

**С.В. Хорошилов**

Інститут технічної механіки Національної академії наук України  
та Державного космічного агентства України,  
вул. Лешко-Попеля, 15, Дніпро, 49005, Україна,  
+380 56 372 0640, +380 56 372 0640, office.itm@nas.gov.ua

## СИСТЕМА КЕРУВАННЯ ВІДНОСНИМ РУХОМ КОСМІЧНОГО АПАРАТУ ДЛЯ БЕЗКОНТАКТНОГО ВИДАЛЕННЯ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ



**Вступ.** Розглянуто питання створення системи керування космічного апарату для безконтактного видалення космічного сміття з використанням технології «Пастух з іонним променем». Ця система необхідна для того, щоб забезпечити умови ефективної передачі іонним променем гальмуючого імпульсу об'єкту космічного сміття в фазі відведення.

**Проблематика.** При синтезі та аналізі системи необхідно враховувати вплив іонного променя, широкий спектр орбітальних збурень, неточності визначення відносного положення та реалізації керуючих впливів, нестационарність і параметричну невизначеність об'єкта керування, а також обмеження на керування.

**Мета.** Синтез системи керування відносним рухом космічного апарату для безконтактного видалення космічного сміття.

**Матеріали й методи.** Для синтезу системи використано метод змішаної чутливості. Вимоги до регулятора задано в частотній області за допомогою обраних вагових функцій. Аналіз робастності системи виконано на базі методології структурованих сингулярних чисел.

**Результати.** Робастність системи та відповідність заданим вимогам підтверджено як за допомогою формального критерію, так і шляхом комп'ютерного моделювання. Показано, що раціональне зниження вимог до точності керування дозволяє істотно знизити витрату робочого тіла на підтримку відносного положення при збереженні прийнятної швидкості відведення космічного сміття.

**Висновки.** Синтезовано систему керування, яка забезпечує необхідний компроміс між робастною стійкістю, якістю і витратами на керування з урахуванням широкого спектра розглянутих збурень.

**Ключові слова:** система керування, відносний рух, космічне сміття, концепція «Пастух з іонним променем», робастна стійкість.

На сьогодні забруднення навколоземного космічного простору техногенними об'єктами, які не виконують корисних функцій (уламки ступенів ракет-носіїв, космічні апарати, що не функціонують, та ін.) досягло критичного рівня [1]. У зв'язку з цим, космічним співтовариством активно вивчається питання безпосереднього видалення орбітальних об'єктів з навколоземних орбіт для вирішення проблеми

космічного сміття. Концепція безконтактного відведення орбітальних об'єктів, яка отримала назву «Пастух з іонним променем» (ПП) [2], має ряд переваг порівняно з іншими відомими підходами: ефективність відведення, низький рівень ризику, можливість повторного використання, технологічна готовність.

Концепція ПП передбачає встановлення на космічному апараті (КА) основного і компенсуючого електрореактивних двигунів. Цей КА називають «Пастух з іонним променем»

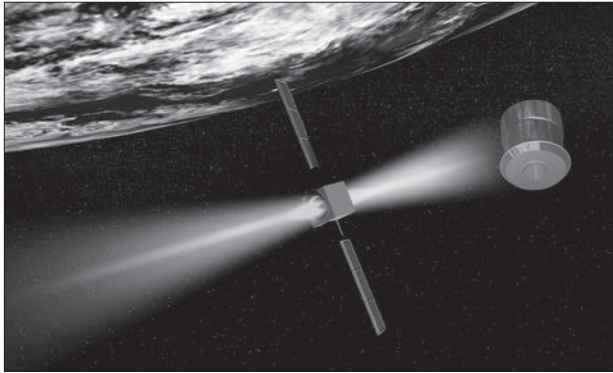


Рис. 1. Представлення концепції ППП

(КА-ППП). Потік іонів основного електрореактивного двигуна (ОЕД) спрямований на об'єкт космічного сміття (ОКС) та використовується як засіб, що передає йому гальмуючий силовий імпульс. Компенсуючий електрореактивний двигун (КЕД) спрямований таким чином, щоб компенсувати реактивну силу ОЕД (рис. 1).

Для забезпечення ефективного відведення, необхідно підтримувати певну відстань між КА-ППП і ОКС, яка не повинна перевищувати декількох діаметрів об'єкта, що відводиться. При цьому слід зазначити, що недостатньо лише компенсувати реактивну силу ОЕД, оскільки некерований відносний рух угруповання, що розглядається, є нестійким. Тому, на КА-ППП повинна бути передбачена система керування рухом його центру мас відносно ОКС [2]. Розробка такої системи керування ускладнена низкою факторів, основними з яких є наступні:

- † космічне сміття — це об'єкти, що не взаємодіють з КА-ППП. Внаслідок цього, як правило, маса ОКС точно не відома, а точність вимірювання вектора стану є невисокою;
- † математична модель відносної динаміки в загальному випадку є нестационарною;
- † при розробці системи важливо досягти компромісу між робастною стійкістю, якістю керування та витратами робочого тіла на підтримку необхідного відносного положення.

Через новизну технології ППП на сьогодні існує обмежена кількість публікацій з різних аспектів її розвитку, і лише поодинокі робо-

ти, що присвячені проблемі керування. У зв'язку з цим при створенні системи керування КА-ППП доцільно використовувати результати вирішення інших схожих завдань. Найбільш близьким до запропонованого завдання є керування КА для зближення з цільовим об'єктом і подальшого стикування. Наприклад, в роботі [3] представлено результати розробки системи керування причалювання до орбітальної станції. Авторами доповіді [4] використано  $\mu$ -синтез для розробки системи зближення і стикування з об'єктами, які не мають спеціальних засобів для виконання таких операцій.

Крім цих робіт, варто так само відзначити низку публікацій з теорії керування, які можуть бути корисними при вирішенні окресленого завдання. У статті [5] наведено практичні результати розробки багатовимірних систем керування зі зворотним зв'язком в умовах невизначеності. Авторами статті [6] виконано  $H_2$ -синтез з урахуванням параметричної невизначеності об'єкта керування. Проблема забезпечення робастної якості для об'єктів з невизначеністю, яка залежить від часу, досліджена в роботі [7]. У статті [8] для керування невизначеним об'єктом використано спостерігач розширеного стану.

Серед обмеженого переліку робіт, присвячених безпосередньо ППП, слід виокремити статтю [2], де лише сформульовано проблему керування відносним рухом КА-ППП і зазначено її складність та важливість. В роботі [9] запропоновано оригінальний метод визначення сили, переданої іонним променем, який може бути реалізований безпосередньо на борту КА-ППП з використанням фотокамери [10]. У статті [11] представлено результати валідації цього методу. Безпосередньо динаміці та керуванню КА-ППП присвячено статтю [12], результати якої базуються на припущенні, що параметри відносного руху вимірюються без похибок, а маса ОКС є точно відомою. Але зазначені припущення істотно обмежують використання цих результатів.

