

КОРОТКИЙ ЗВІТ

Цільова комплексна програма НАН України з наукових космічних досліджень на 2018-2022 рр.

*Інститут технічної механіки Національної академії наук України і
Державного космічного агентства України*

Науковий проект

«Міні-магнітосфера як засіб керування рухом космічного апарату в іоносфері Землі за допомогою власного магнітного поля та обґрунтування ефективності технології очищення навколоземного простору від об'єктів космічного сміття (експериментальні та теоретичні дослідження)»,

етап 1

„Дослідження впливу штучного плазмового утворення (міні-магнітосфери) біля поверхні “намагніченого” тіла на сили, що діють в системі “ка – плазма” в іоносфері землі Аналіз особливостей методів, що пропонуються для управління орбітальним рухом КА в середовищі, яке проводить струм”

Мета роботи на етапі 1 – фізичне моделювання динамічної (силової) взаємодії штучного плазмового утворення з об'єктом "космічного сміття" в іоносфері Землі.

Для реалізації мети необхідно вирішити наступні задачі:

– обґрунтувати еквівалентність фізичного моделювання тривалої дії плазмового струменя на об'єкт космічного сміття (ОКС) в іоносфері Землі і на плазмоелектродинамічному стенді ІТМ НАНУ і ДКАУ (ІТМ);

– експериментально та теоретично визначити закономірності динамічної взаємодії в системі „намагнічене тіло – плазма” щодо гальмування ОКС при наявності штучної міні-магнітосфери біля його поверхні в іоносфері Землі;

– провести порівняльний аналіз ефективності використання засобів „активного” (плазмовий струмінь) і „пасивного” (за допомогою власного магнітного поля) гальмування ОКС в атмосфері Землі.

Присутність у навколоземному просторі більш 10000 об'єктів “космічного сміття” (фрагментів виробів ракетно-космічної техніки, останніх ступенів ракет-носіїв, паливних баків, космічних апаратів (КА), що відробили свій ресурс) небезпечна для функціонування діючих космічних апаратів через високу ймовірність їх зіткнення та руйнування. У зв'язку з цим актуальною стала проблема очищення навколоземного простору від ОКС.

В останні роки зросло число проектів, що передбачають “очищення” навколоземного простору шляхом відведення (“зштовхування”) ОКС на більш низькі орбіти з наступною утилізацією при згорянні їх в щільних шарах атмосфери Землі. Один з варіантів розв’язання проблеми – відведення ОКС на більш низьку орбіту при дії на нього плазмового струменя, який генерує електрореактивний двигун (ЕРД), розміщений на іншому спеціальному КА. До таких проектів відносяться проект Європейського космічного агентства (European Space Agency) „Improving low Earth orbit security with enhanced electric propulsion” LEOSWEEP („Пастух”) [1], [2] та японський проект [3] для геостаціонарної орбіти. В проекті «LEOSWEEP» у якості можливого об’єкту розглядається третій ступінь української ракети-носія (РН) «Циклон-3». Мета проекту «LEOSWEEP» полягає в тому, щоб оцінити технологічні можливості та ефективність місії по відведенню крупних ОКС за допомогою плазмового струменя, який генерує електрореактивний двигун КА «Пастух» (ЕРД). Ефективність реалізації проекту в значній мірі визначається процесами передачі імпульсу іонів He^+ з енергією $E_i \approx 3,5$ кеВ об’єкту “космічного сміття”, зокрема, матеріалові зовнішнього покриття III-ого ступеня РН “Циклон-3”. На відстані мінімально безпечного зближення КА «Пастух» з об’єктом “космічного сміття” (від 7 м до 20 м) [4]), незалежно від типу ЕРД, концентрація високоенергійних іонів He^+ не перевершує 10^7 см⁻³. Тому при відведенні ОКС з орбіти 650 км на висоту 300 км тривалість дії високоенергійних іонів He^+ на об’єкт може сягати 100 і більш діб [1], [4]. КА „Пастух” повинен протягом цього часу забезпечувати безперервне опромінювання ОКС іонами плазмового струменя, тобто супроводжувати ОКС протягом усього часу при переході його на більш низьку орбіту. Тривалий вплив плазмового струменя на ОКС характеризується процесами розпилення матеріалу зовнішнього покриття III-го ступеня РН «Циклон» та передачі імпульсу високошвидкісних іонів He^+ . Складність рельєфу, структури екрано-вакуумної теплоізоляції (ЕВТІ, матеріал зовнішнього покриття III ступеня РН «Циклон-3») робить практично нереальним чисельне моделювання такої взаємодії. Експериментальні дослідження особливостей динамічної взаємо-

дії іонів Xe^+ з ЕВТІ при енергіях $E_i \geq 10^2$ еВ дотепер не проводилися. Прогнозування наслідків тривалого впливу плазмового струменя на ОКС можливе тільки з використанням спеціальних процедур фізичного моделювання. Переведення ОКС на більш низьку орбіту з застосуванням додаткового гальмуючого імпульсу, який створює плазмовий струмінь, можна розглядати як «активне гальмування» в іоносфері Землі. Концептуально проекти з використанням додаткового гальмуючого імпульсу близькі до ідеї гальмування ОКС в атмосфері Землі з застосуванням надувних конструкцій при збільшенні площини поверхні ОКС і, як наслідок, збільшення сили опору через дію нейтрального компоненту Землі («пасивне гальмування») [5].

В останнє десятиліття значно збільшилася кількість робіт, присвячених дослідженню ефективності застосування магнітогідродинамічних (МГД) систем для керування рухом літальних апаратів (ЛА) різного класу і призначення [6] – [15]. За результатами дослідження динамічної взаємодії «намагнічених» (із власним магнітним полем) тіл з потоками розрідженої плазми, стосовно до ЛА в атмосфері Землі, сформувалося кілька напрямків. Один з таких напрямків пов'язаний з концепцією використання міні-магнітосфери біля поверхні «намагніченого» КА («магнітний парус») для керування його рухом у міжпланетному просторі [11] – [14] при $\mathbf{V}_w \perp \mathbf{U}_\infty$ ($\mathbf{V}_w$ – вектор індукції власного магнітного поля ЛА, $\mathbf{U}_\infty$ – вектор швидкості апарата). В [15] – [18] чисельно вивчено особливості створення тяги власним магнітним полем КА (при $\mathbf{V}_w \perp \mathbf{U}_\infty$). Ці дослідження виконано для вузького діапазону параметрів взаємодії в системі «плазма – тіло» і кутів між векторами $\mathbf{V}_w$ і $\mathbf{U}_\infty$ $\theta=0$ і $\pi/2$. Використання власного магнітного поля для гальмування КА (ОКС) в іоносфері дотепер не розглядалися.

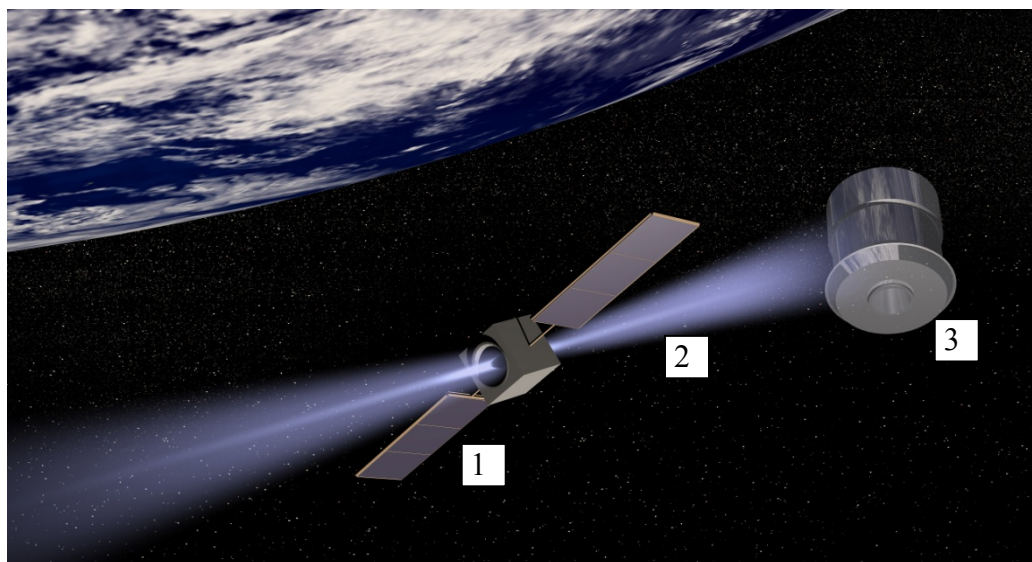
За результатами виконання робіт даного етапу підготовлено та опубліковано три статті [2], [19], [20].

Сфера використання – технології очищення навколоземного простору від крупних об'єктів космічного сміття, керування рухом (гальмування або прискорен-

ня) космічних апаратів в іоносфері Землі за допомогою їх власного магнітного поля, магнітна газова динаміка.

1 Фізичне моделювання тривалої дії плазмового струменя на об'єкт космічного сміття (ОКС) в іоносфері Землі

В проекті «LEOSWEEP» (ESA) і аналогічних проектах США, Японії проблема відведення ОКС на більш низьку орбіту вирішується гальмуванням за рахунок дії на нього плазмового струменя, який генерує електрореактивний двигун, розміщений на іншому спеціальному КА. Схема реалізації такого проекту показана на рис. 1 [1], [3]. Для дії на ОКС передбачається використовувати іони He^+ плазмового струменя з енергією $\sim (1...5)$ кеВ.



1 – КА «LEOSWEEP»; 2 – плазмовий струмень; 3 – ОКС

Рисунок 1 – Схема реалізації проекту "LEOSWEEP" в іоносфері Землі

Визначальними для динамічної взаємодії високошвидкісних іонів потоку плазми з поверхнею твердого тіла є процеси розпилення та силового впливу (передача імпульсу). В даному розділі розроблено методологію фізичного (стендового) моделювання тривалої динамічної взаємодії в системі «високоенергійні іони плазмового струменя – матеріал зовнішнього покриття ОКС в іоносфері Землі» при передачі імпульсу. При дослідженні особливостей тривалого динамічного впливу високоенергійних ($E_i > 1$ кеВ) іонів He^+ плазмового струменя на матеріал зовнішнього покриття III-го ступеня РН "Циклон-3" використано процедури

фізичного (стендового) моделювання такого впливу на основі прискорених ресурсних випробувань.

Структура склотики зовнішньої поверхні ЕВТІ при 25-кратному збільшенні показана на рис. 2.

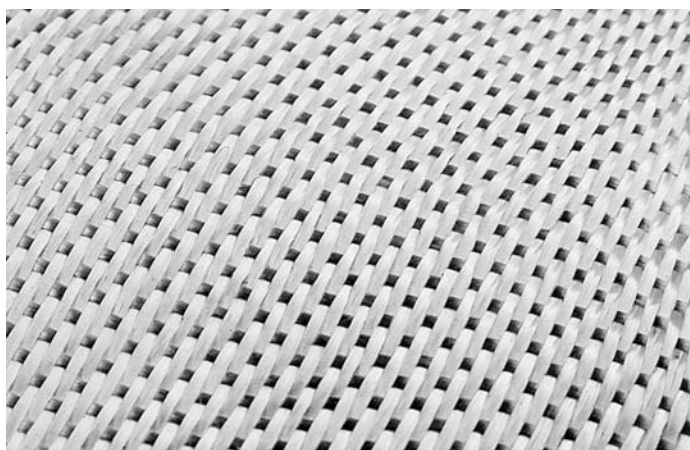


Рисунок 2 – Структура склотики ЕВТІ (25-кратне збільшення)

1.1 Техніка експерименту

Експериментальні дослідження проводилися на плазмоелектродинамічному стенді ІТМ (рис. 3). Стенд відноситься до класу плазових газодинамічних труб і призначений для дослідження взаємодії КА з іоносферою Землі [19] – [26].

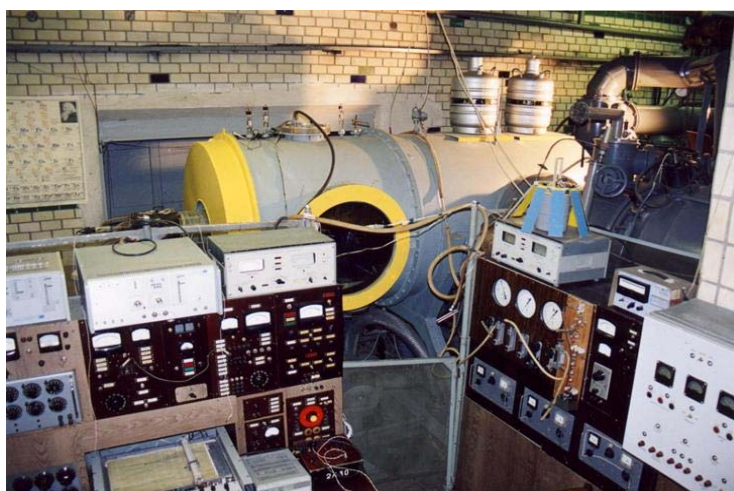


Рисунок 3 – Плазмоелектродинамічний стенд ІТМ НАНУ і ДКАУ – науковий об'єкт, що має статус «національне надбання України»

Для вимірювання параметрів плазових потоків призначені мікрохвильовий інтерферометр, що працює на частоті 5,45 ГГц, і система електричних зондів (рис. 4, а): циліндричні зонди з вольфраму радіусом $r_p = 1 \cdot 10^{-2}$ см, довжиною $l_p \approx 1,0$ см з молибдену $r_p = 4,5 \cdot 10^{-3}$ см, $l_p = 0,45$ см; сферичний зонд діаметром $2r_p = 0,4$ см; плоский зонд з молибдену діаметром $2r_p \approx 1$ см; циліндр Фарадея з молибдену діаметром $r_p \approx 1,0$ см і висотою $l_p \approx 1,0$ см. Енергія спрямованого руху потоку іонів контролюється багатеелектродним зондом – енергоаналізатором (рис. 4, б).

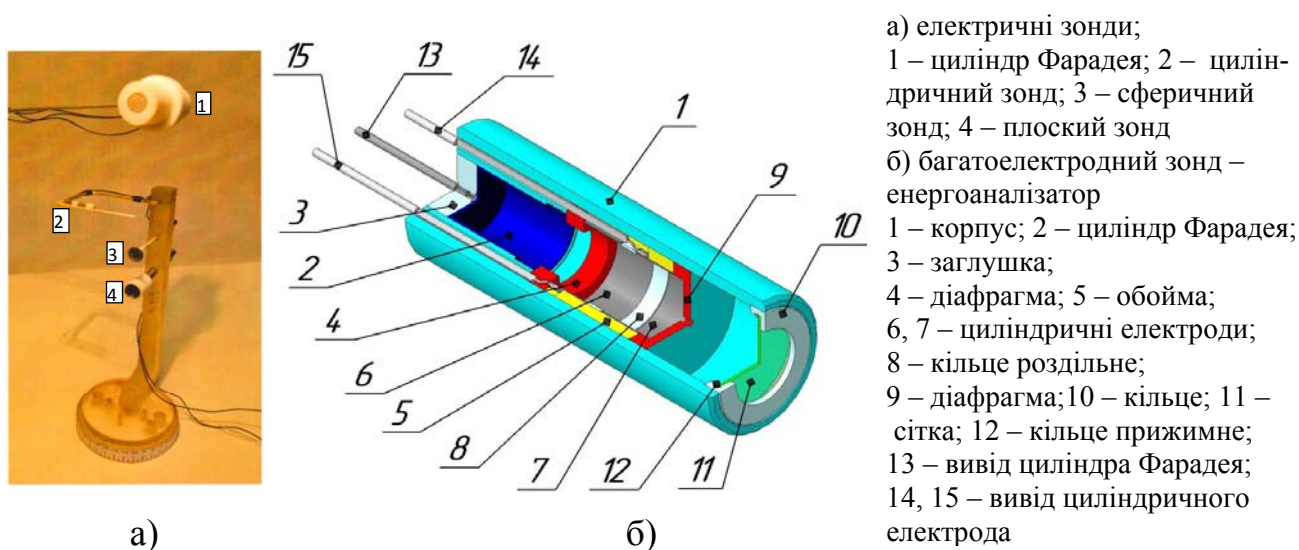


Рисунок 4 – Прилади для вимірювання параметрів плазових потоків на стенді ІТМ

Ефективність відведення ОКС на більш низьку орбіту в проекті «LEOSWEEP» в значній мірі визначається процесами передачі імпульсу іонів He^+ матеріалу поверхні ІІІ-ого ступеня РН «Циклон-3». Для оцінки силового впливу плазового струменя на поверхню твердого тіла, визначення аеродинамічних характеристик тіл у потоці газу та плазми використовуються коефіцієнти передачі імпульсу і енергії (коефіцієнти акомодатії).

Силовий вплив надзвукового потоку розрідженої плазми на діелектричну поверхню визначається бомбардуванням іонами та електронами, розпиленими частками і кулонівською взаємодією. Тиск потоку плазми на елемент поверхні твердого тіла визначається сумарним впливом [27] – [31]

$$F_{\Sigma} = F_i + F_e + F_s + F_c, \quad (1)$$

де F_i – тиск іонів потоку плазми на одиничну поверхню тіла; F_e – тиск електронів потоку плазми; F_s – реактивна сила, обумовлена розпиленням поверхні; F_c – сила кулоновської взаємодії.

При дослідженні динамічної взаємодії іонів Xe^+ з матеріалом зразка зовнішнього покриття ІІІ-го ступеня РН «ЦИКЛОН-3» (мішень Ц-3) на стенді використовувалися методика і процедури [29] для визначення коефіцієнтів передачі нормального σ_n та тангенціального σ_τ імпульсів.

1.2 Коефіцієнти передачі імпульсу іонів потоку плазми мішені

Результати досліджень динамічної (силової) взаємодії іонів Xe^+ з енергіями від 0,2 кеВ до 1,8 кеВ з поверхнею зразка Ц-3 наведено на рис. 5, а и б.

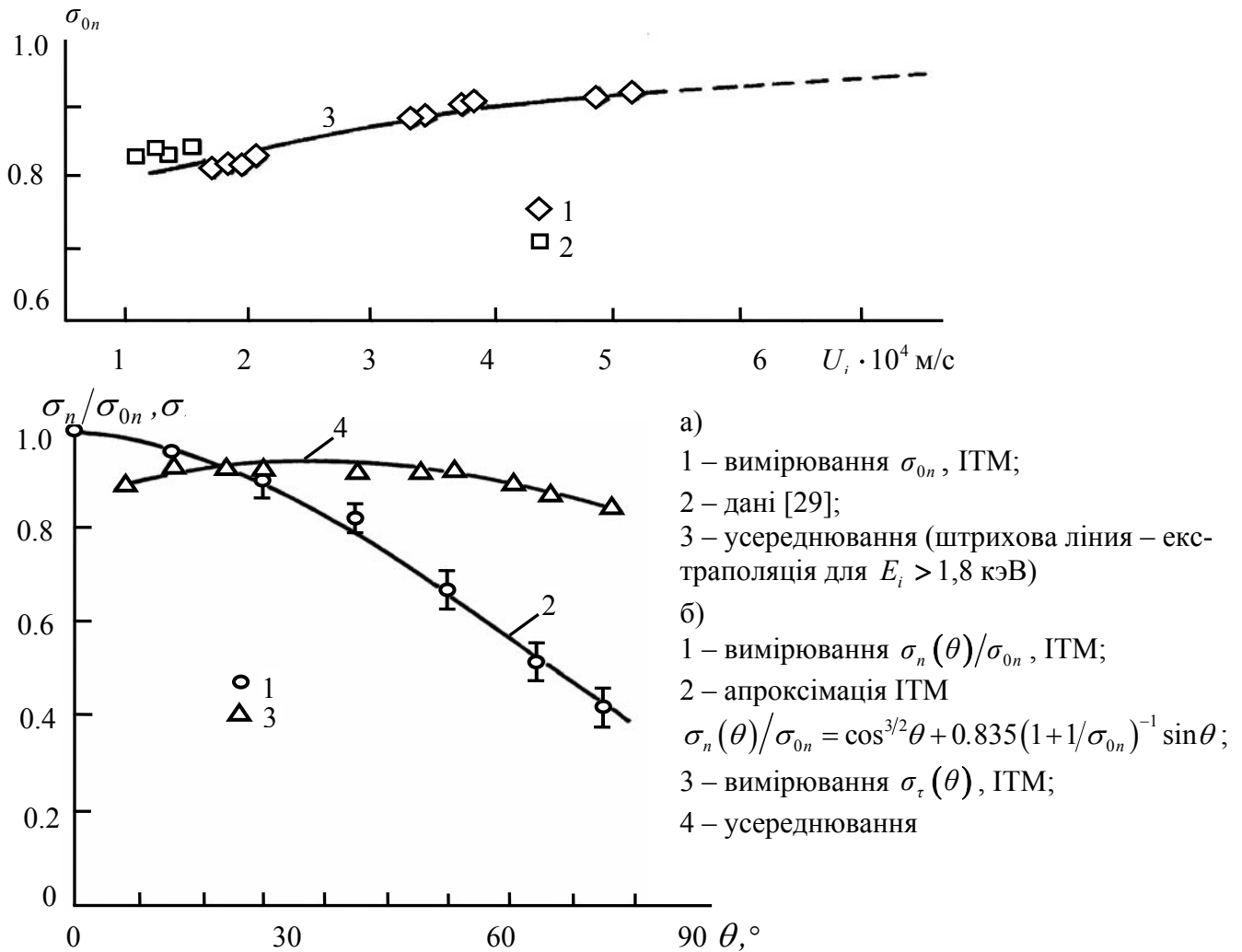


Рисунок 5 а, б – Залежності коефіцієнтів передачі нормального (а) та тангенціального (б) імпульсів від швидкості іонів Xe^+ та кута θ

Залежності на рис. 5, а и б представляють схему динамічної (силової) взаємодії іонів Xe^+ з поверхнею покриття III-го ступеня РН «Циклон-3».

Результати оцінок складових сили F_Σ опору мішені Ц-3 наведено в табл. 1. Згідно даним табл. 1 домінуючим є вплив іонів Xe^+ .

Таблиця 1 – Сили, які діють на мішень Ц-3 в потоці розрідженої плазми

Концентрація заряджених частинок $n_{e,i}$, см^{-3}	Тиск іонів F_i , мН	Тиск електронів F_e , мкН	Кулонівська взаємодія F_c , мкН,	Тиск розпи-лених часток F_s , мкН
$3,1 \cdot 10^8$	0,695	5,40	0,95	0,334

1.3 Еквівалентність режимів динамічного дії іонів потоку плазми на тверде тіло в іоносфері та на стенді

При нормальному опромінюванні ($\theta = 0^\circ$) мішені іонами гіперзвукового потоку розрідженої плазми величина коефіцієнта c_x сили опору F_x плоскої пластини визначається співвідношенням

$$c_x = \frac{F_x}{I_i U_i} \left(\frac{2e}{M_i} \right) = 2(2 - \sigma_{0n}).$$

Значення коефіцієнта сили опору плоскої пластини $c_x = \text{const}$ в гіперзвуковому потоці розрідженої плазми при $\theta = 0^\circ$ може служити критерієм еквівалентності $F_x = 2(2 - \sigma_{E_i}) n_i E_i A_w = (2 - \sigma_{E_i}) I_i U_i / e$ – умовою, що зв'язують режим «1» динамічної дії іонів Xe^+ на матеріал поверхні в іоносфері з режимом дії «2» на стенді (σ_{E_i} – коефіцієнт акомодатії нормального імпульсу іонів з енергією E_i). Силу опору плоскої пластини для режимів «1» та «2» взаємодії «матеріал – потік іонів плазми» може бути представлено у вигляді

$$F_{x1} = F_{x2} \left(\frac{2 - \sigma_1}{2 - \sigma_2} \right) \frac{n_{i1} E_{i1} A_{w1}}{n_{i2} E_{i2} A_{w2}} = F_{x2} \left(\frac{2 - \sigma_1}{2 - \sigma_2} \right) \frac{I_{i1} U_{i1}}{I_{i2} U_{i2}} \quad (2)$$

де індекс «1» відповідає умовам динамічної взаємодії в іоносфері Землі, індекс «2» – умовам взаємодії на стенді; $\sigma_{1,2}$ відповідає умовам нормального $\theta = 0^\circ$ опромінювання: $\sigma_{1,2} = \sigma_{0n}(U_{i1,2})$.

За даними чисельного моделювання [1], [4], [32] витікання плазмового струменя в іоносферу в проекті «LEOSWEEP» при енергії іонів $E_{i1} = 3.5$ кеВ сумарний струм на зрізі електрореактивного двигуна $I_\Sigma = 330 \cdot 10^{-3}$ А. Середня концентрація іонів He^+ на відстані 7,0 м від зрізу двигуна для опромінюваної площі поверхні III-ого ступеня РН «Циклон-3» $A_{w1} = 4,15 \cdot 10^4$ см² дорівнює

$$n_1 = I_\Sigma / e U_1 A_{w1} \approx 6,94 \cdot 10^6 \text{ см}^{-3}.$$

Згідно (2) для мішені Ц-3 за результатами випробувань в ІТМ при $n_{i2} = 3,1 \cdot 10^8$ см⁻³; $E_{i2} = 1,8$ кеВ; $\sigma_2 = 0,92$; $A_{w2} = 36$ см²; $F_{x2} \approx 7 \cdot 10^{-4}$ Н:

– сила впливу потоку плазми на ОКС в іоносфері дорівнює $F_{x1} \approx 35 \cdot 10^{-3}$ Н при $\sigma_1 = 0,94$;

– для дифузійної схеми ($\sigma_1 = \sigma_2 = 1,0$) динамічної взаємодії іонів He^+ з матеріалом мішені $F_{x1} \approx 32 \cdot 10^{-3}$ Н при $F_{x2} \approx 6,4 \cdot 10^{-4}$ Н;

– за результатами чисельного моделювання для безструктурної схеми взаємодії в системі «іони He^+ – поверхня твердого тіла» $F_{x1} \approx 31 \cdot 10^{-3}$ Н.

Погрішність визначення сили F_{x1} не більш 3,5 %.

2 Дослідження закономірностей динамічної взаємодії в системі «намагнічене тіло - плазма» щодо гальмування ОКС при наявності штучної міні-магнітосфери біля його поверхні в іоносфері Землі

Для «ненамагніченого» тіла (індукція власного магнітного поля $B_w = 0$) з характерним розміром $r_w \geq 1,0$ м в іоносферній розрідженій плазмі на висотах ~ 800 км реалізуються наступні умови динамічної взаємодії [33], [34]:

– магнітне число Рейнольдса $Re_m = \mu \sigma U_\infty r_w > 1$ (U_∞ – швидкість тіла; σ – провідність плазми; μ – магнітна проникність плазми);

– відношення теплових ларморовських радіусів r_i іонів і r_e електронів до характерного розміру тіла $r_i / r_W \gg 1$, $r_e / r_W \ll 1$ і $r_{iu} / r_W \gg 1$ (r_{iu} – ларморовський радіус іонів іоносферної плазми, взаємодіючих з поверхнею тіла із швидкістю $U_\infty \approx 7,5$ км/с).

Крім того, для іоносферної плазми:

- відношення розміру тіла до дебаєвського радіусу в незбуреній плазмі $r_W / \lambda_d \geq 10^2$;
- число Маха $5,3 \leq M \leq 7,5$;
- ступінь іонізації плазми $0,05 \leq \varepsilon_i \leq 0,4$;
- параметр Холла $\omega_{\alpha\beta} \nu_{\alpha\delta}^{-1} \gg 1$, де $\omega_{\alpha\beta}$ – ларморовська циклотронна частота іонів ($\alpha = i$) і електронів ($\alpha = e$), $\nu_{\alpha\delta} = \nu_{\alpha i} + \nu_{\alpha n}$ – середні частоти зіткнень електронів і іонів з іонами та нейтралами, відповідно [33], [34].

Для тіл з $r_W \geq 1,0$ м в іоносферній плазмі реалізується режим вільно-молекулярного обтікання при $\text{Kn}_i = l_{ii} / r_W \gg 1$ (Kn_i – число Кнудсена для іонів, l_{ii} – довжина вільного пробігу для іон-іонних зіткнень) і умови магнітогідродинамічного (МГД) наближення [35], [36].

Умови на стенді ІТМ відповідають умовам фізичного моделювання взаємодії тіл з іоносферною плазмою на висотах ~ 800 км.

Некерований ОКС при дослідженні взаємодії його з потоком іоносферної плазми в аеродинаміці прийнято моделювати сферою. Тому в якості досліджуваного тіла при проведенні експериментальних досліджень на плазмоелектродинамічному стенді ІТМ використовувалися дві діелектричні сфери, виготовлені із фторопласта-4, радіусами $r_{W1} = 4,35 \cdot 10^{-2}$ м и $r_{W2} = 5,25 \cdot 10^{-2}$ м. В якості джерел власного магнітного поля використовувалися соленоїди.

На рис. 6 показано структуру поля течії при обтіканні «ненамагніченої» сфери ($B_W = 0$, рис. 6, а) радіусом $r_{W2} = 5,25 \cdot 10^{-2}$ м і «намагніченої» сфери ($B_W \neq 0$, рис. 6, б і в) для кутів $\theta \approx 0^\circ$ і $\theta \approx 80^\circ$ і $P_{B_W} / P_d \approx 4,8 \cdot 10^3$. При $\theta \approx 0^\circ$

($\vec{B}_w \parallel \vec{U}_i$, осьова орієнтація) поблизу поверхні «намагніченої» сфери формується струминна течія з ударною хвилею (рис. 6, б). При $\theta \approx \pi / 2$ ($B_w \perp U_\infty$, нормальна орієнтація) біля поверхні «намагніченої» сфери формується штучна мінімагнітосфера (рис. 6, в) [37].

При осьовій орієнтації залежність коефіцієнта сили опору «намагніченої» сфери від відношення магнітного тиску поля сфери P_{B_w} до швидкісного напору потоку плазми P_d

$$c_x(\theta = 0^\circ) / c_{0x} = \exp\left[5,85 \cdot 10^{-2} \lg^2(P_{B_w} / P_d)\right] = f_1(P_{B_w} / P_d) \quad (3)$$

представлено на рис. 7: 1 – вимірювання ІТМ для сфери радіусом $r_{w_1} = 4,35 \cdot 10^{-2}$ м при швидкості потоку іонів $U_i \approx 11,5$ м/с і концентрації іонів $N_i \approx 4 \cdot 10^{15} \text{ м}^{-3}$; 2, 3 – вимірювання ІТМ для сфери $r_{w_2} = 5,25 \cdot 10^{-2}$ м при $U_i \approx 15,6$ км/с, $N_i \approx 2 \cdot 10^{15} \text{ м}^{-3}$ і $U_i \approx 28,3$ км/с, $N_i \approx 9,6 \cdot 10^{15} \text{ м}^{-3}$; 4 – розрахункові значення для циліндра з напівсферичним торцем з [9]; 5 – розрахунки для сфери [10]; 6 – розрахункові значення [8]; 7 – розрахунки [38]; 8 – дані чисельного моделювання [12] $c_x = 4,334 \pm 0,54$ при $\theta \approx 0^\circ$ і $P_{B_w} / P_d \approx 7,8 \cdot 10^4$; 9 – апроксимація ІТМ (3), c_{0x} – коефіцієнт сили опору «ненамагніченої» сфери.

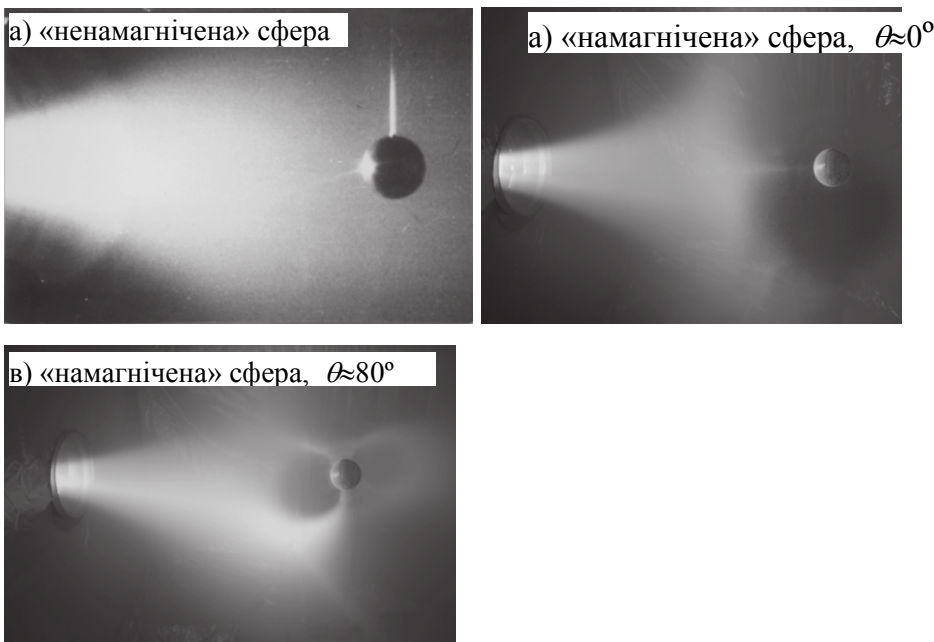


Рисунок 6 – Обтікання сфери гіперзвуковим потоком плазми на стенді ІТМ

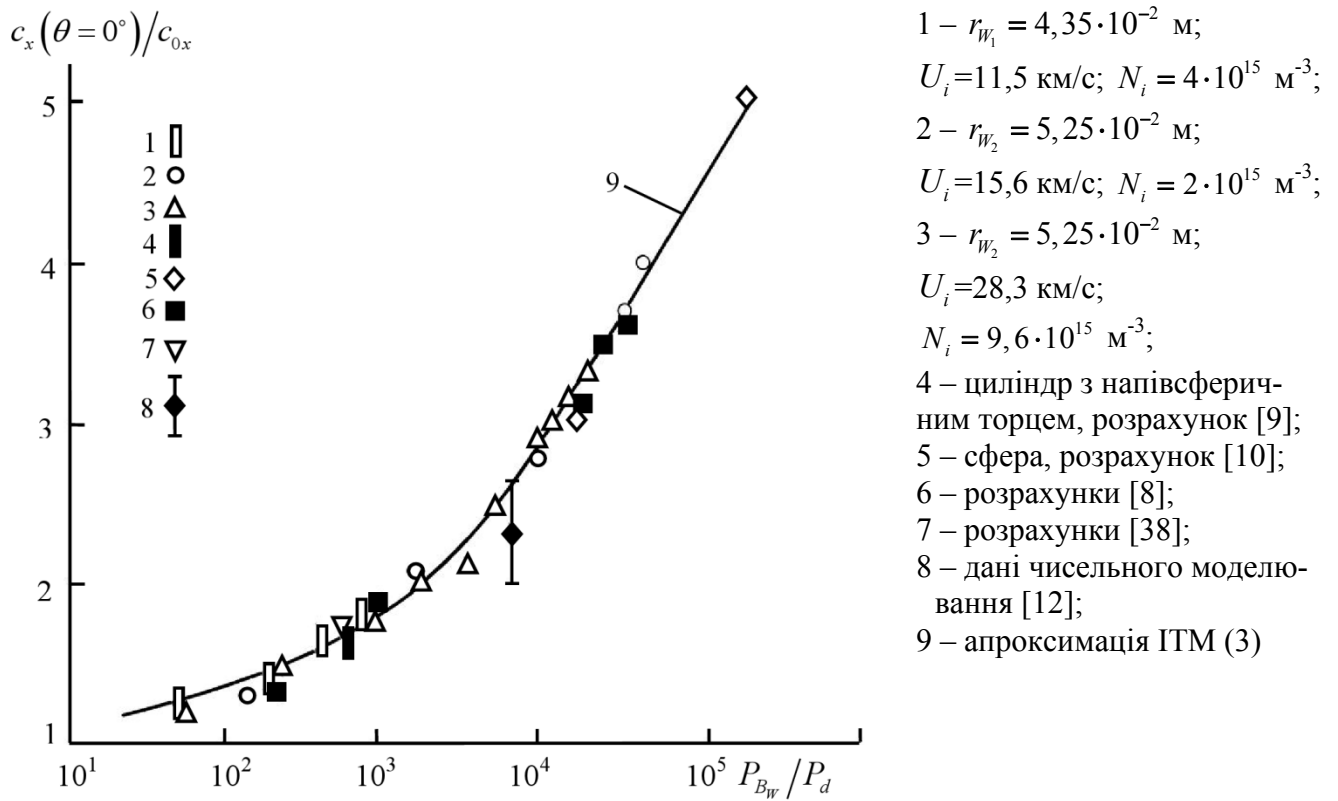


Рисунок 7 – Залежність коефіцієнта сили опору «намагніченої» сфери від параметра P_{Bw}/P_d при $\theta = 0^\circ$ ($\vec{B}_w \parallel \vec{U}_i$)

На рис. 8 представлено залежність коефіцієнта сили опору «намагніченої»

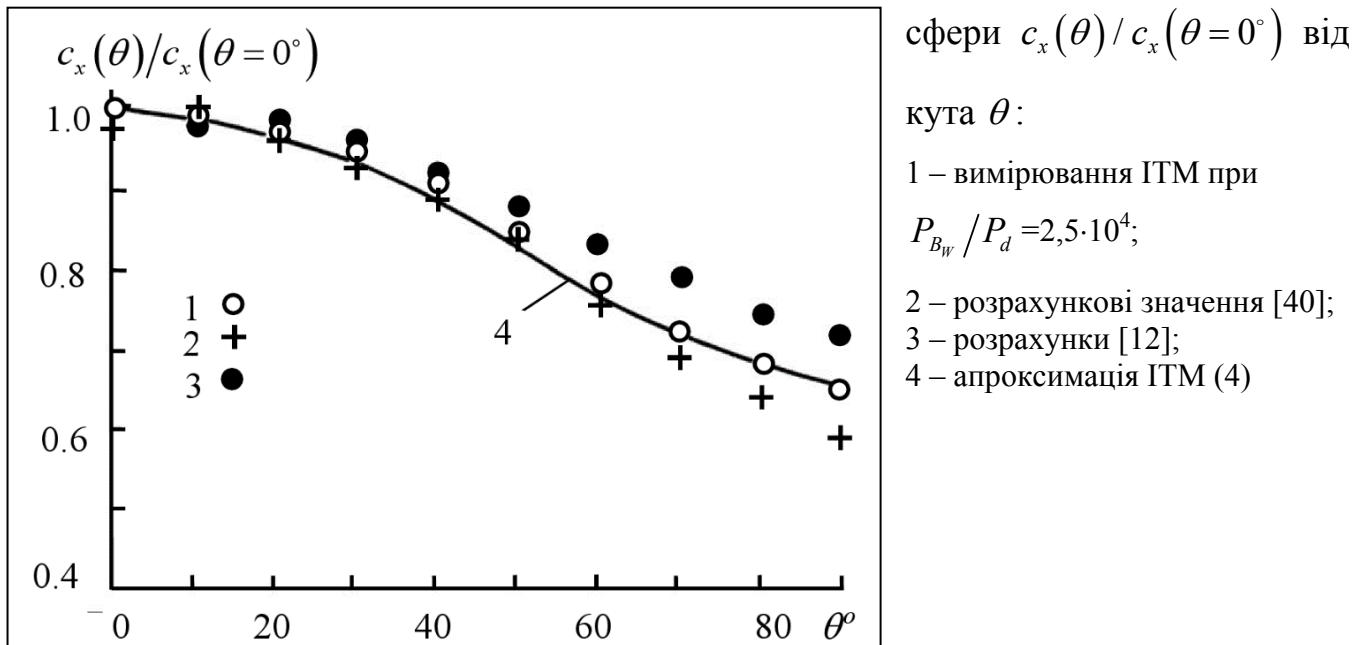


Рисунок 8 – Залежність нормованого коефіцієнта сили опору від кута θ між векторами $\vec{U}_i$ и $\vec{B}_w$

$$c_x(\theta) / c_x(\theta = 0) \approx |\cos^{0.5} \theta| + 0,653 \cdot \sin^7 \theta \left[(|\sin \theta - |\cos \theta||) \times (|\sin^2 \theta - |\cos^{0.5} \theta||) \right] = f_2(\theta). \quad (4)$$

Для широкого діапазону значень параметра P_{B_W} / P_d та кута θ між векторами U_i і B_W коефіцієнт сили опору «намагніченої» сфери в гіперзвуковому потоці розрідженої плазми визначається із співвідношення

$$c_x(\theta) = c_{0x} f_1(P_{B_W} / P_d) \cdot f_2(\theta). \quad (5)$$

3 Порівняльний аналіз ефективності використання засобів «активного» і «пасивного» гальмування ОКС в атмосфері Землі

Залежності коефіцієнта сили опору c_x (3) – (5) можуть бути використані для оцінки ефективності застосування власного магнітного поля ОКС при гальмуванні та відведенні крупних ОКС на більш низькі орбіти з наступною утилізацією при згорянні їх у щільних шарах атмосфери Землі.

Ідея відведення ОКС на більш низькі орбіти із застосуванням додаткового гальмуючого імпульсу (сили опору) концептуально близька до проєктів, що пропонують гальмувати крупні ОКС в атмосфері Землі при використанні «активних» засобів:

- потоком іонів плазмового струменя, що генерує спеціальний КА [1], [3];
- дією нейтральних частинок атмосфери Землі на додаткові конструкції, які збільшують мідель КА (ОКС) [5].

При індукції власного магнітного поля ОКС $B_W = 0,8$ Тл значення тиску, від електромагнітної сили Лоренца при взаємодії в системі «іоносферна плазма – «намагнічене» тіло», близькі до значень тиску іонів Xe^+ з енергіями $E_i \approx 3,5$ кеВ і 6 кеВ при опромінюванні ОКС з відстані $z = 10$ м і $z = 20$ м при напівкуті розходження плазмового струменя $\psi \sim 6^\circ$ [1], [3]. На рис. 9 представлено розрахункові значення тиску F_x на «намагнічену» ($B_W = 0,8$ Тл) сферу в іоносферній плазмі на висотах від 250 км до 800 км при середньому рівні сонячної активності [33]

(день, ніч): крива 1 – максимальне значення F_x ($\theta = 0$, день); 2 – мінімальне значення F_x ($\theta = \pi/2$; день); 3 – максимальне значення F_x ($\theta = 0^\circ$; ніч); 4 – мінімальне значення F_x ($\theta = \pi/2$; ніч), при розрахунках за формулою $F_x = c_x(\theta)0,5\rho_i U_\infty^2$ для значень коефіцієнта сили опору $c_x(\theta)$ використовувалася залежність (5); лінія 5 – розрахунки тиску іонів Xe^+ з енергією $E_i \approx 6$ кеВ при напівкуті плазмового струменя $\psi \sim 6^\circ$ і відстані $z = 20$ м між спеціальним КА та ОКС [3]; 6 – тиск іонів з енергією $E_i \approx 3.5$ кеВ при відстані між КА «LEOSWEEP» і ОКС $z = 10$ м [1]; 7 – розрахунки тиску нейтрального компонента іоносфери $F_x = c_{0x}(\theta)0,5\rho_n U_\infty^2$ для дифузійного розсіювання нейтральних часток на матеріалі поверхні ОКС ($c_{0x} = 2$; день, середній рівень сонячної активності) [33]. Криві 1, 2 і 3, 4 обмежують область тиску, що створює електромагнітна сила Лоренца для діапазону кутів $0 \leq \theta \leq \pi/2$.

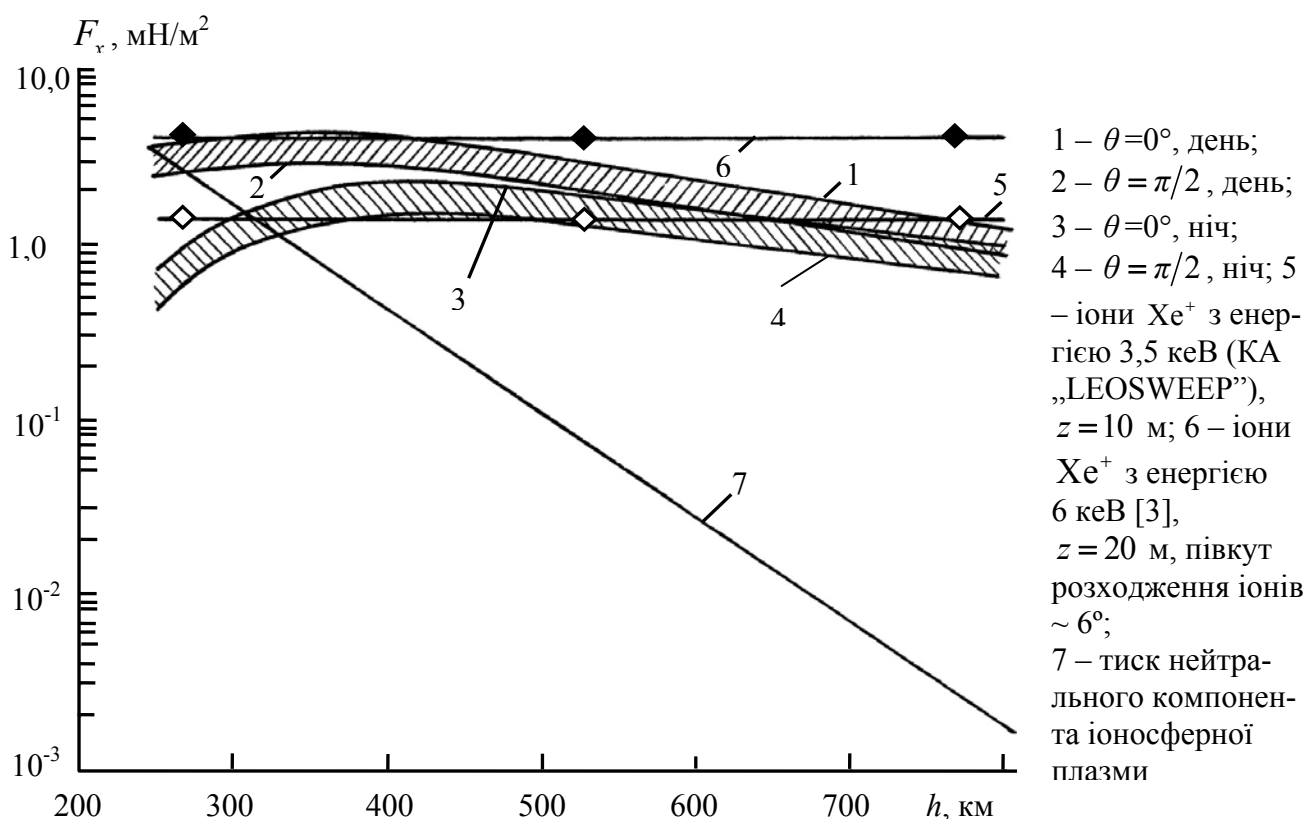


Рисунок 9 – Залежність сили, яка гальмує ОКС, від висоти орбіти

Тиск, що створює нейтральний компонент (крива 7) на висотах $h \geq 700$ км, практично на 3 порядки менший за тиск, що створює сила Лоренца. Наведені на

рис. 9 оцінки свідчать про те, що власне магнітне поле ОКС з індукцією $B_w \geq 0,8$ Тл може бути використано для реалізації «пасивної схеми» відведення крупного ОКС на більш низьку орбіту в атмосфері Землі. Процедури використання може бути сформульовано наступним чином:

- підготовлені до експлуатації вироби ракетно-космічної техніки (потенційні ОКС) мають бути оснащені «сплячим магнітом» (постійним магнітом у захисному корпусі, що екранує магніт і забезпечує припустимий для даного КА залишковий некомпенсований магнітний момент на період експлуатації в іоносфері). Після закінчення терміну активної експлуатації КА захисний екран відділяється, власне магнітне поле ОКС генерує силу Лоренца, яка гальмує об'єкт і переводить його на більш низьку орбіту до згоряння в атмосфері Землі;

- спеціальний КА з гарпуном (постійний магніт) при підльоті до ОКС пострілом «загарпунює» крупний ОКС, забезпечує його власним магнітним полем. Далі ОКС з джерелом власного магнітного поля завдяки взаємодії з іоносферною плазмою силою Лоренца переміщується на більш низьку орбіту в автономному режимі без супроводження його спеціальним КА.

Висновки

1. Сформульовано критерій еквівалентності динамічної дії плазмового струменя, генерованого спеціальним КА, на ОКС в іоносфері Землі умовам фізичного моделювання такої дії на плазмоелектродинамічному стенді. За результатами експериментальних досліджень визначено імпульс сили іонів плазмового струменя на ОКС в іоносфері Землі.

2. Отримано залежності коефіцієнту сили опору «намагніченого» ОКС в надзвуковому потоці плазми від співвідношення магнітного тиску власного поля ОКС до динамічного тиску потоку плазми, а також від кута між векторами індукції власного магнітного поля та швидкості польоту ОКС.

3. Проведено порівняльний аналіз ефективності використання засобів „активного” (плазмовий струмінь, генерований спеціальним КА) і „пасивного” (за допомогою власного магнітного поля) гальмування в атмосфері Землі.

Подальші дослідження: експериментальне і теоретичне обґрунтування ефективності використання міні-магнітосфери для керування рухом (гальмування) ОКС шляхом збільшення концентрації заряджених частинок і ступеня іонізації в порожній каверні штучної магнітосфери біля поверхні ОКС.

Перелік джерел посилань

1. Bombardelli C. Ion beam shepherd for contactless space debris removal / C. Bombardelli, J. Peláez // *Journal Guidance and Dynamics*. – 2011. – V. 34, № 3. – P. 916 – 929.
2. Physical simulation of a prolonged plasma-plume exposure of a space debris / V. A. Shuvalov, N. B. Gorev, N. A. Tokmak, G. S. Kochubei // *Cosmic Research*. – 2018. – V. 56, №. 3. – P. 223 – 231. –doi: 10.1134/S0010952518020090.
3. Kitamura S. A reorbiter for GEO large debris objects using ion beam irradiation / S. Kitamura, Y. Hayakawa, S. Kawamoto // *Acta Astronautica*. – 2014. – V. 94. – P. 725 – 735.
4. Hypersonic plasma plume expansion in space / M. Merino, E. Ahedo, C. Bombardell, H. Urrutxua, J. Peláez // *The 32-nd Intern. Electric Propulsion Conference*, September 11 – 15, Wiesbaden, Germany. – Wiesbaden, Germany : IEPC, 2011. – P. 14 – 19.
5. Grossman G. Inflatable concentrators for solar propulsion and dynamic space power / G. Grossman, G. Williams // *Journal Solar Energy Engineering*. – 1990. – V. 112, №11. – P. 229 – 236.
6. Битюрин В. А. Магнитогидродинамическое взаимодействие при обтекании затупленного тела гиперзвуковым воздушным потоком / В. А. Битюрин А. Н. Бочаров // *Известия РАН. Механика жидкости и газа*. — 2006. — № 5. — С. 188 – 195 – 203.
7. Обтекание цилиндра с электрической дугой, вращающейся в магнитном поле / В. А. Битюрин, И. П. Завершинский, А. И. Климов, Н. Е. Молевич, И. А. Моралев, Д. Мунхоз, Л. Б. Поляков, Д. П. Порфирьев, С. С. Сугак // *Теплофизика высоких температур*. – 2016. – Т. 54, № 4. – С. 632 – 635.
8. Fujino T. Numerical analysis of reentry trajectory coupled with magnetohydrodynamic flow control / T. Fujino, T. Yoshino, M. Ishikawa // *Journal Spacecraft and Rockets*. – 2008. – V. 45, № 5. – P. 920911 – 920.
9. Kinetic and continuum simulation of electromagnetic control of a simulated reentry flow / H. Katsurayama, M. Kawamura, A. Matsuda, T. Abe // *Journal Spacecraft and Rockets*. – 2008. – V. 45, № 2. – P. 248 – 254.
10. Fujino T. Numerical study of magnetohydrodynamic flow control along superorbital reentry trajectories / T. Fujino, Y. Shimosawa // *J. Spacecraft and Rockets*. – 2016. – V. 53, № 3. – P. 537. 528 – 537.
11. Discussion of momentum transfer difficulty of magnetoplasma sail / H. Nishida, I. Funaki, Y. Inatani, K. Kusano // *Journal Propulsion and Power*. – 2011. – V. 27, № 5. – P. 1149 – 1153.

12. Nishida H. Analysis of trust characteristics of a magnetic sail in magnetized solar wind / Nishida H., Funaki I. // *Journal of Propulsion and Power*. – 2012. – V. 28, № 3. – P. 636 – 641.
13. Fujita K. Particle simulation of moderately-sized magnetic sails / K. Fujita // *Journal Space Technology Science*. – 2004. – V. 20, № 2. – P. 26 – 31.
14. An exploration of the effectiveness of artificial mini-magnetospheres as a potential solar storm sheller for long term human space missions / R. A. Bamford, B. Kellett, J. Bradford, T. N. Todd, M. G. Benton, R. Stafford-Allen, L. Silva, C. Collingwood, I. Grawford, R. Bingham // *Acta Astronautica*. – 2014. – V. 105. – P. 385 – 394.
15. Shang J.S. Hypersonic flow over a blunt with plasma injection / J. S. Shang, J. Hayes, Y. Menart // *Journal of Spacecraft and Rockets*. – 2002. – V. 39, № 3. – P. 367 – 375.
16. Bisek N.J. Computational study of impregnated ablator for improved magnetohydrodynamic heat shield / N. J. Bisek, R. Grosse, J. Poggie // *Journal of Spacecraft and Rockets*. – 2013. – V. 50, № 5. – P. 927 – 935.
17. Experimental and numerical investigation on the thrust production process of magnetoplasma sail / I. Funaki, H. Yamakawa, Y. Kajimura, K. Ueno, Y. Oshio, H. Nishida, H. Usui, M. Matsumoto, I. Shinodara // *The 46-th AJAA/ASME/SAF/ASEE Joint Propulsion conference and exhibit, 25 - 28 June, 2010, Nashville, USA*. – Nashville, USA : AJAA, 2010. – P. 141 – 152.
18. Magnetoplasma sail with equatorial ring-current / I. