

<https://doi.org/10.15407/knit2021.02.015>
УДК 629.78

О. А. ФОКОВ, старш. наук. співроб., канд. техн. наук, старш. наук. співроб.

ORCID.org/0000-0003-2934-7270

E-mail: oafokov@ukr.net

С. В. ХОРОШИЛОВ, пров. наук. співроб., д-р техн. наук, проф.

ORCID.org/0000-0001-7648-4791

E-mail: skh@ukr.net

Д. С. СВОРОБІН, мол. наук. співроб.

ORCID.org/0000-0002-9856-8619

E-mail: svod.itm@gmail.com

Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України
вул. Лешко-Попеля 15, Дніпро, Україна, 49005

ВІДНОСНИЙ РУХ КОСМІЧНОГО АПАРАТА З АЕРОДИНАМІЧНИМ КОМПЕНСАТОРОМ У ПЕРПЕНДИКУЛЯРНОМУ ДО ПЛОЩИНИ ОРБИТИ НАПРЯМКУ ПРИ БЕЗКОНТАКТНОМУ ВИДАЛЕННІ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ

Досліджується доцільність використання аеродинамічного компенсатора при безконтактному відведенні об'єктів космічного сміття з низьких навколосезних орбіт з урахуванням аеродинамічного збурення в напрямку, перпендикулярному до площини орбіти. Об'єктом дослідження є модифікована схема концепції відведення «пастух з іонним променем». Модифікація полягає в заміні аеродинамічним компенсатором додаткового електрореактивного двигуна, що призначений для компенсації руху космічного апарата-пастуха, викликаного реактивною силою основного електрореактивного двигуна, іонний потік факела якого спричиняє «гальмівний» вплив на об'єкт космічного сміття. Порівняно велика площа міделя космічного апарата-пастуха при використанні аеродинамічного компенсатора обумовлює необхідність керування відносним рухом, що викликаний аеродинамічним збуренням в напрямку, перпендикулярному до площини орбіти. Це керування потребує додаткових витрат робочого тіла двигуна системи керування відносним рухом космічного апарата-пастуха. Наводяться розрахунки витрат робочого тіла при використанні ряду спрощувальних припущень. Допустимість цих припущень перевірено числовим інтегруванням рівнянь відносного руху. Показано доцільність використання аеродинамічного компенсатора при безконтактному відведенні об'єктів космічного сміття з урахуванням аеродинамічного збурення у напрямку, перпендикулярному до площини орбіти.

Ключові слова: відведення космічного сміття, концепція «пастух з іонним променем», аеродинамічний компенсатор, керування відносним рухом, напрямок, що перпендикулярний до площини орбіти, витрати робочого тіла.

ВСТУП

На сьогоднішній час запропоновано кілька різних систем контактного та безконтактного впливу на рух об'єктів космічного сміття з метою їхнього подальшого видалення з робочих орбіт.

Серед перспективних варіантів велика увага приділяється безконтактним системам, що не передбачають механічного контакту з об'єктом сміття, який може бути некерованим, здійснювати обертовий рух, мати складну форму тощо. Напри-

Цитування: Фоков О. А., Хорошилов С. В., Своробін Д. С. Відносний рух космічного апарата з аеродинамічним компенсатором у перпендикулярному до площини орбіти напрямку при безконтактному видаленні космічного сміття. *Космічна наука і технологія*. 2021. 27, № 2 (129). С. 15–27. <https://doi.org/10.15407/knit2021.02.015>

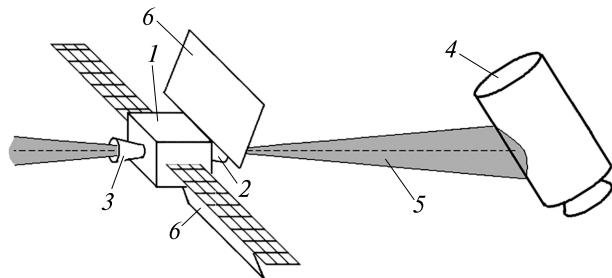


Рис. 1. Схематичне зображення КА-пастуха з аеродинамічним компенсатором: 1 — КА-пастух, 2 — основний ЕРД, 3 — додатковий ЕРД, 4 — ОКС, який видаляється, 5 — іонний промінь, спрямований у бік ОКС, 6 — аеродинамічний компенсатор у вигляді двох пластин, кут нахилу яких відносно напрямку руху може змінюватись

клад, у роботі [2] розглянуто комбінований метод відведення великогабаритного космічного сміття у щільні шари атмосфери Землі. Такий метод передбачає спільне використання активного засобу — реактивної рушійної установки і пасивного засобу — аеродинамічного парусного пристрою. Найбільш відомою концепцією безконтактного видалення є концепція «пастух з іонним променем» (ППП) [7–9]. Концепція ППП передбачає встановлення на космічному апараті (КА) двох електрореактивних двигунів (ЕРД): основного і додаткового. Основний ЕРД призначається для передачі гальмівного імпульсу іонним променем двигуна на об'єкт космічного сміття, а додатковий ЕРД — для підтримки оптимальної взаємної дистанції між КА-пастухом і об'єктом космічного сміття (ОКС). Вирішенню задачі керування відносним рухом угруповання двох супутників присвячено роботи [12, 14, 17], але в них розглядалися сили, що передаються від одного супутника до іншого за рахунок дії іонного променя ЕРД. Важливості та складності проблеми керування відносним рухом КА-пастуха і ОКС при реалізації концепції ППП присвячено роботи [9, 4–6, 10, 14, 17]. В роботах [4, 9] було зазначено, що недостатньо додатковим ЕРД лише компенсувати дію реактивної сили основного ЕРД на рух КА-пастуха, оскільки некерований відносний рух КА-пастуха та ОКС є нестійким. Тому на КА-пастуху потрібно передбачити систему керування рухом його центра мас відносно ОКС. У роботах [5, 6] показано, що вимога до зменшення

витрат робочого тіла двигунів стосовно технології ППП є однією з ключових. У роботах [5, 6, 14, 17], присвячених проблемам керування відносним рухом КА-пастуха, не були враховані збурення, що діють у напрямку, перпендикулярному до площини орбіти. Тоді як в роботі [11] присвяченій функціонуванню технології ППП, було показано необхідність врахування аеродинамічних збурень, що діють в перпендикулярному до площини орбіти напрямку.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

В роботі [1] з метою зменшення витрат робочого тіла додатковим ЕРД було запропоновано вдосконалення технології ППП шляхом використання аеродинамічного компенсатора. Аеродинамічний компенсатор доповнює або замінює додатковий ЕРД. Схематичне зображення КА-пастуха з аеродинамічним компенсатором наведено на рис. 1.