Таблиця 1

Вихідні дані дослідження

Параметри	Значення
Початкова висота орбіти, км	640
Кінцева висота орбіти, км	340
Нахил орбіти, град	90
Ексцентриситет	0...0,05
Маса КА-ППП, кг	500 ± 50
Маса ОКС, кг	1575 ± 315
Точність визначення положення об'єкта космічного сміття в орбітальній системі координат по кожній з осей, м	≤0,5
Номінальна тяга ОЕД, Н	0,031
Період дискретизації системи керування, с	1
Номінальна тяга реактивних виконавчих органів, Н	2
Мінімальний імпульс тяги реактивних виконавчих органів, Нс	0,01

Нижче викладено результати синтезу та аналізу системи керування рухом КА-ППП відносно ОКС. Завдання вирішено з урахуванням як необхідного компромісу між робастною стійкістю, якістю та витратами на керування, так і особливостей впливів, переданих іонним променем, зовнішніх збурень, неточності визначення відносного положення, неідеальностей реактивних виконавчих органів.

Основним призначенням системи керування, що розглядається, є підтримка заданого положення КА-ППП відносно ОКС в процесі його відведення з квазікругової низької навколосемної орбіти.

Для вимірювання координат вектора, який визначає положення КА-ППП відносно ОКС, в складі системи застосовано датчики, що використовують технологію LIDAR (*Light Identification Detection and Ranging* – виявлення, ідентифікація та визначення дальності за допомогою світла).

Виконавчими органами системи керування є гідразинові реактивні двигуни (ГРД) з широтно-імпульсним модулятором (ШІМ) тяги. Ширина імпульсу обчислюється таким чином:

$$t_{on} = \frac{F}{F_{th}} T, t_{on} \leq T,$$

де  $F$  – значення величини керуючого впливу на виході регулятора;  $F_{th}$  – номінальна тяга ГРД;  $T$  – період дискретизації регулятора.

Незважаючи на те, що ШІМ – це істотно дискретний пристрій, він не має негативного впливу на смугу пропускання та запаси стійкості системи, а лише вносить додаткове демпфірування [13]. У зв'язку з цим ШІМ варто виключити з складу системи на етапах синтезу регулятора, обмежившись лише урахуванням заданої точності реалізації керуючих впливів. Разом з цим на заключному етапі валідацію синтезованого регулятора буде виконано з використанням нелінійної моделі динаміки системи «КА-ППП – ОКС», а також з урахуванням ШІМ.

Синтез системи й аналіз динаміки виконано для вихідних даних, наведених у таблиці 1.

**МАТЕМАТИЧНА МОДЕЛЬ ВІДНОСНОЇ ДИНАМІКИ**

Для математичного опису руху системи «КА-ППП – ОКС» використовуємо орбітальну систему координат  $Oxyz$ . Початок орбітальної системи координат (ОСК) збігається з центром мас КА-ППП. Вісь  $Ox$  збігається з напрямком радіус-вектора, що визначає центр мас КА-ППП відносно центру мас Землі. Вісь  $Oz$  збігається з нормаллю до площини, що проходить через вісь і вектор орбітальної швидкості КА-ППП, і спрямована в бік позитивних значень орбітального кінетичного моменту. Вісь  $Oy$  доповнює систему до правої системи координат.

Положення ОКС відносно ОСК визначається радіус-вектором  $L$ . Відносна динаміка системи «КА-ППП – ОКС» може бути описана за допомогою наступної лінеаризованої системи рівнянь [14]:

$$\begin{aligned} \ddot{x} - \omega^2 x - 2\omega \dot{y} - \dot{\omega} y - kx &= \frac{f_x^d}{m^d} - \frac{f_x^s}{m^s}, \\ \ddot{y} - \omega^2 y + 2\omega \dot{x} + \dot{\omega} x + ky &= \frac{f_y^d}{m^d} - \frac{f_y^s}{m^s}, \\ \ddot{z} + kz &= \frac{f_z^d}{m^d} - \frac{f_z^s}{m^s}, \end{aligned} \quad (1)$$

де  $x, y, z$  – проекції вектора  $L$  на осі ОСК;  $m^s, m^d$  – маси КА-ППП і ОКС відповідно;  $f_x^d, f_y^d, f_z^d$  – проекції на осі ОСК сумарного вектора сил  $F^d$ , що діють на ОКС;  $f_x^s, f_y^s, f_z^s$  – проекції на осі ОСК сумарного вектора сил  $F^s$ , що діють на КА-ППП.

Величини  $\omega, \dot{\omega}$  і  $k$ , що входять в (1), визначаються в такий спосіб:

$$\omega = \sqrt{\frac{\eta}{p^3}} (1 + \varepsilon \cos v), \quad p = a (1 - \varepsilon^2),$$

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

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

де  $\eta$  – гравітаційна постійна Землі;  $v$  – справжня аномалія;  $\varepsilon$  – ексцентриситет;  $a$  – велика піввісь.

Сили  $F^d$  і  $F^s$  можуть включати збурення, обумовлені нецентральною частиною поля тяжіння Землі, тяжінням Сонця та Місяця, опором руху в атмосфері, сонячним тиском, крім цього на КА-ППП діють сили ОЕД і КЕД, а на ОКС – сила, що передається іонним променем.

Перше і друге рівняння системи (1) описують динаміку системи в площині орбіти, а третє – її рух з площини орбіти.

### СИЛА ІОННОГО ПРОМЕНЮ

Сила іонного променя є специфічним збуренням, характерним для систем розглянутого класу. У зв'язку з тим, що результати досліджень таких збурень ще недостатньо висвітлені в публікаціях, зупинимось докладніше на особливостях обліку впливу іонного променя при вирішенні завдання керування.

З використанням низки припущень, елементарну силу, що передана ОКС, можна обчислити таким чином [9]:

$$dF_I^d = mnU (-V \cdot U) ds, \quad (2)$$

де  $m$  – маса частинки;  $U$  – вектор швидкості частинки;  $ds$  – площа елементарної площадки поверхні ОКС;  $V$  – одиничний вектор нормалі до елементарної площадки.

Сила  $F_I^d$ , що передається іонним променем ОКС, може бути обчислена шляхом інтегрування елементарних сил (2) по опроміненій поверхні  $S$ ,

$$F_I^d = \int_S dF_I^d.$$

З використанням безрозмірною функції подібності  $h(\tilde{z})$  щільність плазми в довільній точці з координатами  $r, z$  може бути визначена в такий спосіб [9]:

$$n = \frac{n_0}{h^2(\tilde{z})} \exp\left(C \frac{\tilde{r}^2}{2h^2(\tilde{z})}\right), \quad \tilde{r} = r / R_0,$$

де  $n_0$  – щільність плазми на початку далекої області променя;  $C$  – коефіцієнт, що визначає, яка частина потоку плазми потрапляє в коло радіуса  $R_0$  (наприклад,  $C = 3$  відповідає 95 % попадання потоку променів).

При  $M_0 \geq 40$  й відстані до ОКС менше 10 метрів характер поширення плазми можна вважати конічним. У цьому випадку функція подібності може бути визначена в наступному вигляді:

$$h = \tilde{z} \tan \alpha_0,$$

де  $\alpha_0$  – кут розходження конуса.

