

УДК 629.78

Е. О. Лапханов

Інститут технічної механіки НАНУ і ДКАУ

ОСОБЛИВОСТІ ПРОЕКТУВАННЯ ПРИСТРОЇВ З ПОСТІЙНИМИ МАГНІТАМИ ДЛЯ ВІДВЕДЕННЯ ОБ'ЄКТІВ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ З НИЗЬКИХ НАВКОЛОЗЕМНИХ ОРБИТ

Проведено аналіз ефективності застосування пристроїв з постійними магнітами для відведення об'єктів космічного сміття з низьких навколоземних орбіт. Розраховано час відведення об'єктів космічного сміття з низьких навколоземних орбіт із застосуванням різних математичних моделей взаємодії власного магнітного поля космічного об'єкта із динамічним потоком іоносферної плазми. Розглянуто особливості проектування пристроїв з постійними магнітами для відведення об'єктів космічного сміття з низьких навколоземних орбіт.

Ключові слова: об'єкт космічного сміття, постійні магніти, капсула-екран, час відведення.

Проведен анализ эффективности применения устройств с постоянными магнитами для увода объектов космического мусора с низких околоземных орбит. Рассчитано время увода объектов космического мусора с низких околоземных орбит с использованием разных математических моделей взаимодействия собственного магнитного поля космического объекта с динамическим потоком ионосферной плазмы. Рассмотрены особенности проектирования устройств с постоянными магнитами для увода объектов космического мусора с низких околоземных орбит.

Ключевые слова: объект космического мусора, постоянные магниты, капсула-экран, время увода.

The analysis of effectiveness of devices with permanent magnets implementation for the space debris objects deorbiting from Low Earth Orbits has been carried out. The deorbit time of space debris objects from Low Earth Orbits with using different mathematical models of interaction of space object own magnetic fields with dynamic flux of ionospheric plasma, has been calculated. The design features of devices with permanent magnets for deorbiting of space debris objects from Low Earth Orbit has been considered.

Keywords: space debris objects, permanent magnets, screen capsule, deorbit time.

Вступ. Засмічення навколоземного космічного простору об'єктами космічного сміття (ОКС) з кожним роком збільшує загрозу для працюючих космічних апаратів (КА), супутникових систем та для проведення космічних дослідницьких місій. Так, на травень 2019 року, на навколоземних орбітах дослідниками Національного управління з аеронавтики і дослідження космічного простору (НАСА), США, було каталогізовано 14432 ОКС [1]. Головними джерелами ОКС є верхні ступені ракет-носіїв, КА по закінченні терміну активної експлуатації та уламки космічних об'єктів.

Для вирішення проблеми боротьби із засміченням навколоземного простору запропоновано два підходи [2, 3]. Перший підхід полягає у застосуванні активних систем відведення ОКС, що базуються на використанні космічних апаратів-сміттярів (КАС) або додаткових двигунних систем. За принципом дії КАС підрозділяються на два типи. Принцип дії першого типу базується на механічному захопленні ОКС за допомогою спеціальних маніпуляторів, сіток або гарпунів. КАС другого типу створюють імпульс гальмування для ОКС шляхом безконтактного впливу (формування іонного променя в концепції «космічного пастуха LEOSweep») [4]. Принцип дії додаткових двигунних систем полягає у генерації імпульсу гальмування по завершенню терміну активної експлуатації КА.

Слід зазначити, що застосування КАС потребує значних витрат палива або бортової енергії для проведення операцій відведення ОКС, що створює економічні труднощі для практичної масової реалізації даної концепції. Також, значно складно реалізувати захоплення ОКС, що обертаються зі значними кутовими швидкостями, у разі застосування КАС з системами механічного захоплення. В свою чергу використання додаткових двигунних систем відведення потребує працездатності систем орієнтації і стабілізації, а також енергосистем КА, що досить складно забезпечити по завершенні терміну активної експлуатації. Таким чином, з урахуванням перелічених недоліків і труднощів застосування, стан розробки активних систем відведення носить, здебільшого теоретично-експериментальний характер.

