаткового електрореактивного двигуна, де були прийняті спрощувальні припущення:

- на КА-пастух діє сила з боку основного ЕРД, з боку додаткового ЕРД і сила аеродинамічного опору;
- на ОКС впливає сила, що передається потоком іонів з боку основного ЕРД КА-пастуха, і сила аеродинамічного опору;
- швидкість  $v_h = dh/dt$  зниження висоти  $h$  орбіти при відведенні ОКС постійна;
- додатковий ЕРД дозволяє регулювати тягу в межах від максимально можливої до нульової.

Окрім того було прийнято обмеження щодо керування відносним рухом в площині орбіти лише компенсацією дії реактивної сили основного ЕРД на рух КА-пастуха. Процедура визначення сили, що передається іонним променем об'єкту космічного сміття, описана в роботі [5].

Концепція застосування аеродинамічного компенсатора передбачає, що він розгорнутий в положення створення максимального аеродинамічного опору. По мірі зниження орбіти внесок аеродинамічного компенсатора в створення необхідної сили компенсації буде зростати. Відповідно до цього внеску можна знижувати тягу додаткового ЕРД. Коли додатковий ЕРД буде вимкнений, регулювання необхідної сили компенсації можна робити, зменшуючи кут нахилу аеродинамічних пластин компенсатора до напрямку руху космічного апарата. У відповідності до цієї концепції були введені у розгляд коефіцієнт  $k_{ec}$  використання додаткового ЕРД, нульове значення якого відповідає вимкненому додатковому ЕРД, максимальне значення  $k_{ec} = 1$  – увімкненому на максимальну тягу, а також коефіцієнт  $k_{ac}$  використання аеродинамічного компенсатора, нульове значення якого відповідає розташуванню аеродинамічних пластин паралельно напрямку руху, а одиничне значення – розташуванню перпендикулярно напрямку руху. Тоді площа міделя  $S^s$  КА-пастуха

$$S^s = S^{sc} + k_{ac} \cdot S^a(h),$$

де  $S^{sc}$  – площа міделя КА-пастуха без компенсатора,  $S^a$  – площа пластин аеродинамічного компенсатора. У відповідності до описаної концепції застосування аеродинамічного компенсатора і виходячи з прийнятого обмеження щодо керування відносним рухом в площині орбіти лише компенсацією дії реактивної сили основного ЕРД, може бути розрахована потрібна сила компенсації  $F_c(h)$ , і відповідно, потрібна сила тяги  $T$  додаткового ЕРД

$$T(h) = k_{ec} \cdot F_c(h).$$

Тоді імпульс  $W$ , витрачений додатковим ЕРД за час  $t_{down}$  зниження орбіти з висоти  $h_{max}$  до висоти  $h_{min}$ :

$$W = \int_0^{t_{down}} T(t) dt = A / v_h, \quad A = \int_{h_{max}}^{h_{min}} T(h) dh. \quad (4)$$

Потрібний сумарний імпульс двигуна системи керування. Для оцінки витрат системи керування на компенсацію відхилень вздовж осі  $OZ$ , викликаних дією аеродинамічного збурення по цій осі, у відповідності з (3) будемо вважати, що керуюча дія  $u_z$  має дорівнювати  $-a_{Dz}$ . Це припущення буде прийнятним, якщо перехідний процес, викликаний початковими відхиленнями по положенню і швидкості, має порівняно малу тривалість. Отже будемо вважати

$$u_z = -\Phi \cdot \cos(\Omega t).$$

Оцінимо витрати на корекцію відхилень по осі  $OZ$ , викликаних дією збурення по цій осі, в нашому випадку гармонійним, а не на корекцію початкових відхилень по положенню і швидкості. Тоді імпульс  $I_P$  двигуна системи керування, що потрібний для компенсації відхилень вздовж осі  $OZ$  за час орбітального періоду  $P$ , має вигляд

$$I_P = m^s \cdot \int_0^P |u_z| dt = \frac{4m^s \Phi}{\Omega}. \quad (5)$$

Сумарний імпульс  $I_\Sigma$ , необхідний для корекції відхилень по осі  $OZ$  за час зниження орбіти,

$$I_\Sigma(i) = \int_{h_{max}}^{h_{min}} I_P(h) \cdot dN_P(h) = 4m^s \cdot \int_{h_{max}}^{h_{min}} \frac{\Phi(h, i)}{\Omega(h)} dN_P(h),$$

де  $N_P(h)$  – число періодів орбіти, що припадає на висоту  $h$ .