Для цієї задачі можна вважати, що аксіальна складова швидкості іонів плазми практично не змінюється, тобто

$$u_z = u_{z0} = \text{const},$$

а радіальна складова швидкості в рамках розглянутої моделі визначається виразом [10]:

$$u_r = u_z \tilde{r} \frac{h'}{h}.$$

У статті [10] показано, що при розрахунку сили можна розглядати не 3D поверхню ОКС, а її центральну проекцію, що дозволяє спростити розуміння впливу цього фактора на динаміку відносного руху.

У випадках, коли весь промінь потрапляє на ОКС, сила, що передається, має приблизно таке значення:

$$F_I^d \approx [0 - f_T 0]^T, \quad (3)$$

де  $f_T$  – сила тяги КЕД.

Дія цієї сили буде зменшуватися в  $y$ -напрямку і збільшуватися незначно в  $x$ - і (або)

z-напрямку, коли конус променя частково проходить повз ОКС. З огляду на те, що основним завданням керування відносним положенням КА-ПП є забезпечення якомога повнішого попадання променя на ОКС, можна зробити висновок, що збурення від іонного променя обмежені та відрізняються від величини (3) несуттєво.

### СИНТЕЗ РЕГУЛЯТОРА

Для синтезу регулятора доцільно використати методологію  $H_\infty$  [15]. Такий підхід дозволяє синтезувати регулятор, що мінімізує вихід замкнутої системи для найгіршого випадку вхідних збурень. Для застосування цього підходу представимо об'єкт (1) в наступній стандартній формі:

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX + B_1 w + B_2 u, z = C_1 X + D_{11} w + D_{12} u, \\ v &= C_2 X + D_{21} w + D_{22} u \end{aligned} \quad (4)$$

де  $w$  – збурення;  $u$  – керування;  $z$  – вихід, що мінімізується;  $v$  – вихід, що вимірюється.

Як вихідні сигнали розглядаються такі збурення:  $w_1$  – зовнішні збурення,  $w_2$  – значення вектора  $L$ ,  $w_3$  – помилка вимірювання вектора  $L$ ,  $w_4$  – помилка реалізації керуючих впливів.

У складі вектора виходу, що мінімізується, необхідно враховувати похибку підтримки заданого положення КА-ПП відносно ОКС  $z_1$  й величину керуючого впливу  $z_2$ .

Залежність між входом  $w$  і виходом  $z$  має вигляд

$$z = F_l(P, K) w,$$

де  $P$  – передавальна функція об'єкта керування (ОК),  $K$  – передавальна функція регулятора,  $F_l(P, K)$  – передавальна функція замкнутої системи.

Регулятор можна визначити з умови мінімізації  $\|H\|_\infty$  – норми передавальної функції замкнутої системи [15]:

$$\|F_l(P, K)\|_\infty \rightarrow \min.$$

Для того, щоб забезпечити необхідну якість керування, а також обмежити величину керуючих впливів необхідно доповнити вихідну

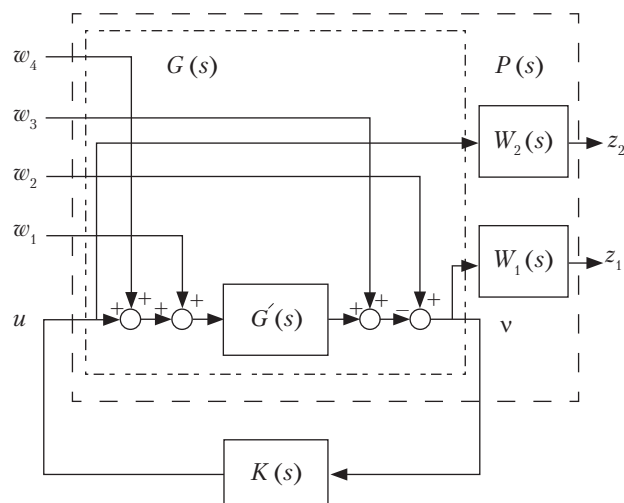


Рис. 2. Структурна схема доповненої системи

систему ваговими функціями  $W_1(s)$  і  $W_2(s)$  таким чином, як показано на рис. 2. Для зважування виходу  $z_1$  використано фільтри низьких частот першого порядку в такій формі:

$$W_{1k}(s) = \frac{s / M_{1k} + \Omega_{1k}}{s + A_{1k} \Omega_{1k}}, k = x, y, z. \quad (5)$$

Параметри  $\Omega_{1k}$  обирають, виходячи з необхідної смуги пропускання регулятора. Необхідна похибка керування в сталому режимі може бути забезпечена вибором параметрів  $A_{1k}$ , а параметри  $M_{1k}$  дозволяють обмежити перерегулювання.

Вагові функції для керуючого сигналу мають вигляд, аналогічний (5):

$$W_{2k}(s) = \frac{s / M_{2k} + \Omega_{2k}}{s + A_{2k} \Omega_{2k}}, k = x, y, z. \quad (6)$$

Параметри фільтра (6) вибираються таким чином, щоб дещо обмежити керування на низьких частотах та мінімізувати його на високих частотах. Такий вибір зазначених параметрів дозволяє обмежити витрату робочого тіла ГРД й зменшити чутливість до височастотних шумів.

На відміну від традиційного методу змішаної чутливості, доповнений об'єкт (рис. 2) не містить вагових функцій, що апроксимують невизначеність ОК. Це дозволяє знизити розмірність регулятора. Особливість запропоно-

ваного підходу полягає в тому, що для забезпечення необхідних амплітудно-частотних характеристик функцій чутливості  $S$ , вхідної чутливості  $KS$  і додаткової чутливості  $T$  а, отже, необхідних показників якості та робастності системи, використовуються лише дві вагові матриці  $W_1(s)$  і  $W_2(s)$ . Також робастна стійкість та робастна якість підтверджені нижче після синтезу регулятора з використанням додаткового формального критерію.

Для випадку синтезу керування в площині орбіти матриці представлення (3) мають такий вигляд:

$$X = [x, y, \dot{x}, \dot{y}]^T, w = [f_x, f_y, x_r, y_r, \Delta x, \Delta y, \Delta u_x, \Delta u_y]^T,$$

$$u = [u_x, u_y]^T, A = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \omega^2 + 2k & \dot{\omega} & 0 & 2\omega \\ -\dot{\omega} & \omega^2 - k & -2\omega & 0 \end{bmatrix},$$

$$B_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \tilde{f}_y^{\max} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -F_{th} t_{on}^{\min} / Tm^s & 0 \\ 0 & \tilde{f}_y^{\max} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -F_{th} t_{on}^{\min} / Tm^s \end{bmatrix},$$

$$B_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -1/m^s & 0 \\ 0 & -1/m^s \end{bmatrix}, C_1 = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$C_2 = \begin{bmatrix} -1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$D_{11} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & -\Delta x^{\max} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & -\Delta y^{\max} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, D_{12} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \\ 0 & 1 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$D_{21} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 & -\Delta x^{\max} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & -\Delta y^{\max} & 0 & 0 \end{bmatrix}, D_{22} = \begin{bmatrix} 1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix},$$

де  $\Delta x^{\max}, \Delta y^{\max}$  — максимальні значення помилок визначення відносного положення в каналах  $x$  та  $y$  відповідно.