Другий підхід полягає у використанні пасивних систем відведення, що зовсім не потребують витрат палива та практично не потребують витрат бортової енергії. До систем даного класу належать аеродинамічні системи відведення (АСВ), електродинамічні тросові системи (ЕДКТС), електромагнітні системи відведення (ЕСВ) та системи відведення з постійними магнітами (СВПМ) [5]. Недоліком застосування АСВ є імовірність пробою парусного або надувного аеродинамічного елементу дрібними фрагментами космічного сміття, вплив атомарного кисню на надувні оболонки та можливість електростатичного пробою, що зумовлена нерівномірністю накопичення поверхневих зарядів під час електризації оболонки при русі в верхніх шарах атмосфери. В свою чергу, при використанні ЕДКТС виникають значні труднощі, пов'язані із розгортанням та стабілізацією відносного положення тросу. Що стосується застосування ЕСВ, то для її нормального функціонування необхідною умовою є забезпечення працездатності електроенергетичних систем КА по завершенні терміну активної експлуатації. Також ЕСВ потребують значної кількості бортової енергії для живлення електромагнітів, в результаті чого вони не знайшли широкої практичної реалізації у якості систем відведення.

Перелічені недоліки АСВ, ЕСВ і ЕДКТС було усунено при розробці нової концепції СВПМ [6,7]. Оціночні характеристики границь ефективного застосування ЕСВ приведено в роботах [8,9].

На сьогодні, вченими-фізиками приведено три математичні моделі, що описують взаємодію дипольного магнітного поля з динамічним потоком заряджених часток. Однак повного комплексного аналізу часу відведення ОКС за допомогою СВПМ, при використанні всіх трьох моделей взаємодії дипольного магнітного поля з динамічним потоком заряджених часток проведено не було. Також, не було розроблено методів проектування СВПМ з урахуванням меж їх ефективного застосування.

Метою даної роботи є дослідження особливостей проектування СВПМ на базі проведення комплексного аналізу часу відведення ОКС за допомогою СВПМ із використанням трьох моделей взаємодії дипольного магнітного поля з динамічним потоком заряджених часток іоносферної плазми.

Матеріали та методи досліджень. Одними із перших моделей взаємодії дипольного магнітного поля з динамічним натиском заряджених часток плазми описали японські вчені із університету Кіото [10,11]. В даній моделі описується принцип дії магнітного парусу, що призначається для використання в міжпланетних перельотах. Магнітний парус представляє собою кільце радіусом понад 1 км із надпровідника, яке пропонується розгортувати навколо КА. При пропусканні електричного струму, згідно закону Біо-Савара Лапласа, навколо кільця генерується дипольне електромагнітне поле. В свою чергу, на заряджені частки сонячного вітру, що потрапляють в дане генероване електромагнітне поле, діє сила Лоренца, в результаті чого частки починають міняти свої траєкторії і втрачати кінетичну енергію. Втрачена енергія кількості руху часток, згідно закону збереження, передається системі «генероване магнітне поле – КА», результатом чого є генерація сили тяги. У випадку руху КА по орбіті в шарах іоносферної плазми, генерується сила гальмування, оскільки іоносферна плазма, на відміну від сонячного вітру, є нерухомою і формує вектор динамічного натиску, що протилежний за напрямком вектору орбітальної швидкості КА. Сила гальмування розраховується за наступною формулою:

$$F_{\text{гальм.}} = C_d \frac{\rho \cdot v^2}{2} \pi \cdot L^2, \quad (1)$$

де C_d - коефіцієнт опору; ρ – щільність потоку заряджених часток іоносферної плазми; v швидкість динамічного натиску заряджених часток іоносферної плазми (дорівнює орбітальній швидкості КА) ; L – характерний розмір генерованого електромагнітного поля.