При прийнятих припущеннях справедливо

$$dN_P = \frac{dt}{P} = \frac{dh / v_h}{2\pi / \Omega} = \frac{\Omega}{2\pi \cdot v_h} dh.$$

Тоді

$$I_\Sigma(i) = \frac{4m^s}{2\pi \cdot v_h} \int_{h_{max}}^{h_{min}} \Phi(h, i) dh. \quad (6)$$

**Приклад результатів розрахунку сумарних імпульсів додаткового електрореактивного двигуна і двигуна системи керування.** Для порівняння зекономленого за рахунок використання аеродинамічного компенсатора імпульсу додаткового електрореактивного двигуна і додаткових витрат імпульсу двигуна системи керування, що необхідні для корекції викликаних аеродинамічним збуренням атмосфери відхилень відносного положення КА-пастуха і ОКС у перпендикулярному до площини орбіти напрямку, було проведено розрахунки для набору вихідних даних, що наведені в таблиці 1.

Таблиця 1 – Вихідні дані

| Величина                                              | Значення |
|-------------------------------------------------------|----------|
| Початкова висота орбіти $h_{\max}$ , км               | 640      |
| Кінцева висоти орбіти $h_{\min}$ , км                 | 340      |
| Маса КА-пастуха $m^s$ , кг                            | 500      |
| Маса ОКС $m^d$ , кг                                   | 1575     |
| Площа міделя КА-пастуха $S^{sc}$ , м <sup>2</sup>     | 5        |
| Площа міделя ОКС $S^d$ , м <sup>2</sup>               | 7,34     |
| Площа пластин аерокомпенсатора $S^a$ , м <sup>2</sup> | 100      |
| Коефіцієнт аеродинамічного опору $C_D$                | 2,3      |
| Швидкість зниження орбіти $v_h$ , км/доба             | 3        |
| Тяга основного ЕРД $T_{ep}$ , мН                      | 31       |
| Питомий імпульс додаткового ЕРД $I_{sp}$ , с          | 3400     |

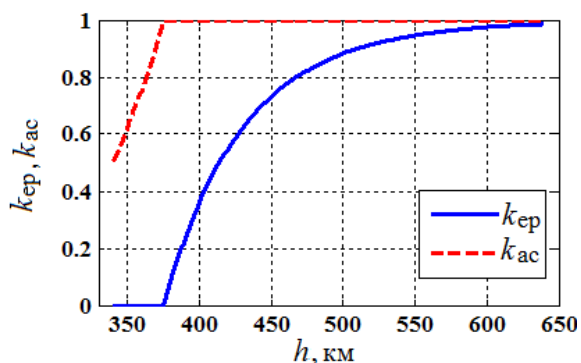


Рис. 2 – Коефіцієнти використання аеродинамічного компенсатора і додаткового ЕРД

На рис. 2 наведені графіки зміни значень  $k_{ac}$  – коефіцієнта використання аеродинамічного компенсатора і  $k_{ep}$  – коефіцієнта використання додаткового ЕРД. У якості моделі щільності атмосфери була використана експоненціально загасаюча модель [13].

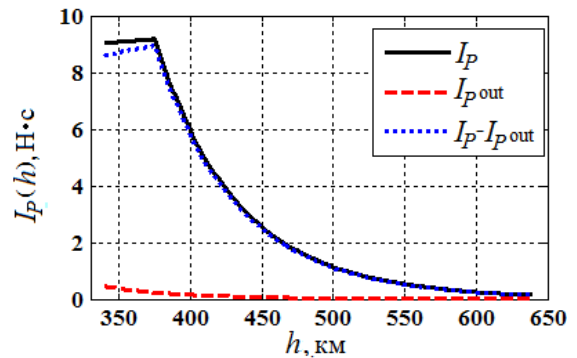
Значення необхідних для зниження орбіти величин сумарного імпульсу  $W$  та кількості  $G$  робочого тіла

(ксенону) додаткового ЕРД для прийнятих даних у відповідності з співвідношенням (4) за умови використання описаної концепції застосування аеродинамічного компенсатора наведено в табл. 2.