В роботі [3] було досліджено доцільність застосування аеродинамічного компенсатора на низьких навколосеземних орбітах при видаленні ОКС з використанням технології ППП, але при цьому не були враховані збурення, що діють в перпендикулярному до площини орбіти напрямку. Зважаючи на порівняно велику площу міделя КА-пастуха з аеродинамічним компенсатором дослідження доцільності використання компенсатора потребує додаткового оцінювання витрат робочого тіла на підтримання необхідного відносного положення космічного апарата та об'єкта сміття в напрямку, перпендикулярному до площини орбіти.

Метою даної роботи є визначення доцільності використання аеродинамічного компенсатора при безконтактному відведенні об'єктів космічного сміття з урахуванням аеродинамічного збурення у напрямку, перпендикулярному до площини орбіти. Задача дослідження полягає в отриманні оцінки витрат робочого тіла двигуна керування відносним положенням КА-пастуха з аеродинамічним компенсатором, необхідних для компенсації відхилень відносного положення від номінального в напрямку, перпендикулярному до площини орбіти, які викликані аеродинамічним впливом атмосфери.

МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ВІДНОСНОГО РУХУ

Для математичного опису відносного руху системи «КА-пастух — ОКС» використовуємо орбітальну систему координат $Oxyz$, початок якої збігається з центром мас КА-пастуха. Вісь Ox збігається з напрямком радіуса-вектора, що визначає центр мас КА-пастуха відносно центра мас Землі, вісь Oz — з нормаллю до площини, що проходить через вісь Ox і вектор орбітальної швидкості КА-пастуха і спрямована в бік додатних значень орбітального кінетичного моменту. Вісь Oy доповнює систему координат до правої.

Положення ОКС відносно орбітальної системи координат визначаємо радіусом-вектором L . Відносну динаміку системи «КА-пастух — ОКС» можна описати за допомогою такої лінеаризованої системи рівнянь [13]:

$$\ddot{x} - \omega^2 x - 2\omega \dot{y} - \dot{\omega} y - kx = \frac{f_x^d}{m^d} - \frac{f_x^s}{m^s}, \quad (1)$$

$$\ddot{y} - \omega^2 y + 2\omega \dot{x} + \dot{\omega} x + ky = \frac{f_y^d}{m^d} - \frac{f_y^s}{m^s}, \quad (2)$$

$$\ddot{z} + kz = \frac{f_z^d}{m^d} - \frac{f_z^s}{m^s}, \quad (3)$$

де x, y, z — проєкції вектора L на осі орбітальної системи координат, m^s, m^d — маси КА-пастуха і ОКС відповідно, f_x^d, f_y^d, f_z^d — проєкції на осі орбітальної системи координат сумарного вектора сил F^d , що діють на ОКС, f_x^s, f_y^s, f_z^s — проєкції на осі орбітальної системи координат сумарного вектора сил F^s , що діють на КА-пастух.

Сумарний вектор сил F^s включає сили тяги основного ЕРД і додаткового ЕРД, зовнішні збурення, що діють на КА-пастух, а також керівні сили. У складі вектора сил F^d , крім зовнішніх збурень, необхідно врахувати силу, що передається ОКС іонним променем. Сили F^d і F^s можуть включати збурення, зумовлені нецентральністю поля тяжіння Землі, тяжінням Сонця та Місяця, опором руху в атмосфері, сонячним тиском.

Величини $\omega, \dot{\omega}$ і k , що входять у вирази (1)–(3), дорівнюють:

$$\omega = \sqrt{\frac{\mu}{p^3}} (1 + \varepsilon \cos \nu),$$

$$\dot{\omega} = -2\varepsilon \sqrt{\frac{\mu}{p^3}} \sin \nu (1 + \varepsilon \cos \nu) \omega,$$

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

де μ — гравітаційний параметр Землі, ν — справжня аномалія, ε — ексцентриситет, a — велика піввісь, r — радіус орбіти.

Рівняння (1) і (2) описують динаміку системи у площині орбіти, а (3) — її рух з площини орбіти.

Відомо, що відносну динаміку двох тіл на низькій навколосемній орбіті, розташованих на невеликій відстані один від одного, найсильніше визначають аеродинамічні збурення. Різницю a_D питомих аеродинамічних сил (прискорень), що діють на систему двох тіл, можна визначити з виразу [18]:

$$a_D = \frac{F_D^d}{m^d} - \frac{F_D^s}{m^s} = \frac{1}{2} \rho C_D \left(\left| V_a^d \right| \frac{S^d}{m^d} V_a^d - \left| V_a^s \right| \frac{S^s}{m^s} V_a^s \right), \quad (4)$$

де F_D^s і F_D^d — сили аеродинамічного гальмування, що діють відповідно на КА-пастуха та ОКС, ρ — щільність атмосфери, C_D — коефіцієнт аеродинамічного опору, S^s та S^d — площі міделевого 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 [16]

$$V_a^s = \begin{bmatrix} \dot{r} \\ r(\dot{\vartheta} - \omega_e \cos i) \\ r \omega_e \cos \vartheta \sin i \end{bmatrix},$$

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

де ω_e — кутова швидкість Землі, ϑ — аргумент широти, i — нахил орбіти.

Вільний рух об'єкта керування у напрямку, перпендикулярному до площини орбіти (3), 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. У зв'язку з цим проаналізуємо характер аеродинамічних збурень, що діють на систему у перпендикулярному до площини орбіти напрямку. Для орбіт з великим нахилом складова швидкості КА-пастуха у перпендикулярному до площини орбіти напрямку є функцією широти аргументу, отже змінюється з орбітальною частотою. Таким чином, для випадків, коли відношення міделевого перерізу КА-пастуха до його маси суттєво відрізняється від аналогічного відношення для ОКС, аеродинамічні збурення можуть бути причиною зростання амплітуди відносних коливань в напрямку, перпендикулярному до площини орбіти.

СУМАРНИЙ ІМПУЛЬС ДОДАТКОВОГО ЕЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ДВИГУНА

Для ясності та повноти викладу матеріалу коротко викладемо суть і результати досліджень, наведені в роботі [3]. При розрахунках витрат робочого тіла додаткового ЕРД в задачі відведення ОКС безконтактним методом з використанням аеродинамічного компенсатора 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 силу тяги у межах від максимально можливої до нульової.

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

Наведені в [3] оцінки залишаються в силі за умови, що під аеродинамічними силами слід розуміти їхні трансверсальні складові. Коротко

опишемо розрахунок витрат робочого тіла додатковим ЕРД. Індекс u в наступних співвідношеннях позначає трансверсальні складові відповідних векторів.

Необхідна сила компенсації F_c , розрахована з вимоги рівності трансверсальних прискорень КА-пастуха та ОКС, задається рівністю

$$F_c = T_{ep} \left(1 + \frac{m^s}{m^d} \right) - F_{a,y}^s + \left(\frac{m^s}{m^d} \right) \cdot F_{a,y}^d,$$

де T_{ep} — сила тяги основного ЕРД, $F_{a,y}^d$, $F_{a,y}^s$ — трансверсальні складові аеродинамічних сил, які діють на ОКС та КА-пастух без аеродинамічного компенсатора відповідно.

Аеродинамічний компенсатор розгорнуто у положення створення максимального аеродинамічного опору. По мірі зниження орбіти внесок у створення необхідної сили компенсації буде зростати. Відповідно до цього вкладу можна знижувати силу тяги додаткового ЕРД. Коли додатковий ЕРД буде вимкнено, регулювання необхідної сили компенсації можна робити, зменшуючи кут нахилу α_{ac} аеродинамічних пластин компенсатора до напрямку руху космічного апарата.

Коефіцієнт k_{ec} використання додаткового ЕРД

$$k_{ec} = \begin{cases} k_c, & \text{якщо } k_c > 0, \\ 0, & \text{якщо } k_c \leq 0, \end{cases}$$

$$k_c = (F_c - F_y^{ac}) / T_{epc},$$

де T_{epc} — максимальна сила тяги додаткового ЕРД, наприклад, прийнята рівною максимальному значенню F_c , F_y^{ac} — трансверсальна складова аеродинамічної сили, що діє на аеродинамічний компенсатор в його розгорнутому положенні, значення $k_{ec} = 0$ відповідає вимкненому додатковому ЕРД, значення $k_{ec} = 1$ — увімкненому на максимальну силу тяги.

Коефіцієнт використання аеродинамічного компенсатора k_{ac} , значення якого $k_{ac} = 0$ відповідає розташуванню аеродинамічних пластин паралельно напрямку руху, $k_{ac} = 1$ — перпендикулярно до напрямку руху, можна визначити співвідношенням

$$k_{ac} = \begin{cases} 1, & \text{якщо } k_{ec} > 0, \\ F_c / F_y^{ac}, & \text{якщо } k_{ec} = 0. \end{cases}$$

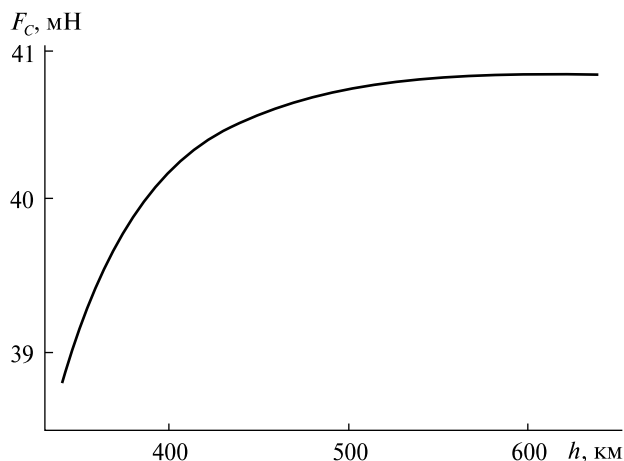


Рис. 2. Необхідна сила компенсації F_C в залежності від висоти орбіти

На рис. 2 та 3 наведено відповідно графіки зміни необхідної сили компенсації F_C та значень коефіцієнтів використання додаткового ЕРД та аеродинамічного компенсатора для набору вихідних даних, наведених нижче. Були прийняті такі значення величин: початкова висота орбіти $h_{\max} = 640$ км, кінцеве значення висоти орбіти $h_{\min} = 340$ км, маса КА-пастуха $m^s = 500$ кг, площа міделя $S^{\text{sc}} = 5$ м² КА-пастуха (без компенсатора), маса $m^d = 1575$ кг та площа міделя $S^d = 7.34$ м² ОКС, коефіцієнт аеродинамічного опору $C_D = 2.3$, площа пластин аеродинамічного компенсатора $S^a = 100$ м², швидкість зниження орбіти $v_h = -3$ км/доба, сила тяги основного ЕРД $T_{\text{ep}} = 31$ мН, питомий імпульс (ваговий) додаткового ЕРД $I_{\text{sp}} = 3400$ с. Як модель щільності атмосфери було використано експоненціальну загасаючу модель [15].

При прийнятих припущеннях імпульс (кількість руху) W , витрачений додатковим ЕРД за час зниження орбіти, можна представити у вигляді

$$W = \int_0^{t_{\text{down}}} T(t) dt = A / v_h,$$

$$A = \int_{h_{\max}}^{h_{\min}} T(h) dh,$$

де T — сила тяги додаткового ЕРД, t_{down} — час зниження орбіти. Значення необхідних для зни-

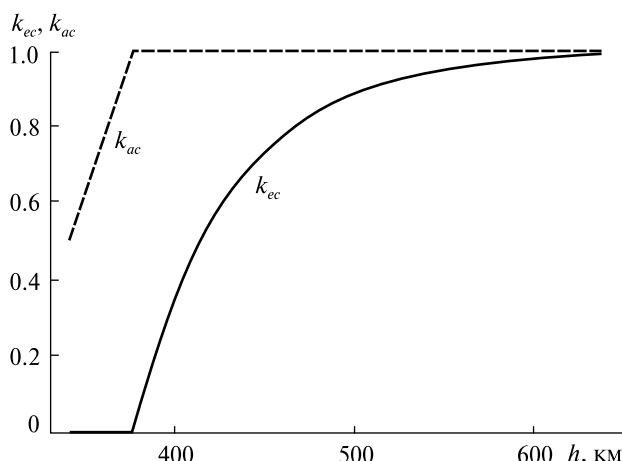


Рис. 3. Значення коефіцієнтів використання додаткового ЕРД і АК в залежності від висоти орбіти

Таблиця 1. Інтегральні величини W, G

Режим	W , кН·с	G , кг
Без використання аеродинамічного компенсатора	351	10.5
З використанням аеродинамічного компенсатора	245	7.3
Збережені ресурси	106	3.2

ження орбіти величин сумарного імпульсу W та кількості G робочого тіла додаткового ЕРД наведено в табл. 1.

СУМАРНИЙ ЗА ОРБІТАЛЬНИЙ ПЕРІОД ІМПУЛЬС ДВИГУНА КЕРУВАННЯ ВІДНОСНИМ ПОЛОЖЕННЯМ

Зробимо розрахунок сумарного імпульсу двигуна керування відносним положенням КА-пастуха в напрямку, перпендикулярному до площини орбіти. З цією метою відносний рух КА-пастуха і ОКС уздовж перпендикулярного до площини орбіти напрямку, викликаний аеродинамічним збуренням, опишемо рівнянням

$$\ddot{z} + kz = a_{Dz} + u_z, \quad (5)$$

де a_{Dz} — складова різниці аеродинамічних прискорень a_D вздовж перпендикулярного до площини орбіти напрямку, u_z — керівна дія вздовж цього напрямку.

Для подальших аналітичних розрахунків у виразі (4) для різниці аеродинамічних прискорень a_D будемо нехтувати складовими вектора відносного положення L 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: $V_a^d = V_a^s$. Тоді для кругової орбіти вираз для a_{Dz} можна представити у вигляді

$$a_{Dz} = \Phi \cdot \cos \Omega t, \quad (6)$$

де Φ — амплітуда гармонійної збурювальної дії (значення амплітуди залежить від параметрів орбіти і характеристик КА-пастуха і ОКС), Ω — кругова частота орбіти.

Для вибору алгоритму керування використаємо метод біноміального розподілу коренів характеристичного рівняння, який забезпечує задану швидкодію при монотонності перехідного процесу. Відповідно до цього методу

$$u_z = -(\Omega_0^2 - k) \cdot z - 2\Omega_0 \cdot \dot{z}, \quad (7)$$

де Ω_0 — параметр керування, який вибирається.

Рівняння (5) з урахуванням (6) і (7) і з урахуванням того, що для кругової орбіти значення k чисельно дорівнює Ω^2 , набуває вигляду рівняння затухаючого гармонійного осцилятора з одиничним коефіцієнтом згасання:

$$\ddot{z} + 2\Omega_0 \dot{z} + \Omega_0^2 z = \Phi \cdot \cos \Omega t.$$

Його загальний розв'язок має вигляд

$$z = e^{-\Omega_0 t} (c_1 t + c_2) + A \cdot \cos(\Omega t - \phi), \quad (8)$$

де c_1, c_2 — параметри початкового руху, які зумовлюють перехідний процес, A і ϕ — амплітуда і фаза вимушених коливань, що в нашому випадку визначаються рівностями

$$\begin{aligned} \operatorname{tg} \phi &= 2\Omega_0 \Omega / (\Omega_0^2 - \Omega^2), \\ A &= \frac{\Phi}{\Omega_0^2 + \Omega^2}. \end{aligned} \quad (9)$$

Оцінимо витрати на корекцію відхилень в перпендикулярному до площини орбіти напрямку, викликаних дією збурення у цьому напрямку, в нашому випадку гармонійним, а не на корекцію початкових відхилень по положенню і швидкості. Припускаючи порівняно мале значення тривалості перехідного процесу, надалі

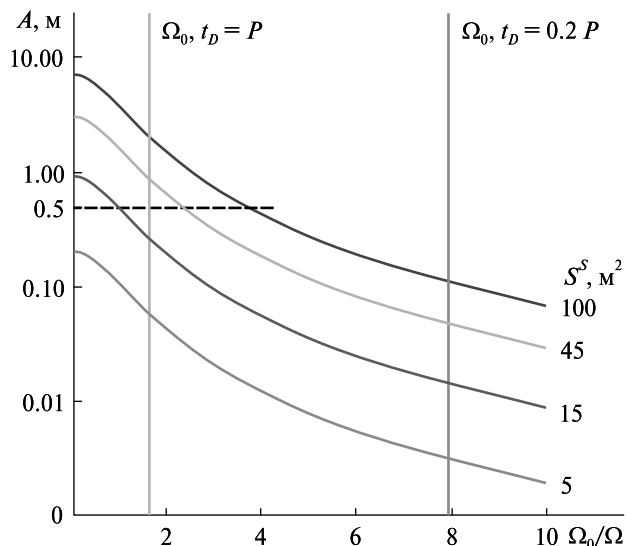


Рис. 4. Залежність амплітуди вимушених коливань від значення параметра Ω_0 для висоти орбіти $h = 340$ км і різних значень S^s (числа біля кривих)

у виразі (8) для розв'язку z обмежимося другим доданком, тобто вимушеною складовою:

$$\begin{aligned} z &= A \cdot \cos(\Omega t - \phi), \\ \dot{z} &= -A \cdot \Omega \cdot \sin(\Omega t - \phi). \end{aligned} \quad (10)$$

Тоді вираз (7) керівної дії з урахуванням (9) і (10) можна подати у вигляді (тобто для сталих коливань в перпендикулярному до площини орбіти напрямку справедливо наступне)

$$u_z = -\Phi \cdot \cos(\Omega t). \quad (11)$$

Отримуємо, що керівна (гармонійна) дія повторює збурювальну дію з протилежним знаком. Амплітуда керівної дії залежить від амплітуди Φ збурювальної дії та не залежить від параметра Ω_0 , тоді як амплітуда A розв'язку z залежить від Ω_0 .

З урахуванням (11) можна показати, що сумарний імпульс I_P , необхідний для корекції відхилень в перпендикулярному до площини орбіти напрямку за час орбітального періоду P , дається співвідношенням

$$I_P = m^s \cdot \int_0^P |u_z| dt = \frac{4m_s \Phi}{\Omega}. \quad (12)$$

Зі співвідношення (12) випливає, що сумарний за орбітальний період імпульс I_P не зале-

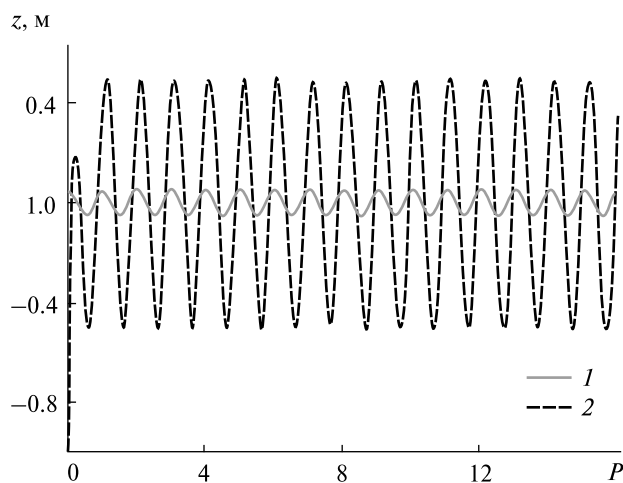


Рис. 5. Відхилення вздовж напрямку, перпендикулярного до площини орбіти

жить від амплітуди A вимушених коливань z , не залежить від параметра керування Ω_0 , а залежить від амплітуди збурювальної дії Φ , і кругової частоти орбітального періоду Ω .

ВИБІР ПАРАМЕТРА КЕРУВАННЯ Ω_0

На рис. 4 наведено залежність амплітуди A вимушених коливань від значення параметра Ω_0 для значень величин Φ і Ω , що відповідають висоті $h = 340$ км для різних значень S^s КА-пастуха з аеродинамічним компенсатором. Припустима амплітуда вимушених коливань вибирається з вимоги забезпечення ефективної дії іонного потоку основного ЕРД на рух ОКС, і для оговорених вихідних даних може бути прийнята рівною 0.5 м. Значення Ω_0 , що відповідають значенням $A < 0.5$ м, більше (правіше) абсциси точки перетину прямої $A = 0.5$ м (штрихова лінія) і відповідної кривої. Зокрема, видно, що амплітуда A при $S^s = 5$ м² не може перевищувати 0.2 м при будь-якому значенні параметра Ω_0 . Час згасання власних коливань $t_D = 10/\Omega_0$ прийнято не більшим, ніж $t^* = 0.2P$. Значення Ω_0 , що відповідає значенню $t_D = t^* = 0.2 \cdot 2\pi/\Omega$, наведено на рисунку у вигляді правої вертикальної лінії. Значення Ω_0 , що відповідають вимозі $t_D \leq t^*$, лежать правіше цієї вертикальної лінії. Тобто, ми бачимо, що прийнята вимога за часом заспокоєння перехідного процесу виявляється більш

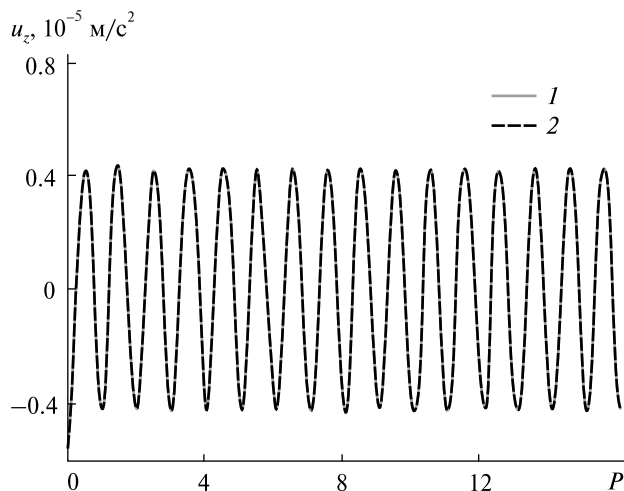


Рис. 6. Керівна дія u_z вздовж напрямку, перпендикулярного до площини орбіти

жорсткою, ніж вимога щодо обмеження амплітуди вимушених коливань. Наприклад, для значень Ω_0 , що відповідають умові $t_D \leq t^*$, амплітуда коливань буде не більшою, ніж 2 мм для $S^s = 5$ м², 13 мм для $S^s = 15$ м², 50 мм для $S^s = 45$ м² і 100 мм для $S^s = 100$ м².

На рис. 5 і 6 проілюстровано вплив значення параметра Ω_0 на корекцію відхилень, викликаних дією, що збурює вздовж перпендикулярного до площини орбіти напрямку, у вигляді графічних залежностей відхилень z і керівної дії u_z від часу, вираженого в одиницях орбітального періоду P . Графічні залежності отримано шляхом числового моделювання рівнянь руху (1)–(4) з урахуванням керівної дії (7). Цифри 1 і 2 на рис. 5 і 6 відповідають двом розглянутим варіантам: 1 — вимога за часом заспокоєння $t_D \leq 0.2P$ (права вертикальна пряма на рис. 4). У цьому випадку вона є визначальною для вибору параметра Ω_0 ; 2 — вимога за часом заспокоєння $t_D \leq 1.0P$ (ліва вертикальна пряма на рис. 4). У цьому випадку визначальною для вибору параметра Ω_0 є вимога $A \leq 0.5$ м.

У табл. 2 наведено дані, що дозволяють порівняти значення амплітуди A і сумарного за період імпульсу I_P двигуна, отримані числовим моделюванням рівнянь відносного руху, з відповідними значеннями, отриманими за аналітичними виразами (9) і (12).

Таблиця 2. Порівняння результатів моделювання і аналітичних співвідношень

Варіант	Параметри, визначені шляхом числового моделювання					За формулами (9) і (12)			
1	Ω_0	Ω_0	Ω_0	Ω_0/Ω	A	I_P	$A = \frac{\Phi}{\Omega_0^2 + \Omega^2}$	$I_P = \frac{4m^s \Phi}{\Omega}$	t_D
	$A \leq 0.5$	$t_D \leq 0.2 \cdot P$							
	0.002590	0.009138	0.009138	7.9577	0.0472	6.9606	0.0472	6.9770	0.2P
2	Ω_0	Ω_0	Ω_0	Ω_0/Ω	A	I_P	$A = \frac{\Phi}{\Omega_0^2 + \Omega^2}$	$I_P = \frac{4m^s \Phi}{\Omega}$	t_D
	$A \leq 0.5$	$t_D \leq 1.0 \cdot P$							
	0.002590	0.001828	0.002590	2.2521	0.5008	6.9906	0.5003	6.9770	0.7P

Результати моделювання відносного руху, представлені на рис. 5 і 6, та дані табл. 2 підтверджують допустимість застосування наведених вище співвідношень і висновків.

СУМАРНИЙ ЗА ЧАС ЗНИЖЕННЯ ОРБИТИ ІМПУЛЬС ДВИГУНА КЕРУВАННЯ ВІДНОСНИМ ПОЛОЖЕННЯМ

Максимальна швидкість потоку $(V_a^s)_z$, що набігає в перпендикулярному до площини орбіти напрямку

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

має найбільше значення при нахилі орбіти $i = 90^\circ$. Вираз для амплітуди гармонійного впливу з точністю до часток відсотка має вигляд

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

де $|V_{orb}|$ — модуль вектора швидкості потоку, що набігає, дорівнює

$$\sqrt{\mu / r + (V_a^s)_z^2}$$

але з оговореною точністю можна прийняти

$$|V_{orb}| = \sqrt{\mu / r}$$

Для фіксованого значення нахилу орбіти (прийнято $i = 90^\circ$) і заданих характеристик КА-пастуха і ОКС амплітуда збурювальної гармонійної дії є функцією $\Phi = \Phi(h, S_s)$ висоти орбіти h і площі міделя КА-пастуха, величиною якого ми можемо керувати. Знаючи залежність

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

можна розглядати функцію $\Phi = \Phi(h)$ як функцію тільки одного аргументу h . Тоді сумарний імпульс I_Σ , необхідний для корекції відхилень у перпендикулярному до площини орбіти на-

прямку за час зниження орбіти, дорівнює

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

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

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

На рис. 7 наведено графік зміни імпульсу I_P , необхідного для корекції відхилень у перпендикулярному до площини орбіти напрямку за час орбітального періоду P в залежності від висоти орбіти. На рис. 8 приведено графік зміни сумарного імпульсу I_Σ , необхідного для керування відносним рухом у перпендикулярному до площини орбіти напрямку по мірі зниження орбіти. Суцільні лінії на рисунках відповідають випадку використання аеродинамічного компенсатора, штрихові — відсутності аеродинамічного компенсатора, точкові лінії показують різницю відповідних величин для цих випадків. Розрахунки відповідають оговореним вихідним даним.

Результати розрахунків показують, що керування відносним рухом у перпендикулярному до площини орбіти напрямку при використанні аеродинамічного компенсатора потребує додат-

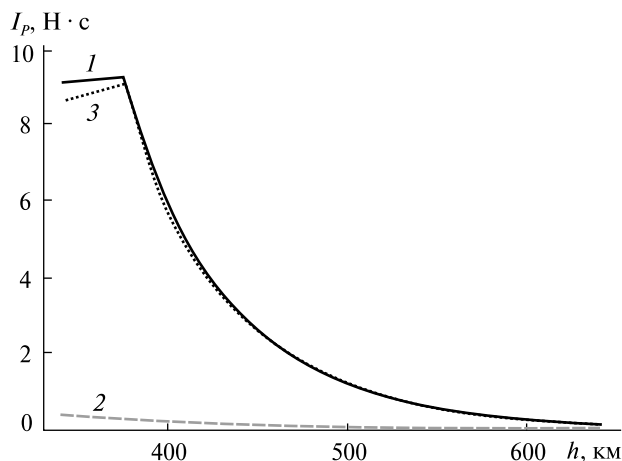


Рис. 7. Імпульс для корекції відхилень у напрямку, перпендикулярному до площини орбіти, за орбітальний період (крива 1 — I_p , 2 — I_{pout} , 3 — $I_p - I_{pout}$)

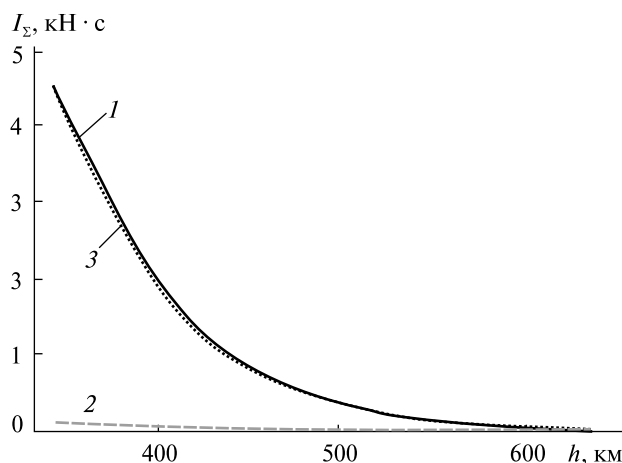


Рис. 8. Сумарний імпульс для керування рухом вздовж напрямку, перпендикулярного до площини орбіти, по мірі зниження (крива 1 — I_Σ , крива 2 — $I_{\Sigma out}$, крива 3 — $I_\Sigma - I_{\Sigma out}$)

кового сумарного імпульсу 4.35 кН·с, що при питомому імпульсі 220 с (гідрозинний двигун) відповідає 2 кг палива, або при питомому імпульсі 3400 с (іонний двигун) відповідає 0.13 кг робочого тіла — ксенону.

На рис. 9—14 наведено результати числового моделювання рівнянь (1)—(4) у вигляді графічних залежностей відхилень у перпендикулярному до площини орбіти напрямку від часу, вираженого в одиницях орбітального періоду P , для

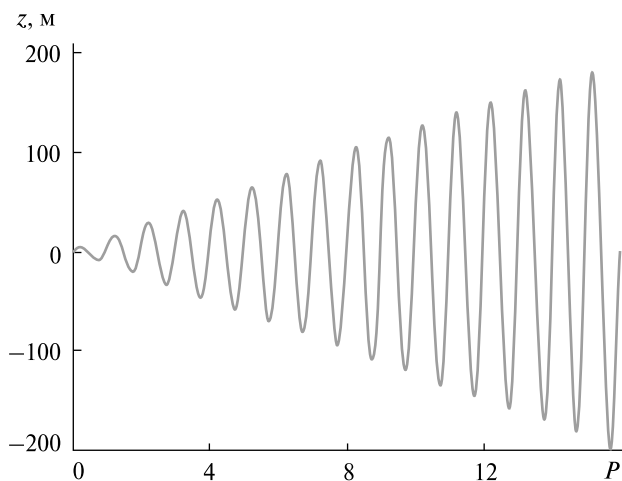


Рис. 9. Відхилення вздовж перпендикулярного до площини орбіти напрямку (керування вздовж цього напрямку немає, $h = 340$ км)

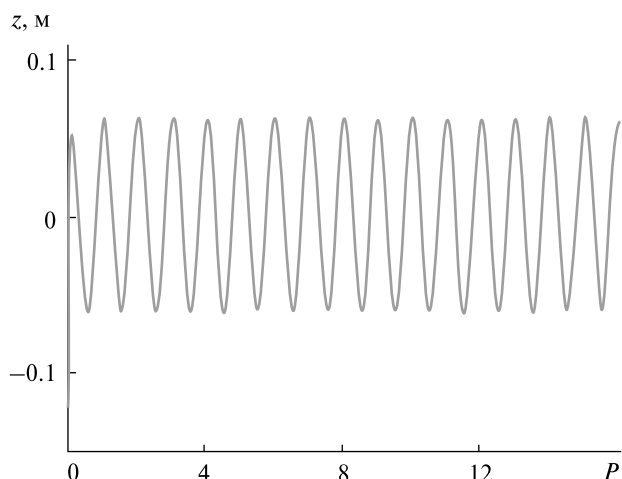


Рис. 10. Відхилення вздовж перпендикулярного до площини орбіти напрямку (керування вздовж цього напрямку є, $h = 340$ км)

різних значень фіксованої висоти орбіти при часі заспокоєння $t_D = 0.2P$. Рис. 9, 11, 13 відповідають випадку, коли керування у перпендикулярному до площини орбіти напрямку відсутнє, рис. 10, 12, 14 відображають результати, отримані з використанням керування за алгоритмом (7). У другому випадку були задані початкові відхилення у перпендикулярному до площини орбіти напрямку, що дорівнюють двом амплітудам усталеного руху.

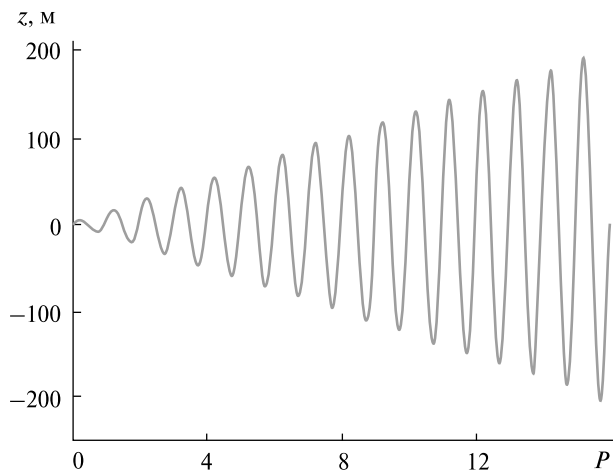


Рис. 11. Відхилення вздовж перпендикулярного до площини орбіти напрямку (керування немає, $h = 375$ км)

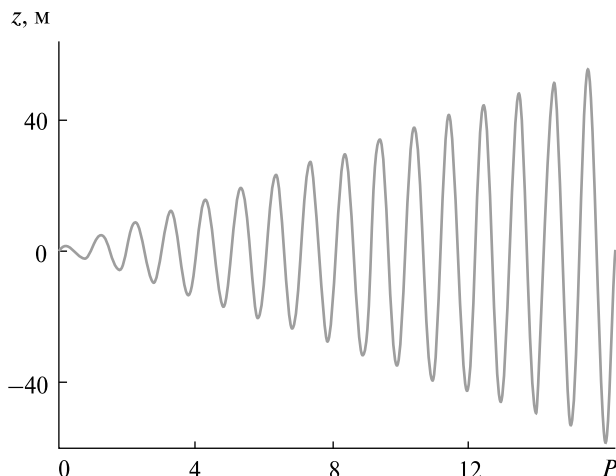


Рис. 13. Відхилення вздовж перпендикулярного до площини орбіти напрямку (керування немає, $h = 450$ км)

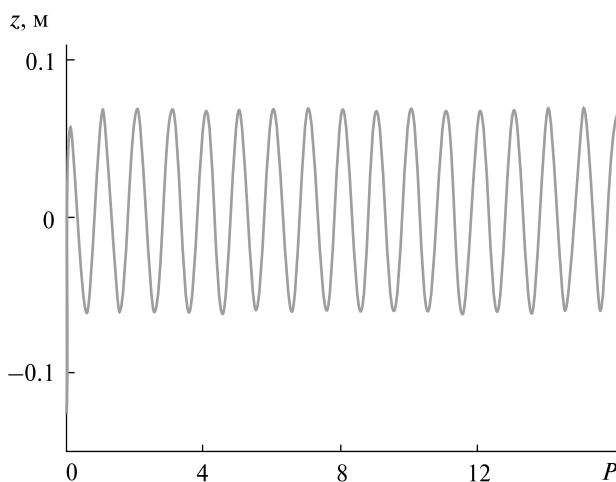


Рис. 12. Відхилення вздовж перпендикулярного до площини орбіти напрямку (керування ϵ , $h = 375$ км)

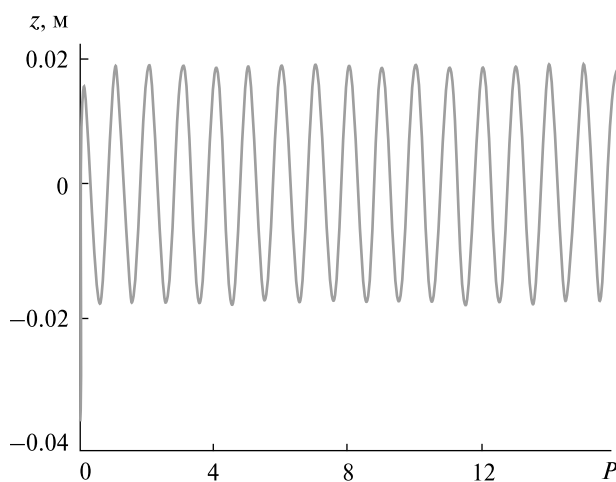


Рис. 14. Відхилення вздовж перпендикулярного до площини орбіти напрямку (керування ϵ , $h = 450$ км)

Із результатів моделювання випливає, що при відсутності керування у перпендикулярному до площини орбіти напрямку технологія безконтактного видалення космічного сміття, що розглядається, стає недієздатною. У табл. 3 наведено відповідні значення параметра Ω_0 , ефективної площі аеродинамічного компенсатора $k_{ac} \cdot S^a(h)$ і визначених за результатами числового моделювання сумарних за орбітальний період імпульсів I_P для представлених на рисунках значень висоти орбіти.

Значення імпульсу I_P , наведені в табл. 3, добре узгоджуються з наведеним на рис. 7 їхнім графічним представленням, що підтверджує справедливість здійснених вище інтегральних оцінок. Розрахунки наведено для кругових орбіт з нахилом 90° , але зроблені висновки зберігаються і для інших орбіт, тому що, як показано в роботі [11], збільшення ексцентриситету орбіти не призводить до збільшення аеродинамічних збурень у перпендикулярному до площини орбіти напрямку та, як видно з формули (4),

Таблиця 3. Розраховані значення параметрів моделі

Висота орбіти h , км	Площа компенсатора $k_{ac} \cdot S^a(h)$, м ²	Параметр керування Ω_0 , с ⁻¹	Імпульс за період I_p , Н·с
340	50.3	0.00914	9.03
375	100.0	0.00907	9.22
450	100.0	0.00892	2.57

величина цих збурень для інших нахилів орбіти буде меншою, ніж у випадку, який розглянуто вище.

ВИСНОВКИ

При дослідженні відносного руху космічного апарата-пастуха та об'єкта космічного сміття при безконтактній технології його видалення з використанням аеродинамічного компенсатора необхідно враховувати аеродинамічні збурення у напрямку, перпендикулярному до площини орбіти. Схема безконтактного видалення космічного сміття, що розглядається, вимагає наяв-

ності системи корекції відхилень у перпендикулярному до площини орбіти напрямку.

Технологія безконтактного видалення космічного сміття з використанням аеродинамічного компенсатора дозволяє заощадити близько 100 кН·с імпульсу додаткового електрореактивного двигуна, але натомість для орбіти з нахилом $i = 90^\circ$ призводить до додаткових витрат приблизно 4 кН·с імпульсу двигуна керування відносного положення космічного апарата. У перерахунку на вагу робочого тіла маємо економію 3 кг ксенону для іонного додаткового двигуна проти додаткової витрати 2 кг гідразину або 0.13 кг ксенону для двигуна керування відносного положення в залежності від типу двигуна.

Отримані оцінки показують доцільність використання аеродинамічного компенсатора при безконтактному відведенні об'єктів космічного сміття з урахуванням аеродинамічного збурення у напрямку, перпендикулярному до площини орбіти, але перевага використання такого елемента більш вагома при застосуванні іонного двигуна у системі керування відносним положенням КА-пастуха.

ЛІТЕРАТУРА

1. Алпатов А. П., Своробін Д. С., Скорик О. Д. Система безконтактного видалення об'єктів космічного сміття з навколоземних орбіт з аеродинамічним компенсатором. *Техн. мех.* 2016. № 3. С. 51–56.
2. Дронь Н. М., Голубек А. В., Дреус А. Ю., Дубовик Л. Г. Перспективы использования комбинированного метода очистки околоземного пространства от крупногабаритного космического мусора. *Космічна наука і технологія.* 2019. 25, № 6. С. 61–69.
3. 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.
4. Хорошилов С. В. Система керування відносним рухом космічного апарата для безконтактного видалення космічного сміття. *Наука та інновації.* 2018. 14, № 4. С. 5–17.
5. Хорошилов С. В. Алгоритм управления относительным движением в плоскости орбиты космического аппарата для бесконтактного удаления космического мусора. *Космічна наука і технологія.* 2019. 25, № 1. С. 14–26.
6. Alpatov A., Khoroshylov S., Bombardelli C. Relative control of an ion beam shepherd satellite using the impulse compensation thruster. *Acta Astronaut.* 2018. 151. P. 543–554.
7. Alpatov A., 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.
8. 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 Techn. rept.* 2011. 90 p.
9. Bombardelli C., Pelaez J. Ion beam shepherd for contactless space debris removal. *J. Guidance, Control and Dyn.* 2011. 34(3). P. 916–920.
10. Bombardelli C., Urrutxua H., Merino M., Ahedo E., Pelaez J. Relative dynamics and control of an ion beam shepherd satellite. *Adv. Astronaut. Sci.* 2012. 143 p.
11. Khoroshylov S. Out-of-plane relative control of an ion beam shepherd satellite using yaw attitude deviations. *Acta Astronaut.* 2019. 164. P. 254–261.

12. Kumara K. D., Bang H. C., Tahk M. J. Satellite formation flying using along-track thrust. *Acta Astronaut.* 2007. **61**(7–8). P. 553–564.
13. Lawden D. F. *Optimal Trajectories for Space Navigation*. London: Butterworths, 1963.
14. Leonard C. L., Hollister W. M., Bergmann E. V. Orbital formation keeping with differential drag. *J. Guidance, Control and Dyn.* 1989. **12**(1). P. 108–113.
15. Markley F. L., Crassidis J. L. *Fundamentals of spacecraft attitude determination and control*. New York: Springer Science + Business Media, 2014. 486 p.
16. Reid T., Misra A. Formation flight of satellites in the presence of atmospheric drag. *J. Aerosp. Eng. Sci. Appl.* 2011. **3**(1). P. 64–91.
17. Starin R. S., Yedavalli R. K., Sparks A.G. Spacecraft formation flying maneuvers using linear-quadratic regulation with no radial axis inputs. *AIAA Pap.* 2001. P. 1–9.
18. Vallado D. A. *Fundamentals of astrodynamics and applications*. Hawthorne, CA: Microcosm Press, 2007.

Стаття надійшла до редакції 11.06.2020

REFERENCES

1. Alpatov A. P., Svorobin D. S., Skoryk O. D. (2016). System for contactless removal of space debris from near-Earth orbits using an aerodynamic compensator. *Techn. Mech.*, № 3, 51–56 [in Ukrainian].
2. Dron M. M., Golubek O. V., Dreus A. Yu., Dubovik L. G. (2019). Prospects for the use of the combined method for deorbiting of large-scale space debris from near-Earth space. *Space Sci. and Technol.*, **25**(6), 61–69 [in Russian].
3. Svorobin D. S., Fokov A. A., Khoroshylov S. V. (2018). Analysis of the feasibility of using an aerodynamic compensator for contactless removal of space debris. *Aerospace eng. and technol.*, № 6, 4–11 [in Russian].
4. Khoroshylov S. V. (2018). Relative motion control system of spacecraft for contactless space debris removal. *Sci. innov.*, **14**(4), 5–16.
5. Khoroshylov S. V. (2019). The low to control the in-plane relative motion of a spacecraft for contactless space debris removal. *Space Sci. and Technol.*, **25**(1), 14–26 [in Russian].
6. Alpatov A., Khoroshylov S., Bombardelli C. (2018). Relative control of an ion beam shepherd satellite using the impulse compensation thruster. *Acta Astronaut.*, **151**, 543–554.
7. Alpatov A. P., Maslova A. I., Khoroshylov S. V. (2018). *Contactless de-orbiting of space debris by the ion beam. Dynamics and Control*. Beau Bassin: LAP Lambert Academic Publishing.
8. Bombardelli C., Merino M., Ahedo E., Pelaez J., Urrutxua H., Iturri-Torreay A., Herrera-Montojoy J. (2011). Ariadna call for ideas: Active removal of space debris ion beam shepherd for contactless debris removal. *ESA Techn. rept.*, 90.
9. Bombardelli C., Pelaez J. (2011). Ion beam shepherd for contactless space debris removal. *J. Guidance, Control, and Dyn.*, **34**(3), 916–920.
10. Bombardelli C., Urrutxua H., Merino M., Ahedo E., Pelaez J. (2012). Relative dynamics and control of an ion beam shepherd satellite. *Adv. Astronaut. Sci.*, 143 p.
11. Khoroshylov S. (2019). Out-of-plane relative control of an ion beam shepherd satellite using yaw attitude deviations. *Acta Astronaut.*, **164**, 254–261.
12. Kumara K. D., Bang H. C., Tahk M. J. (2007). Satellite formation flying using along-track thrust. *Acta Astronaut.* **61**(7–8), 553–564.
13. Lawden D. F. (1963). *Optimal trajectories for space navigation*. London: Butterworths.
14. Leonard C. L., Hollister W. M., Bergmann E. V. (1989). Orbital formation keeping with differential drag. *J. Guidance, Control and Dyn.*, **12**(1), 108–113.
15. Markley F. L., Crassidis J. L. (2014). *Fundamentals of spacecraft attitude determination and control*. New York: Springer Science + Business Media.
16. Reid T., Misra A. (2011). Formation flight of satellites in the presence of atmospheric drag. *J. Aerosp. Eng. Sci. Appl.*, **3**(1), 64–91.
17. Starin R. S., Yedavalli R. K., Sparks A.G. (2001). Spacecraft formation flying maneuvers using linear-quadratic regulation with no radial axis inputs. *AIAA Pap.*, 1–9.
18. Vallado D. A. (2007). *Fundamentals of astrodynamics and applications*. Hawthorne, CA: Microcosm Press.

Received 11.06.2020

A. A. Fokov, Senior researcher, Cand. Sci. in Tech.

ORCID.org/0000-0003-2934-7270

E-mail: oafokov@ukr.net

S. V. Khoroshylov, Leading researcher, Dr. Sci. in Tech., Professor

ORCID.org/0000-0001-7648-4791

E-mail: skh@ukr.net

D. S. Svorobin, Junior researcher

ORCID.org/0000-0002-9856-8619

E-mail: svod.itm@gmail.com

Institute of technical mechanics of NASU and SSAU

15 Leshko-Popel Str., Dnipro, 49005 Ukraine

OUT-OF-PLANE RELATIVE MOTION OF A SPACECRAFT WITH AN AERODYNAMIC COMPENSATOR DURING CONTACTLESS SPACE DEBRIS REMOVAL

The article investigates the feasibility of using an aerodynamic compensator for contactless removal of space debris from low Earth orbits, taking into account aerodynamic disturbances in the direction perpendicular to the orbital plane. The object of the research is a modified scheme of the “ion beam shepherd” de-orbiting concept. The modification consists in replacing an additional electric thruster with an aerodynamic compensator designed to compensate the shepherd spacecraft motion caused by the reaction force of the main electric thruster, the ion plume of which creates a “braking” effect on the space debris object. The shepherd spacecraft with the aerodynamic compensator has a relatively large cross-sectional area. In this case, it is necessary to control the relative motion caused by the aerodynamic disturbances in the direction perpendicular to the orbital plane. This control requires additional propellant for the thrusters of the relative motion control system of the shepherd spacecraft. The article presents the calculation of the propellant consumption using a number of simplifying assumptions. The validity of these assumptions is verified by numerical integration of the equations of relative motion. The feasibility of using the aerodynamic compensator for contactless removal of space debris, taking into account aerodynamic disturbances acting in the direction perpendicular to the orbital plane, is shown.

Keywords: space debris removal, the “ion beam shepherd” concept, aerodynamic compensator, relative motion control, out-of-plane direction, propellant consumption.