З огляду на величини максимальної різниці прискорень, що виникають через дії зовнішніх збурень та іонного променя на розглянуту систему, обрано такі значення елементів матриці  $B_1$ :

$$\tilde{f}_x^{\max} = 3 \cdot 10^{-7} \text{ Н/кг}, \tilde{f}_y^{\max} = 4,722 \cdot 10^{-5} \text{ Н/кг}.$$

Елементи матриць  $D_{11}$  і  $D_{21}$  визначені з умови максимальної похибки визначення відносного положення ОКС таким чином:

$$\Delta x^{\max} = 0,5 \text{ м}, \Delta y^{\max} = 0,5 \text{ м}.$$

Значення параметрів  $\Omega_{1x} = \Omega_{1y} = 5 \omega / \pi$  Гц вагових функцій  $W_{1k}(s)$  дозволяють забезпечити необхідну смугу пропускання регулятора, а значення  $A_{1x} = A_{1y} = 0,1$  дають можливість досягти в сталому режимі похибки керування не більше 10 % від бажаних значень вектора  $L$ . Параметри  $M_{1x} = M_{1y} = 2$  обмежують перерегулювання до 30 %.

Для вагових функцій сигналу керування обрані такі значення параметрів:

$$M_{1x} = M_{1y} = 0,1; A_{1x} = A_{1y} = 10; \Omega_{2x} = \Omega_{2y} = 20\Omega_{1x}.$$

Вони дозволяють дещо обмежити керування на низьких частотах і мінімізувати його на високих частотах з метою виключення відстеження високочастотних шумів.

Зв'язок між матричними передавальними функціями  $G_{ij}(s)$  і поданням об'єкта  $G(s)$  в просторі станів (3) визначається виразами виду:

$$G_{ij}(s) = C_i (sI - A)^{-1} B_j + D_{ij}, i, j = 1, 2.$$

Передавальна функція доповненої системи встановлюється виразом:

$$P(s) = G(s) W(s), \quad (7)$$

де  $W(s)$  — діагональна матриця з наступними діагональними елементами:

$$W_{11}(s) = W_{1x}(s), W_{22}(s) = W_{1y}(s), W_{33}(s) = W_{2x}(s),$$

$$W_{44}(s) = W_{2y}(s).$$

Для синтезу керування рухом ПП в напрямку, перпендикулярному площині орбіти, матриці представлення (4) мають такий вигляд:

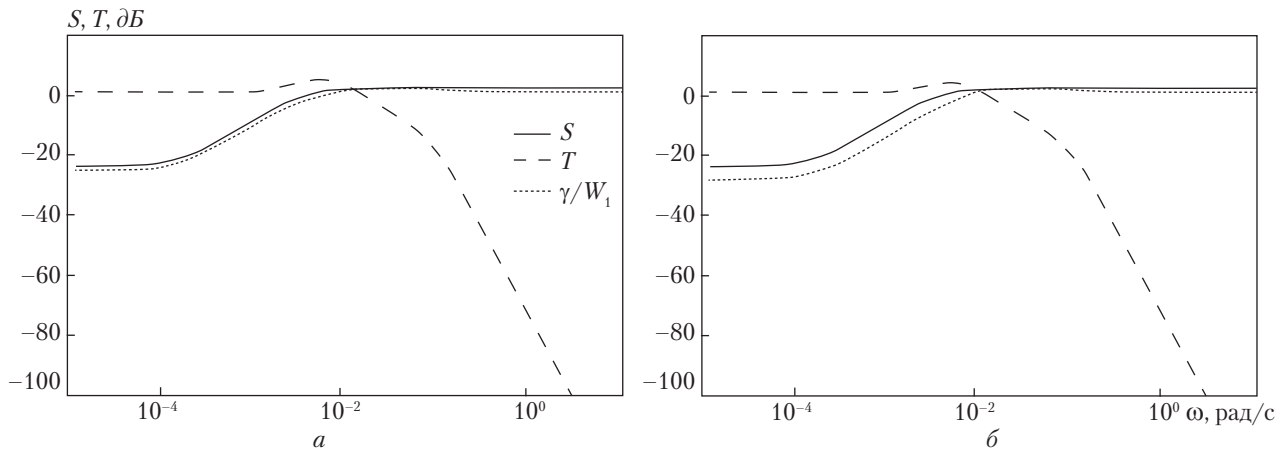


Рис. 3. Функція чутливості та додаткової чутливості ОК з регулятором: а – рух у площині орбіти; б – рух із площини орбіти

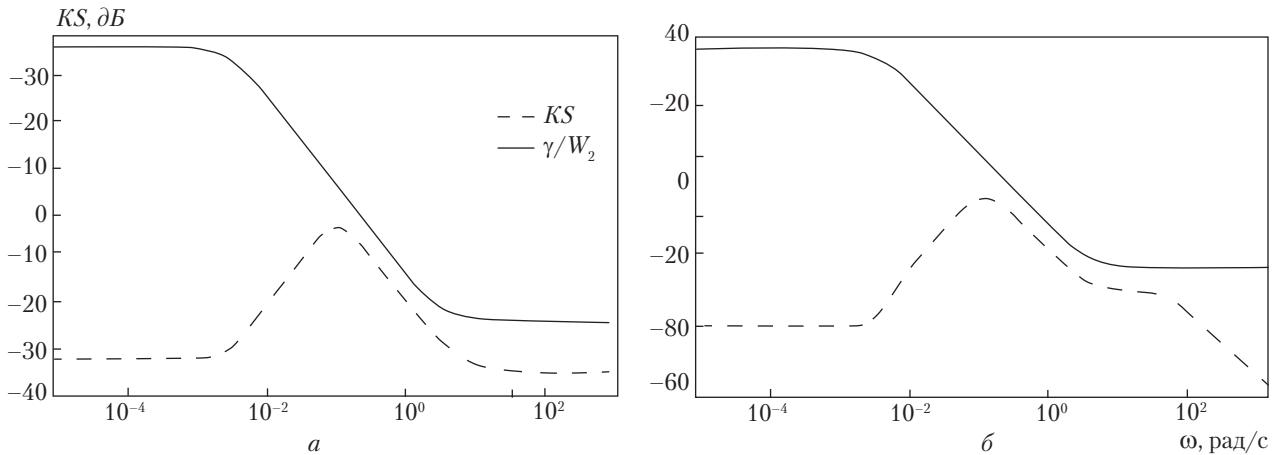


Рис. 4. Функція вхідної чутливості ОК з регулятором: а – рух у площині орбіти; б – рух із площини орбіти

$$X = [z, \dot{z}]^T, W = [f_z, z_r, \Delta z, \Delta u_z]^T, U = [u_z]^T,$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\omega^2 & 0 \end{bmatrix}, B_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ \tilde{f}_z^{\max} & 0 & 0 & -F_{th} t_{on}^{\min} / Tm^s \end{bmatrix},$$

$$B_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ -1/m^s \end{bmatrix}, C_1 = \begin{bmatrix} -1 & 0 \\ 0 & 0 \\ 1 & 0 \end{bmatrix}, C_2 = [-1 \ 0],$$

$$D_{11} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & \Delta z^{\max} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, D_{12} = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$D_{21} = [0 \ 1 \ -\Delta z^{\max} \ 0], D_{22} = [0],$$

де  $\Delta z^{\max}$  – максимальні значення похибки визначення відносного положення ОКС в каналі z.