Таблиця 2 – Сумарний імпульс  $W$  та маса робочого тіла  $G$ 

|                                                                | $W$ , кН·с | $G$ , кг |
|----------------------------------------------------------------|------------|----------|
| Без використання аеродинамічного компенсатора                  | 351        | 10,5     |
| З використанням аеродинамічного компенсатора                   | 244        | 7,3      |
| Збережені за рахунок використання аеродинамічного компенсатора | 107        | 3,2      |

На рис. 3 наведено графік зміни визначеного за співвідношенням (5) імпульсу  $I_P$ , необхідного для корекції відхилень по осі  $OZ$  за час орбітального періоду  $P$ , в залежності від висоти орбіти. Суцільна лінія на рисунку відповідає випадку використання аеродинамічного компенсатора, штрихова – відсутності аеродинамічного компенсатора, точкова лінія показує різницю відповідних величин для цих випадків. Розрахунки відповідають значенню нахилу орбіти  $i = 90^\circ$  та описаній концепції використання аеродинамічного компенсатора.

Рис. 3 – Імпульс  $I_P$  для корекції відхилень по осі  $OZ$  за орбітальний період ( $i = 90^\circ$ )

У відповідності з даним графіком зміни імпульсу  $I_P$  розрахунок визначеного за співвідношенням (6) імпульсу  $I_\Sigma$ , необхідного для корекції відхилень по осі  $OZ$  за час зниження орбіти, дає значення 4,35 кН·с при нахилу орбіти  $i = 90^\circ$ .

**Аналіз результатів розрахунку.** Розрахунки показали, що використання аеродинамічного компенсатора дає перевагу в економії витрат імпульсу додаткового ЕРД в 107 кН·с у порівнянні з додатковими витратами імпульсу двигуна системи керування 4,35 кН·с. Якщо в якості двигуна системи керування використовується такий самий ЕРД, як додатковий ЕРД, який передбачений технологією ППП, тоді переваги використання аеродинамічного компенсатора є очевидними. Але остаточний висновок залежить від типу і характеристик двигуна, що застосовується у системі керування.

В роботі [14] наведено результати аналізу застосування двигунних установок (ДУ) і ракетних двигунів малої тяги (РДМТ), заснованих на різних фізичних принципах, в складі космічних апаратів малого і надмалого класів. Космічні апарати, що застосовуються для вирішення проблеми космічного сміття, можуть бути віднесені до класу малих КА (МКА), до якого відносять апарати масою від 500 кг до 1500 кг. Двигунні установки і ракетні двигуни малої тяги, які можуть бути використані на космічних апаратах малого класу і які мають достатній сумарний імпульс для вирішення задачі, що розглядається, згідно даних [14] наступні:

– ДУ на монопаливі (гідрозин);



- двокомпонентні ДУ. Азотний тетраоксид (АТ) + несиметричний диметилгідразин (НДМГ);
- електроракетні ДУ (ксенон);
- ДУ з РДМТ на  $H_{2Г} + O_{2Г}$ .

Характеристики ДУ, згідно до [14], наведені в таблиці 3. В останньому стовпчику таблиці наведено розрахунки додаткових витрат робочого тіла, необхідних для реалізації додаткових витрат імпульсу двигуна системи керування  $4,35 \text{ кН} \cdot \text{с}$ .

Таблиця 3 – Характеристики ДУ МКА [14] та додаткові витрати робочого тіла

| Найменування                    | Тяга, Н      | Питомий імпульс, с | Сумарний імпульс ДУ (не більше), $\text{кН} \cdot \text{с}$ | Додаткові витрати робочого тіла, кг |
|---------------------------------|--------------|--------------------|-------------------------------------------------------------|-------------------------------------|
| ДУ на монопаливі (гідразин)     | 0,1...25     | 218                | 500                                                         | 2,0                                 |
| Двокомпонентні ДУ (АТ + НДМГ)   | 6...400      | 280                | 500                                                         | 1,6                                 |
| Електроракетні ДУ (ксенон)      | 0,014...0,10 | 1224               | 500                                                         | 0,4                                 |
| ДУ з РДМТ ( $H_{2Г} + O_{2Г}$ ) | 0,8          | 306                | 10                                                          | 1,4                                 |