Для розрахунку часу відведення ОКС за допомогою СВПМ, математичну модель [10,11] було адаптовано для випадку застосування постійних магнітів

замість електромагнітних котушок [12], де характерний розмір генерованого магнітного поля розраховується наступним чином:

$$L = \sqrt[6]{\frac{\mu_0 \cdot P_m^2}{8 \cdot \pi^2 \cdot \rho \cdot v^2}}, \quad (2)$$

де P_m – магнітний дипольний момент постійного магніту.

$$P_m = M \cdot \iiint_V dV, \quad (3)$$

де M – залишкова намагніченість постійного магніту; V – об'єм постійного магніту на СВПМ.

Потрійний інтеграл в формулі (3) характеризує геометрію об'єму для певних задач проектування.

Другою моделлю взаємодії генерованого дипольного магнітного поля з динамічним потоком заряджених часток є математична модель професора Шувалова В. О. Так, професором Шуваловим В.О. було експериментально доведено існування сил, що виникають при взаємодії постійних магнітів з потоком іоносферної плазми [13-15].

Професор Шувалов В.О., на відміну від японських, учених пропонує визначати головні силові характеристики взаємодії ПМ з потоком іоносферної плазми через коефіцієнти опору C_x , замість визначень характерних розмірів генерованого магнітного поля (міні-магнітосфери). На думку професора Шувалова В.О. модель взаємодії постійних магнітів з потоком іоносферної плазми японських учених є не достатньо точною, оскільки останні дослідження показують, що передача імпульсу потоком іоносферної плазми повній площі поперечного перерізу міні-магнітосфери є неповною. Так, при обдуванні намагніченої сфери в плазмовій установці були отримані результати, за допомогою яких було складено математичну модель взаємодії постійних магнітів з потоком іоносферної плазми з урахуванням кута θ між вектором магнітної індукції магнітного поля постійних магнітів та вектором швидкості динамічного потоку іоносферної плазми. Було визначено, що при $\theta = 0^\circ$, коефіцієнт опору $C_x(\theta = 0^\circ)$ чисельно дорівнює:

$$C_x(\theta = 0^\circ) = e^{5,85 \cdot 10^{-2} \cdot \lg^2 \left(\frac{P_{\text{магн.}}}{P_{\text{пл.}}} \right)}, \quad (4)$$

де $P_{\text{магн.}}$ – магнітний тиск, що врівноважує динамічний натиск заряджених часток на границі міні-магнітосфери; $P_{\text{пл.}}$ – тиск, створений динамічним потоком заряджених часток плазми (потоком заряджених часток іоносфери, що набігає на КА).

Величини $P_{\text{магн.}}$ і $P_{\text{пл.}}$ розраховуються за формулами, що приведені в роботах професора В. О. Шувалова [13-15].

Кут $\theta = 0^\circ$ є у випадку, коли постійний магніт, орієнтовано одним із полюсів до вектору швидкості потоку заряджених часток іоносферної плазми, що набігає. Якщо постійний магніт орієнтовано перпендикулярно до вектору швидкості потоку заряджених часток іоносферної плазми, то $\theta = 90^\circ$. В такому випадку коефіцієнт опору розраховується наступним чином:

$$C_x(\theta = 90^\circ) = \xi \cdot e^{5,85 \cdot 10^{-2} \cdot \lg^2\left(\frac{P_{\text{магн.}}}{P_{\text{пл.}}}\right)}, \quad (5)$$

де $\xi = 0,653 \pm 0,08$ – коефіцієнт, що показує різницю між двома крайніми положеннями орієнтації постійних магнітів до вектору потоку заряджених часток іоносферної плазми.

З урахуванням (4) і (5), професором Шуваловим В. О. пропонується формула для розрахунку сили взаємодії постійних магнітів з потоком заряджених часток іоносферної плазми (сили гальмування) $F_{\text{Г.Шув.}}$, що записується наступним чином:

$$F_{\text{Г.Шув.}} = C_x \frac{\rho \cdot v^2}{2} S_{\text{ПМ}}, \quad (6)$$

де $S_{\text{ПМ}}$ – площа взаємодії постійного магніту з потоком заряджених часток іоносферної плазми (площа повної поверхні намагніченого КА у концепції В. О. Шувалова).