Із тих же міркувань, як і для випадку руху в площині орбіти, елемент  $\tilde{f}_x^{\max}$  матриці  $B_1$  приймає значення:

$$\tilde{f}_x^{\max} = 15 \cdot 10^{-7} \text{ Н/кг.}$$

Елементи матриць  $D_{11}$  і  $D_{21}$  визначено також з умови максимальної похибки визначення відносного положення ОКС наступним чином:

$$\Delta z^{\max} = 0,5 \text{ м.}$$

Для цього випадку матриця  $W(s)$  має наступні діагональні елементи  $W_{11}(s)$ ,  $W_{1z}(s)$ .

Для об'єкта (5) за допомогою відомих алгоритмів [16], заснованих на вирішенні лінійних матричних нерівностей, синтезовано субопти-

мальний регулятор  $K(s)$  у формі:

$$\dot{X} = A_K X_K + B_K v, u = C_K X_K + D_K v,$$

виходячи з умови

$$\|F_l(P, K)\|_\infty \leq \gamma_{\min}.$$

Для керуванням відносним рухом КА-ППП в площині орбіти знайдено матриці  $A_K, B_K, C_K, D_K$  субоптимального регулятора восьмого порядку для  $\gamma_{\min} = 0,727$ . Для випадку руху з площини синтезовано регулятор четвертого порядку для  $\gamma_{\min} = 0,695$ .

Для зазначених регуляторів на рис. 3, 4 представлено функції чутливості, а також додаткової та вхідної чутливостей. Як видно з рисунків, синтезовані регулятори задовольняють вимогам, заданих за допомогою вагових функцій.

На заключному етапі синтезовані регулятори перетворено до дискретної форми з використанням білінійного перетворення. При такому методі перетворення зберігається норма  $H_\infty$ -регулятора.

### АНАЛІЗ РОБАСТНОСТІ СИСТЕМИ

Як показано вище, регулятор синтезовано при номінальних значеннях параметрів математичної моделі. Разом з тим, в реальних умовах ці параметри будуть відрізнятися від номінальних. Наприклад, точна маса ОКС не відома, маса КА-ППП зменшується з витратою робочого тіла ГРД, коефіцієнти математичної моделі (1) змінюються при зменшенні висоти орбіти. Крім того, в процесі відведення може збільшуватися і ексцентриситет орбіти. В цьому випадку коефіцієнти математичної моделі, залежать виключно від величини істинної аномалії. У зв'язку з цим необхідно проаналізувати вплив цих факторів на стійкість та якість керування.

Беручи до уваги те, що в процесі відведення ОКС значення коефіцієнтів рівнянь (1) змінюються плавно, можна змінити завдання аналізу стійкості об'єкта зі змінними коефіцієнтами завданням дослідження робастної стій-

кості системи відносно невизначених параметрів  $m^s, m^d, \omega, \dot{\omega}, k$ .

За допомогою лінійно-дробового перетворення [15] невизначені параметри моделі  $\omega = \omega_n \pm d\omega, \dot{\omega} = \dot{\omega}_n \pm d\dot{\omega}, k = k_n \pm dk, m^s = m_n^s \pm dm^s, m^d = m_n^d \pm dm^d$  представлено таким чином:

$$\omega = \omega_n + d\omega\Delta_1 = F_L(M_\omega, \Delta_1),$$

$$\dot{\omega} = \dot{\omega}_n + d\dot{\omega}\Delta_2 = F_L(M_{\dot{\omega}}, \Delta_2),$$

$$k = k_n + dk\Delta_3 = F_L(M_k, \Delta_3),$$

$$m^s = m_n^s \pm dm^s\Delta_4 = F_L(M_m^s, \Delta_4),$$

$$m^d = m_n^d \pm dm^d\Delta_5 = F_L(M_m^d, \Delta_5),$$

де  $F_L(M, \Delta)$  — позначення, яке вказує на те, що нижній контур матричної передавальної функції  $M$ , замкнутий матрицею  $\Delta$ ;

$$M_\omega = \begin{bmatrix} \omega_n & d\omega \\ 1 & 0 \end{bmatrix}; M_{\dot{\omega}} = \begin{bmatrix} \dot{\omega}_n & d\dot{\omega} \\ 1 & 0 \end{bmatrix}; M_k = \begin{bmatrix} k_n & dk \\ 1 & 0 \end{bmatrix};$$

$$M_m^s = \begin{bmatrix} m_n^s & dm^s \\ 1 & 0 \end{bmatrix}; M_m^d = \begin{bmatrix} m_n^d & dm^d \\ 1 & 0 \end{bmatrix};$$

$$\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3, \Delta_4, \Delta_5 \in [-1, 1].$$

Параметри  $m^s$  і  $m^d$  входять в математичну модель у зворотній формі. Для такого випадку лінійно-дробове перетворення набуває вигляду:

$$(m^{s(d)})^{-1} = (F_L(\tilde{M}_m^{s(d)}, \Delta_{4(5)}))^{-1} = F_L(\tilde{M}_m^{s(d)}, \Delta_{4(5)}),$$

де

$$\tilde{M}_m^{s(d)} = \begin{bmatrix} (m_n^{s(d)})^{-1} & -dm^{s(d)}(m_n^{s(d)})^{-1} \\ (m_n^{s(d)})^{-1} & -dm^{s(d)}(m_n^{s(d)})^{-1} \end{bmatrix}.$$

З використанням такого представлення параметрів математичної моделі структурна схема системи, зображена на рис 2, може бути оформлена у вигляді системи, яка складається з блоку  $N$  (номінальний об'єкт керування і регулятор) та збурення  $\Delta$ , яке структуроване й має наступну блочно-діагональну форму:

$$\Delta = \begin{bmatrix} \Delta_1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & \Delta_2 & 0 & \dots \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & \dots & 0 & \Delta_5 \end{bmatrix}.$$

У випадку структурованої невизначеності доцільно використовувати міру робастності, яка використовує поняття структурованих сингулярних чисел [15]. Структуроване син-



гулярне число для комплексної матриці  $M$  — це обернена величина норми найменшого збурення з розглянутого класу  $D$ , яке робить матрицю  $I + M\Delta$  сингулярною. Структуроване сингулярне число  $\mu(M)$  визначається таким чином:

$$\frac{1}{\mu(M)} = \inf_{\Delta \in D, \det(I + M\Delta) = 0} \bar{\sigma}(\Delta)$$

Припустимо, що задовільна якість керування забезпечується умовою  $\|N^\Delta\|_\infty \leq 1$ , де  $N^\Delta$  — передавальна функція від  $w$  до  $z$ .

Відомо [15], що система має робастну стійкість та робастну якість відносно всіх структурованих збурень лише у випадку, коли  $\mu(N) < 1$ .

Для цієї системи з регулятором із урахуванням параметрів, наведених у табл. 1, максимальні структуровані сингулярні числа рівні 0,745 та 0,649 відповідно для випадків руху в площині та з площини орбіти. Це дозволяє зробити висновок про те, що синтезований регулятор забезпечує робастну стійкість та робастну якість з урахуванням розглянутих варіацій параметрів математичної моделі системи.

### МОДЕЛЮВАННЯ ВІДНОСНОГО РУХУ КА-ППП

Для перевірки синтезованої системи керування шляхом комп'ютерного моделювання було використано відомі нелінійні рівняння, що описують рух супутника в центральному полі тяжіння з урахуванням діючих на нього збурень. У складі збурень враховувалися нецентральна частина поля тяжіння Землі, тяжіння Сонця і Місяця, опір руху в атмосфері, сонячний тиск, сили ОЕД і КЕД, а також сила, що передається іонним променем ОКС. Прийнято, що КА-ППП орієнтовано таким чином, що вектор тяги ОЕД спрямований по дотичній до орбіти. При моделюванні взято до уваги відключення ОЕД і КЕД при переміщенні КА-ППП в тіньову область.

При розрахунку сили, переданої іонним променем, ОКС було змодельовано як сферу з радіусом 1,32 м. Центр мас сфери зміщений відносно геометричного центра на 35,5 см уздовж осі  $O_z$ .

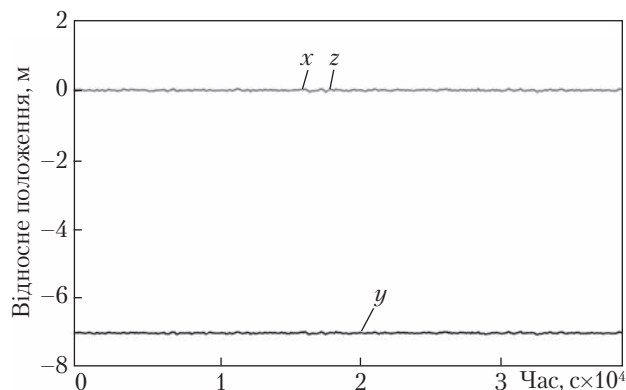


Рис. 5. Зміна відносного положення КА-ППП

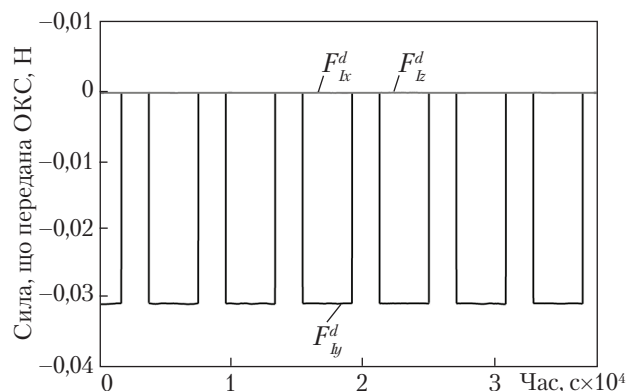


Рис. 6. Зміна сили, переданої іонним променем ОКС

Сили та моменти, що передаються іонним променем ОКС, розраховували за допомогою алгоритмів, представлених в [17].

Моделювання руху ОКС навколо центру мас виконано з використанням відомих рівнянь, що описують кутовий рух твердого абсолютно жорсткого тіла під дією збурень [18]. У складі збурень кутового руху враховували впливи гравітаційного, аеродинамічного моменту, а також моментів сил сонячного тиску та іонного променя.

Шуми вимірювань відносного положення та похибки КЕД моделювали у вигляді випадкових величин з гауссівським законом розподілу.

На рис. 5–7 показано результати моделювання для орбіти ОКС з початковим значенням ексцентриситету  $\varepsilon = 0,002$ . Маса КА-ППП

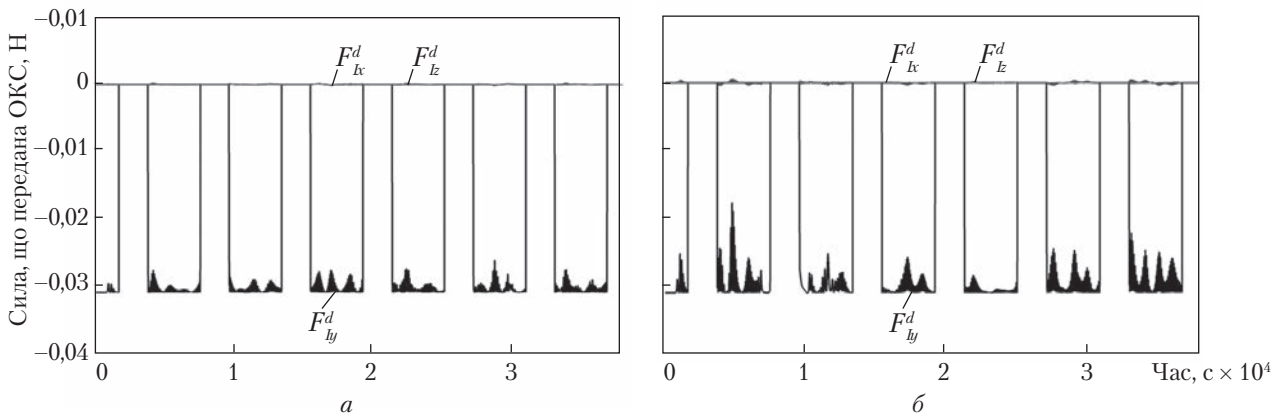


Рис. 7. Зміна сили, переданої іонним променем ОКС, при зниженні вимог до точності керування: а — при похибці підтримки відносного положення < 0,5 м; б — при похибці відносного положення < 0,75 м

Вихідні дані дослідження

№	Максимальна похибка керування, м	Сумарний імпульс тяги ГРД, Нс	Швидкість відведення ОКС, км/добу
1	0,1	27 302	1031
2	0,25	4 801	1031
3	0,5	2 021	1023
4	0,75	1 785	986

і ОКС при цих розрахунках були визначені як  $m^s = 450$  кг та  $m^d = 1890$  кг відповідно.

Як видно з рис. 5, система керування дозволяє забезпечити необхідне положення КА-ППП відносно ОКС з точністю до 0,1 м. Результати моделювання також показують, що на освітлених ділянках орбіти забезпечується стабільна передача впливу на ОКС від ОЕД (рис. 6). Розрахунки для різних варіантів вихідних даних, наведених в табл. 1, показують, що похибки керування відносним рухом КА-ППП не перевищують 0,2 м.

Як показали результати моделювання, синтезований регулятор дозволяє забезпечити точну підтримку положення КА-ППП відносно ОКС, однак для цього необхідні суттєві витрати робочого тіла ГРД. Зниження вимог до точності керування дозволяє зменшити витрату робочого тіла, однак це може призводити до зменшення швидкості відведення ОКС з орбі-

ти внаслідок того, що значна частина іонів ОЕД не потрапляє на його поверхню (рис. 7).

У таблиці 2 представлено значення сумарного імпульсу тяги ГРД та швидкості відведення ОКС, отриманих шляхом комп'ютерного моделювання процесу відведення в інтервалі 3,8 доби для різних похибок керування відносним положенням КА-ППП.

Як видно з результатів, зниження точності керування до 0,25 м дозволяє зменшити витрату робочого тіла в 5,7 рази при практично тій же швидкості відведення ОКС. При похибці керування відносним положенням КА-ППП не більше 0,5 м витрата робочого тіла знижується в 13,5 рази порівняно з першим випадком, а швидкість відведення стає менше лише на 1 %. Ослаблення вимог точності керування до 0,75 м призводить до зниження витрати робочого тіла в 27,7 рази і швидкості відведення на 6 % менше порівняно з першим випадком. Таким чином, для наведених вихідних даних раціональна точність керування лежить в межах 0,5–0,75 м, оскільки подальше зниження вимог призводить до істотного зниження швидкості відведення ОКС.

### ВИСНОВКИ

Представлено результати синтезу та аналізу системи керування рухом КА-КА-ППП відносно ОКС. Показано, що ця система забезпечує необхідну точність керування відносним ру-

хом з урахуванням особливостей впливів, переданих іонним променем, зовнішніх збурень, неточності визначення відносного положення, неідеальності реактивних виконавчих органів. Запропонована методологія синтезу регулятора дозволяє забезпечити необхідний компроміс між робастною стійкістю, якістю та витратами на керування. Робастна стійкість і робастна якість системи відносно зміни параметрів моделі об'єкта керування підтверджені як за допомогою формального критерію, так і шляхом комп'ютерного моделювання з вико-

ристанням нелінійної математичної моделі з урахуванням широкого спектра орбітальних збурень, що діють на зазначену систему. Показано, що раціональне зменшення вимог до точності керування дозволяє істотно знизити витрату робочого тіла на підтримку відносного положення КА-ППП при збереженні достатньої швидкості відведення ОКС.

Результати дослідження отримано при виконанні проекту LEOSWEEP, який фінансувався в рамках 7-ї Європейської рамкової програми (грант № N.607457).

#### СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Liou J.-C., Anilkumar A.K., Bastida Virgili B., Hanada T., Krag H., Lewis H., Raj M.X.J., Rao M.M., Rossi A., Sharma R.K. *Stability of the Future Leo Environment – an IADC Comparison Study*. Proc. “6<sup>th</sup> European Conference on Space Debris” (22–25 April 2013, Darmstadt, Germany). Darmstadt, 2013.
2. Bombardelli C., Peláez J. Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal. *JGCD*. 2011. V. 34, no. 3. P. 916–920.
3. Hua T., Kubiak E., Lin Y., Kilby M. *Control/Structure Interaction during Space Station Freedom-Orbiter Berthing*. The Fifth NASA/DOD Controls-Structures Interaction Technology Conference (March 3–5, 1992, Tahoe, Nevada). Tahoe, Nevada, 1992. P. 181–203.
4. Mora E., Ankersen F., Serrano J. *MIMO Control for 6DoF Relative Motion*. Proceedings of 3<sup>rd</sup> ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, (Nov. 26–29, 1996, Noordwijk, The Netherlands). Noordwijk, 1996.
5. Doyle J.C., Stein G. Multivariable Feedback Design: Concepts for a Classical/Modern Synthesis. *IEEE Transactions on Automatic Control*. 1981. No. 26(1). P. 4–16.
6. Zhao K., Stoustrup J. Computation of the Maximal Robust H<sub>2</sub> Performance Radius for Uncertain Discrete Time Systems with Nonlinear Parametric Uncertainties. *International Journal of Control*. 1997. No. 67(1). P. 33–43.
7. Zhou K., Khargonekar P., Stoustrup J., Niemann H. Robust Performance of Systems with Structured Uncertainties in State Space. *Automatica*. 1995. No. 31(2). P. 249–255.
8. Хорошилов С.В. Синтез субоптимальных компенсаторов возмущений в форме наблюдателя расширенного вектора состояния. *Техническая механика*. 2014. Вып. 2. С. 79–92.
9. Alpatov A., Cichocki F., Fokov A., Khoroshylov S., Merino M., Zakrzhevskii A. Determination of the force transmitted by an ion thruster plasma plume to an orbital object. *Acta Astronautica*. 2016. No. 119. P. 241–251.
10. Alpatov A., Cichocki F., Fokov A., Khoroshylov S., Merino M., Zakrzhevskii A. *Algorithm for Determination of Force Transmitted by Plume of Ion Thruster to Orbital Object Using Photo Camera*. 66<sup>th</sup> International Astronautical Congress (12-16 October, 2015, Jerusalem, Israel). Jerusalem, 2015.
11. Фоков А.А., Хорошилов С.В. Валидация упрощенного метода расчета силы воздействия факела электро-реактивного двигателя на орбитальный объект. *Авиационно-космическая техника и технология*. 2016. № 2/129. С. 55–66.
12. Bombardelli C., Urrutxua H., Merino M., Ahedo E., Pelaez J. Relative dynamics and control of an ion beam shepherd satellite. *Spaceflight mechanics*. 2012. V. 143. P. 2145–2158.
13. Wie B. *Space Vehicle Dynamics and Control*. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1998. 660 p.
14. Lawden D.F. *Optimal Trajectories for Space Navigation*. London: Butterworths, 1963. 126 p.
15. Zhou K., Doyle J.C., Glover K. *Robust and Optimal Control*. New York: Prentice-Hall, 1996. 596 p.
16. Nesterov Y. The Projective Method for Solving Linear Matrix Inequalities. *Math. Programming. Series B*. 1997. V. 77. P. 163–190.
17. Храмов Д.А. Визуальное моделирование движения космического аппарата. *Техническая механика*. 2015. Вып. 2. С. 49–58.
18. Хорошилов С.В. Управление ориентацией солнечной электростанции космического базирования с использованием наблюдателя для расширенного вектора состояния. *Техническая механика*. 2011. Вып. 3. С. 117–125.

Стаття надійшла до редакції 19.02.18

## REFERENCES

1. Liou, J.-C., Anilkumar, A. K., Bastida Virgili, B., Hanada, T., Krag, H., Lewis, H., Raj, M. X. J., Rao, M. M., Rossi, A., Sharma, R. K. (2013, April). *Stability of the Future Leo Environment – an IADC Comparison Study*. Proc. “6<sup>th</sup> European Conference on Space Debris”. Darmstadt.
2. Bombardelli, C., Peláez, J. (2011). Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal. *JGCD*, 34(3), 916–920.
3. Hua, T., Kubiak, E., Lin, Y., Kilby, M. (1992, March). *Control/Structure Interaction during Space Station Freedom-Orbiter Berthing*. The Fifth NASA/DOD Controls-Structures Interaction Technology Conference. Nevada.
4. Mora, E., Ankersen, E., Serrano, J. (1996, November). *MIMO Control for 6DoF Relative Motion*. Proceedings of 3<sup>rd</sup> ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems. Noordwijk.
5. Doyle, J. C., Stein, G. (1981). Multivariable Feedback Design: Concepts for a Classical/Modern Synthesis. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 26(1), 4–16.
6. Zhao, K., Stoustrup, J. (1997). Computation of the Maximal Robust H<sub>2</sub> Performance Radius for Uncertain Discrete Time Systems with Nonlinear Parametric Uncertainties. *International Journal of Control*, 67(1), 33–43.
7. Zhou, K., Khargonekar, P., Stoustrup, J., Niemann, H. (1995). Robust Performance of Systems with Structured Uncertainties in State Space. *Automatica*, 31(2), 249–255.
8. Khoroshylov, S. (2014). Sintez suboptimalnykh kompensatorov vozmuscheniy v forme nablyudatelya rasshirenogo vektora sostoyaniya. *Tekhnicheskaya mehanika*, 2, 79–92 [in Russian].
9. Alpatov, A., Cichocki, F., Fokov, A., Khoroshylov, S., Merino, M., Zakrzhevskii, A. (2016). Determination of the force transmitted by an ion thruster plasma plume to an orbital object. *Acta Astronautica*, 119, 241–251.
10. Alpatov, A., Cichocki, F., Fokov, A., Khoroshylov, S., Merino, M., Zakrzhevskii, A. A. (2015, October). *Algorithm for Determination of Force Transmitted by Plume of Ion Thruster to Orbital Object Using Photo Camera*. 66<sup>th</sup> International Astronautical Congress. Jerusalem.
11. Fokov, A., Khoroshylov, S. (2016). Validatsiya uproschennogo metoda rascheta silyi vozdeystviya fakela elektroreaktivnogo dvigatelya na orbitalnyy ob'ekt. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2(129), 55–66 [in Russian].
12. Bombardelli, C., Urrutxua, H., Merino, M., Ahedo, E., Pelaez, J. (2012). Relative dynamics and control of an ion beam shepherd satellite. *Spaceflight mechanics*, 143, 2145–2158.
13. Wie, B. (1998). *Space Vehicle Dynamics and Control*. Reston: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
14. Lawden, D. F. (1963). *Optimal Trajectories for Space Navigation*. London: Butterworths.
15. Zhou, K., Doyle, J. C., Glover, K. (1996). *Robust and Optimal Control*. New York: Prentice-Hall.
16. Nesterov, Y. (1997). The Projective Method for Solving Linear Matrix Inequalities. *Math. Programming. Series B*, 77, 163–190.
17. Khramov, D. A. (2015). Vizualnoe modelirovanie dvizheniya kosmicheskogo apparata. *Tekhnicheskaya mehanika*, 2, 49–58 [in Russian].
18. Khoroshylov, S. (2011). Upravlenie orientatsiy solnechnoy elektrostantsii kosmicheskogo bazirovaniya s ispolzovaniem nablyudatelya dlya rasshirenogo vektora sostoyaniya. *Tekhnicheskaya mehanika*, 3, 117–125 [in Russian].

Received 19.02.18

Khoroshylov, S.V.

Institute of Engineering Mechanics, the NAS of Ukraine and State Space Agency of Ukraine,  
 15, Leshko-Popelya St., Dnipro, 49600, Ukraine,  
 +380 56 372 0640, +380 56 372 0640, office.itm@nas.gov.ua

RELATIVE MOTION CONTROL SYSTEM OF SPACECRAFT  
 FOR CONTACTLESS SPACE DEBRIS REMOVAL

**Introduction.** The research deals with the development of a spacecraft control system for contactless space debris removal using the “ion beam shepherd” technology. Such a system is necessary to provide conditions for effective transfer of decelerating impulse to a space debris object by ion beam in the deorbiting phase.

**Problem Statement.** The design and analysis of the system has to be carried out taking into account the ion beam effects, a wide range of orbital disturbances, inaccuracies in determining the relative position and implementing the control actions, time-varying and parametric uncertainty, and limitations on the control actions.

**Purpose.** The purpose is to design a system to control spacecraft relative motion for contactless space debris removal.

**Materials and Methods.** The mixed sensitivity approach is applied to the system design. The requirements for the controller are specified in the frequency domain using the selected weight functions. The structured singular values methodology is used to analyze the system robustness.

**Results.** The system robustness and compliance with specified requirements have been confirmed both by a formal criterion and by computer simulation. A rational softening of the requirements for the control accuracy enables reducing significantly the propellant mass needed to maintain the relative position keeping an acceptable rate of space debris removal.

**Conclusions.** The designed control system provides a compromise between robust stability, performance, and costs of control under the impact of a wide range of disturbances.

*Keywords:* control system, relative motion, space debris, ion beam shepherd, and robust stability.

*С.В. Хорошилов*

Институт технической механики Национальной академии наук Украины  
и Государственного космического агентства Украины,  
ул. Лешко-Попеля, 15, Днепр, 49005, Украина,  
+380 56 372 0640, +380 56 372 0640, office.itm@nas.gov.ua

СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ОТНОСИТЕЛЬНЫМ ДВИЖЕНИЕМ  
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДЛЯ БЕСКОНТАКТНОГО  
УДАЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА

**Введение.** Рассмотрены вопросы создания системы управления космического аппарата для безконтактного удаления космического мусора с использованием технологии «Пастух с ионным лучом». Эта система необходима для того, чтобы обеспечить условия эффективной передачи ионным лучом тормозящего импульса объекту космического мусора в фазе увода.

**Проблематика.** При синтезе и анализе системы необходимо учитывать воздействия ионного луча, широкий спектр орбитальных возмущений, неточности определения относительного положения и реализации управляющих воздействий, не стационарность и параметрическую неопределенность объекта управления, а также ограничения на управляющие воздействия.

**Цель.** Синтез системы управления относительным движением космического аппарата для бесконтактного удаления космического мусора.

**Материалы и методы.** Для синтеза системы использован метод смешанной чувствительности. Требования к регулятору заданы в частотной области с помощью выбранных весовых функций. Анализ робастности системы выполнен на базе методологии структурированных сингулярных чисел.

**Результаты.** Робастность системы и соответствие заданным требованиям подтверждены как с помощью формального критерия, так и путем компьютерного моделирования. Показано, что рациональное снижение требований по точности управления позволяет существенно снизить расход рабочего тела на поддержание относительного положения при сохранении приемлемой скорости увода космического мусора.

**Выводы.** Синтезирована система управления, которая обеспечивает необходимый компромисс между робастной устойчивостью, качеством и затратами на управление с учетом широкого спектра рассмотренных возмущений.

*Ключевые слова:* система управления, относительное движение, космический мусор, концепция «Пастух с ионным лучом», робастная устойчивость.