Використання аеродинамічного компенсатора дає перевагу в економії витрат імпульсу додаткового ЕРД в  $107 \text{ кН} \cdot \text{с}$ , що відповідає  $3,2 \text{ кг}$  робочого тіла – ксенону. Витрати імпульсу двигуна системи керування, що необхідні для корекції відносного руху в перпендикулярному до площини орбіти напрямку, складають  $4,35 \text{ кН} \cdot \text{с}$ . У випадку застосування в системі керування ДУ на монопаливі, двокомпонентної ДУ (АТ + НДМГ), або ДУ з РДМТ ( $H_{2Г} + O_{2Г}$ ) ці витрати відповідають не більше ніж  $2 \text{ кг}$  палива. Виграш по масі невеликий, але слід врахувати, що вартість ксенону набагато більша за вартість гідрозину або палива двокомпонентних ДУ. Тобто у цьому випадку маємо перевагу застосування аеродинамічного компенсатора у збереженні вартості робочого тіла. У випадку застосування електроракетних ДУ маємо значну перевагу по масі робочого тіла – ксенону, а отже, перевагу і по вартості збереженого робочого тіла.

**Висновок.** Проведено оцінку економії витрат імпульсу додаткового електрореактивного двигуна при відведенні з орбіти об'єкта космічного сміття за технологією "Пастух з іонним променем" за рахунок використання додаткового пристрою – аеродинамічного компенсатора та оцінку обумовлених цим додаткових витрат імпульсу двигуна системи керування рухом "КА-пастух" відносно об'єкта космічного сміття для корекції відхилень у перпендикулярному до площини орбіти напрямку. На прикладі розрахунку цих витрат показано, що використання аеродинамічного компенсатора дає перевагу у вартості збереженого робочого тіла ЕРД (ксенону) незалежно від типу двигуна системи керування рухом "КА-пастух".

1. *Alpatov A. P., Maslova A. I., Khoroshylov S. V.* Contactless de-orbiting of space debris by the ion beam. Dynamics and control. Beau Bassin: LAP Lambert Academic Publishing, 2019. 330 p. <https://doi.org/10.15407/akademperiodyka.383.170>
2. *Bombardelli C., Pelaez J.* Ion beam shepherd for contactless space debris removal. Journal of guidance, control and dynamics. 2011. Vol. 34(3). P. 916–920. <https://doi.org/10.2514/1.51832>
3. *Bombardelli C., Merino M., Ahedo E., Pelaez J., Urrutxua H., Iturri-Torreay A., Herrera-Montojoy J.* Ariadna call for ideas: Active removal of space debris ion beam shepherd for contactless debris removal. ESA Technical report. 2011. 90 p.
4. *Хорошилов С. В.* Система керування відносним рухом космічного апарата для безконтактного видалення космічного сміття. Наука та інновації. 2018. Т. 14, № 4. С. 5–17. <https://doi.org/10.15407/scin14.04.005>
5. *Хорошилов С. В.* Алгоритм управления относительным движением в плоскости орбиты космического аппарата для бесконтактного удаления космического мусора. Космична наука і технологія. 2019. Т. 25, № 1. С. 14–26. <https://doi.org/10.15407/scine14.04.005>
6. *Alpatov A., Khoroshylov S., Bombardelli C.* Relative control of an ion beam shepherd satellite using the impulse compensation thruster. Acta Astronautica. 2018. 151. P. 543–554. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.06.056>
7. *Алпатов А. П., Своробин Д. С., Скорик О. Д.* Система безконтактного видалення об'єктів космічного сміття з навколоземних орбіт з аеродинамічним компенсатором. Технічна механіка. 2016. № 3. С. 51–56.
8. *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.
9. *Khoroshylov S.* Out-of-plane relative control of an ion beam shepherd satellite using yaw attitude deviations. Acta Astronautica. 2019. 164. P. 254–261. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.08.016>
10. *Yamanaka K., Ankersen F.* New State Transition Matrix for Relative Motion on an Arbitrary Elliptical Orbit. Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2002. 25 (1). P. 60–66.
11. *Vallado D. A.* Fundamentals of astrodynamics and applications. Hawthorne, CA: Microcosm Press, 2007.
12. *Reid T., Misra A.* (2011). Formation flight of satellites in the presence of atmospheric drag. J. Aerosp. Eng. Sci. Appl. 2011. 3(1). 64–91. <https://doi.org/10.7446/jaesa.0301.05>
13. *Markley F. L., Crassidis J. L.* Fundamentals of spacecraft attitude determination and control. New York: Springer Science + Business Media, 2014. 486 p. <https://doi.org/10.1007/978-1-4939-0802-8>
14. *Рыжков В. В., Сулинов А. В.* Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверхмалых космических аппаратов. Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 3. С. 115–128. <https://doi.org/10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128>

Отримано 16.11.2020,  
в остаточному варіанті 30.11.2020