Третю модель взаємодії дипольного магнітного поля з динамічним потоком заряджених часток запропоновано вченими Об'єднаного інституту ядерних досліджень, м. Дубна [16].

На базі даної взаємодії було складено додаткову теоретичну математичну модель для визначення сили гальмування. Математичну модель було складено для більш глибокого аналізу розрахунків сили гальмування на різних висотах. Так, дипольна модель магнітного поля записується наступним чином:

$$\begin{aligned} B_x &= -\frac{\mu_0}{4\pi} P_m \cdot \frac{3 \cdot x \cdot z}{\left(\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}\right)^5} \\ B_y &= -\frac{\mu_0}{4\pi} P_m \cdot \frac{3 \cdot y \cdot z}{\left(\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}\right)^5}, \\ B_z &= -\frac{\mu_0}{4\pi} P_m \cdot \frac{3 \cdot (x^2 + y^2)}{\left(\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}\right)^5} \end{aligned} \quad (7)$$

де B_x, B_y, B_z – проекції вектору магнітної індукції магнітного поля, що генерується за допомогою постійних магнітів, на осі зв'язної системи координат (ЗСК); x, y, z – координати в ЗСК, що вказують значення вектору магнітної індукції в певній точці простору.

Розміри міні-магнітосфери моделюються з урахуванням наступних умов:

$$\begin{aligned} B_{x_i} &\leq B_{mp} \\ B_{y_i} &\leq B_{mp} , \\ B_{z_i} &\leq B_{mp} \end{aligned}$$

де $B_{x_i}, B_{y_i}, B_{z_i}$ – характерні границі міні магнітосфери по осях x, y, z ; B_{mp} – величина магнітної індукції на магнітопаузі міні-магнітосфери [11].

Моделювання показало, що форма міні-магнітосфери є сфероїд. Однак, після проведення додаткових досліджень, було встановлено, що імпульс через крайні шари міні-магнітосфери вздовж осі z потоком заряджених часток іоносферної плазми, практично не передається. Тому, було прийнято моделювати міні-магнітосферу за зразком японських вчених – сферичною формою [10].

Розглянемо потік заряджених часток, що проходить через задану площу перерізу міні-магнітосфери, в одиницю часу:

$$\Pi = \iint_{S_{мсф}} (\vec{J} \cdot \vec{n}) dS_{мсф}, \quad (8)$$

де $\vec{J}$ – вектор щільності потоку заряджених часток іоносферної плазми; $\vec{n}$ – вектор нормалі до поверхні міні-магнітосфери; $S_{мсф}$ – площа поверхні міні-магнітосфери, що орієнтована до потоку заряджених часток іоносферної плазми.

Модуль вектору щільності потоку заряджених часток іоносферної плазми розраховується за наступною формулою:

$$J = \rho \cdot v, \quad (9)$$

де ρ – густина заряджених часток динамічного потоку плазми; v – швидкість заряджених часток динамічного потоку плазми (дорівнює орбітальній швидкості КА).

Тоді, для розрахунку кількості часток, які щосекунди проходять через задану орієнтовану поверхню, запишеться наступним чином:

$$N = \frac{\Pi}{m_i}, \quad (10)$$

де $m_i = 1,67 \cdot 10^{-27}$ кг – маса іона.

В свою чергу, для оцінки передачі імпульсу динамічним потоком заряджених часток іоносферної плазми, при умові, що імпульс заданій поверхні міні-магнітосфери передається повністю, скористаємося наступною формулою:

$$P = N \cdot m_i \cdot v, \quad (11)$$

Тоді, за законом збереження кількості руху, сила взаємодії постійних магнітів з динамічним потоком іоносферної плазми (сила гальмування) розраховується наступним чином:

$$F = \frac{dP}{dt}, \quad (12)$$

де t – одиниця часу.

Так, для аналізу розбіжності значень сили гальмування за всіма трьома моделями було проведено відповідні розрахунки. Для розрахунків було взято наступні початкові дані:

- залишкова магнітна індукція постійного магніту 1,4 Тл;
- магнітний матеріал AlNiCo-5, доцільність застосування якого було обґрунтовано в [12];
- об'єм магніту $V = 10^{-3} \text{ м}^3$.

Дослідження розбіжностей значень сили гальмування проводилися для висот 600–900 км при середній сонячній активності, при стандарті атмосфери. Результати розрахунків сили гальмування при $\theta = 90^\circ$ за всіма трьома моделями представлено на рис. 1.

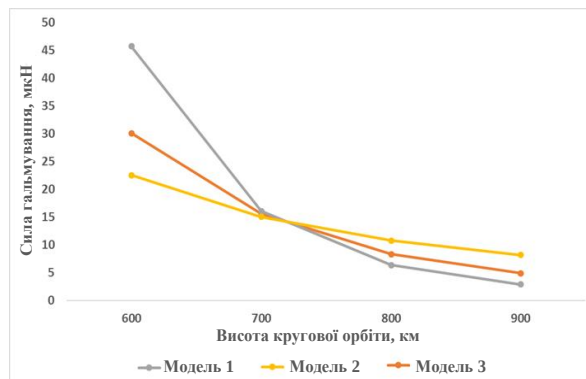


Рис.1. Розрахунок сили гальмування за трьома математичними моделями

Розрахунки результатів сили гальмування при використанні моделей (1)-(12) показали невеликі розбіжності на висотах від 700 до 900 км. На висоті 600 км модель 1 японських учених дає розбіжність майже близько 15 мкН, що пояснюється характером проведених інтерполяцій дослідження експерименту та розрахунками коефіцієнту C_d .

Дані розбіжності пояснюються характером проведення експериментів, певними допущеннями та застосуванням різних методів обробки результатів експерименту.

Однак, із проведених досліджень можна зробити висновок, що результати розрахунків сили гальмування за трьома математичними моделями співпадають за порядком при відносно невеликих розбіжностях, що дає широке підтвердження концепції застосування СВІМ.

Для дослідження орбітального руху КА використовується модель, що описується системою диференціальних рівнянь в оскулюючих елементах, де похідні беруться по істинній аномалії [17]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{da}{d\vartheta} &= \frac{2r_{KA}^2}{\mu(1-e^2)^2} \left(S \cdot e \sin \vartheta + T \cdot \frac{p}{r_{KA}} \right), \\ \frac{de}{d\vartheta} &= \frac{r_{KA}^2}{\mu} \left\{ S \cdot \sin \vartheta + T \cdot \cos \vartheta \left(1 + \frac{r_{KA}}{p} \right) + T \cdot e \frac{r_{KA}}{p} \right\}, \\ \frac{di}{d\vartheta} &= \frac{r_{KA}^3}{\mu p} \cos(\vartheta + \omega) \cdot W, \\ \frac{d\Omega}{d\vartheta} &= \frac{r_{KA}^3 \sin(\vartheta + \omega)}{\mu p \sin i} W, \\ \frac{d\omega}{d\vartheta} &= \frac{r_{KA}^2}{\mu e} \left\{ -\cos \vartheta S + \left(1 + \frac{r_{KA}}{p} \right) \sin \vartheta T \right\} - \\ &\quad - \cos i \frac{r_{KA}^3 \sin(\vartheta + \omega)}{\mu p \sin i} W, \\ \frac{dt}{d\vartheta} &= \frac{r_{KA}^2}{\sqrt{\mu p}} \left\{ 1 + \frac{r_{KA}^2}{\mu e} \left[\cos \vartheta S - \left(1 + \frac{r_{KA}}{p} \right) \sin \vartheta T \right] \right\}, \end{aligned} \right\}, \quad (13)$$

де $\mu = 3,986 \times 10^{14} \frac{m^3}{c^2}$ – гравітаційна стала; a – велика піввісь орбіти; r_{KA} – радіус-вектор КА; p – фокальний параметр орбіти; e – ексцентриситет орбіти; i – нахилення орбіти; Ω – аргумент перигею; ω – довгота висхідного вузла; ϑ – істинна аномалія; t – час руху КА (ОКС) по орбіті, час відведення; T, S, W – проекції збурюючих прискорень на осі орбітальної системи координат (ОСК).

В даній роботі пропонується урахування аеродинамічних збурень, гравітаційних збурень та збурень генерованої сили гальмування (1)-(12).

Для визначення можливих похибок часу відведення пропонується провести розрахунки з використанням першої і другої моделі взаємодії магнітного поля постійних магнітів з динамічним потоком заряджених часток іоносфери, так як ці моделі мають експериментальне лабораторне підтвердження.

В свою чергу, теоретично-оціночну модель 3 було складено для аналізу характеру передачі імпульсу зарядженими частинками міні-магнітосфери, а також для аналізу руху заряджених частинок в межах міні-магнітосфери.

Для аналізу часу відведення пропонується взяти КА, масою 176 кг з наступними характеристиками: $S_{Mid} = 0,81 m^2$ – переріз Міделя; маса магнітних пристроїв

дорівнює 5% маси КА $M_{МП} = 0,05M_{КА}$, де 2,5% займає маса постійних магнітів і 2,5% маса капсул-екранів.

Результати розрахунків часу відведення даного КА за моделлю 1, японських вчених, представлено на рис 2.

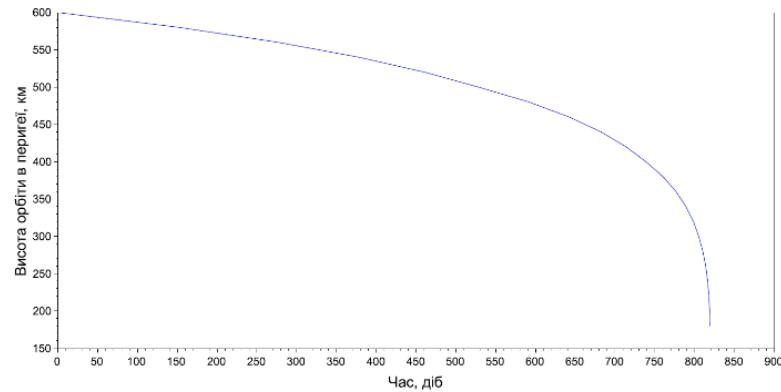


Рис.2. Розрахунок часу відведення з використанням моделі 1 японських вчених

Так, за моделлю взаємодії японських вчених загальний час відведення з висоти 600 км орбіти, близької до кругової з $e = 0,005$ і нахиланням $i = 80^\circ$ склав 819,24 дів.

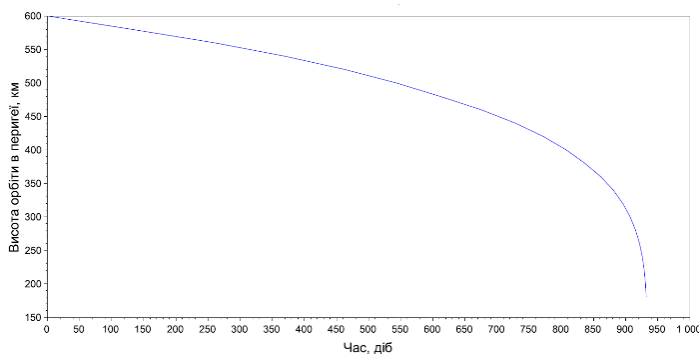


Рис. 3. Розрахунок часу відведення з використанням моделі 2 В. О. Шувалова

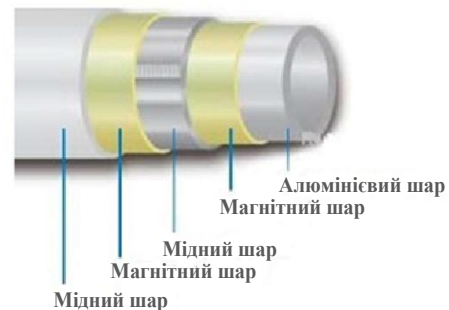


Рис. 4. Багатошаровий магнітний екран

З тієї ж орбіти, час відведення даного КА, за моделлю професора Шувалова В. О., склав 932,11 дів (рис.3). Відносна похибка між моделями, яка складає 12,1% пояснюється характером обробки експериментальних даних. Таким чином, при проектуванні пристроїв з постійними магнітами час відведення пропонується розраховувати з урахуванням даної похибки.

Особливості проектування капсул-екранів. Проблему проектування захисних екранів магнітних пристроїв було розглянуто в роботі [9]. Для цього запропоновано, використання багатошарових екранів, які було розроблено професором Дмитренко В. В. [18,19]. Екран складається із 5 шарів плівкового типу: 2-ох мідних шарів, 2-ох магнітних шарів і алюмінієвого шару (рис. 4).

Дослідження професора Дмитренка В. В. показали, що екрани на основі багат шарових плівкових структур дозволяють успішно захистити радіоапаратуру від постійних магнітних полів з напруженістю до 2 мТл, що може бути використано як в наземних установках (сучасні прискорювальні експерименти, ядерна медицина і т. п.), так в бортовій апаратурі КА.

Однак, слід зазначити, що залишкова магнітна індукція постійних магнітів AlNiCo–5 значно вище за допустиму напруженість магнітного поля в 2 мТл. Таким чином, необхідно при проектуванні враховувати певний зазор. Ширину зазору можна розрахувати за відомими формулами (7), з обмеженнями по осях в 2 мТл. Так, наприклад, для магніту AlNiCo–5 з $V=10^{-3}\text{ м}^3$ величина зазору по осях x і y укладає 22 см, а по осі z складає 28 см при орієнтації магніту полюсами вздовж осі z . Більшість зазору по осі z пояснюється сферичністю магнітного поля при дипольній моделі.

Таким чином, при проектуванні, окрім маси капсули-екрану слід враховувати її об'єм з урахуванням певних зазорів між постійним магнітом і стінкою капсули.

Висновки. В результаті роботи, було проведено аналіз математичних моделей взаємодії постійних магнітів з динамічним натиском іоносферної плазми. Виявлено відносну похибку часу відведення КА, що пов'язана із застосуванням моделей взаємодії постійних магнітів з динамічним натиском іоносферної плазми, а також запропоновано враховувати дану похибку при проектуванні магнітних пристроїв. Розглянуто особливості проектування капсул-екранів з урахуванням певних зазорів між постійним магнітом і стінками капсули. Виходячи з проведеного аналізу особливостей проектування, при розробці СВІМ, можна виділити наступні головні проектні параметри: час відведення КА з орбіти по завершенні терміну активної експлуатації; фізичні характеристики постійного магніту; об'єм капсули-екрану; маса магніту і маса капсули екрану.

Бібліографічні посилання

1. The Orbital Debris Quarterly News. NASA JSC Houston. 2019. Iss 1&2. Vol. 23. P. 14
2. Техногенное засорение околоземного космического пространства. Под ред. докт. техн. наук, проф. А. П. Алпатова. Дн-ск: Пороги, 2012. 378 с.
3. Пикалов Р. С., Юдинцев В. В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора. Труды МАИ. 2018. №100. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/239/Pikalov_YUdintsev_rus.pdf?lang=ru&issue=100 (дата звертання 20.05.2019).
4. Bombardelli C., Urrutxua H., Merino M., Ahedo E., Peláez J. Relative dynamics and control of an ion beam shepherd satellite, Spacefl. Mech. 2012. Vol. 143. P. 2145–2158.
5. Палий А.С. Методы и средства увода космических аппаратов с рабочих орбит (состояние проблемы). Техническая механика. 2012. №1. С. 94 – 102.

6. Ukrainian Patent for Utility Model No. 125265, IPC B64G 1/00, B64G 1/10, B64G 1/24. Space object orbit transfer method (in Ukrainian). Shuvalov V. O., Dehtiarenko P. H., Symanov V. H., Khorolskyi P. H., Loboda P. I. u2017 09603 ; filed Oct. 2, 2017 ; published May 10, 2018.

7. Заявка на патент України на винахід № а201801742, МПК В 64 G 1/62. Спосіб очищення навколоземно-го простору від об'єктів космічного сміття шляхом відведення їх з орбіти за допомогою власного магніт-ного поля [Текст] / Шувалов В. О., Палій О. С., Лапханов Е. О. № а201801742, заявл. 21.02.2018.

8. Лапханов Э. А., Палий А. С. Современные задачи, связанные с созданием и уводом с орбиты группировок космических аппаратов класса нано и пико. Авиационно-космическая техника и технология. 2018, № 4 (148). С. 20 – 35. doi: 10.32620/aktt.2018.4.03

9. Lapkhanov E., Paliy A. Analysis of technologies for spacecraft removal from Low Earth Orbits using onboard-produced electromagnetic and magnetic fields. Техническая механика. 2018. № 4. С. 21 – 29.

10. Yasumasa Ashida. Study on propulsive characteristics of magnetic sail and magneto plasma sail by plasma particle simulations: PhD dissertation. Kioto. 2014. P. 7 – 50. URL: [Ошибка! Недопустимый объект гиперссылки. dkogk03813.pdf](#) (дата звертання 20.05.2019).

11. Ikkoh Funaki, Hiroshi Yamakawa. Solar Wind Sails, Exploring the Solar Wind, Dr. Marian Lazar (Ed.). ISBN: 978-953-51-0339-4. InTech. 2012. P. 439 – 463. URL: <https://www.intechopen.com/books/exploring-the-solar-wind/solar-wind-sails> (дата звертання 20.05.2019).

12. Лапханов Е. О., Палій О. С. Аналіз можливості застосування двигунної установки з постійними магнітами для космічних апаратів на навколоземній орбіті. Системні технології. Дніпро, 2018, №4. С.24 – 35.

13. Shuvalov V. A., Gorev N. B., Tokmak N. A., Pis'menny N. I., Kochubei G. S. Control of the drag on a spacecraft in the earth's ionosphere using the spacecraft's magnetic field. Acta Astronautica. 2018. Vol. 151. P. 717 – 725.

14. Shuvalov V. A., Tokman N.A., Pis'mennyi N.I., Kochubei G.S. Dynamic Interaction of a Magnetszed Body with a Rarefied Plasma Flow. Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. 2016. r.57. №1. P. 145 – 152.

15. Шувалов В. А., Кучугурный Ю. П. Экспериментальное обоснование концепции искусственной мини-магнитосферы как средства управления движением космических аппаратов в ионосфере Земли. Космическая наука и технология. 2018. Т.24 №2. С. 43 – 46.

16. Амирханов И. В., Дзюба Ю. Г., Жидков Е. П., Ильина А. Н., Ильин И. В., Ильин В. Д. О динамике неадиабатических заряженных частиц в поле магнитного диполя при наложении однородного магнитного поля. Сообщение объединенного института ядерных исследований. Дубна. 1994. 36 с.

17. Разработка систем космических аппаратов. Под ред. П. Фортескью, Г. Суайнерда, Д. Старка; Пер. с англ. М.: Альпина Пабlishер, 2016. 764 с.

18. Dmitrenko V. V., Phyو Wai Nyunt, Vlasik K. F., Grachev V. M. and others Electromagnetic Shields Based on Mul-tilayer Film Structures. Bulletin of the Lebedev Physics Institute. 2015 Vol 42. № 2. P. 43 – 47.

19. Ньюнт П. В. Метод подавления влияния постоянных магнитных полей на ядерно-физическую и космофизическую аппарату. Дис. на соиск. ст. канд. наук. М., 2015. - 121 с.

Надійшла до редколегії 27.05.2019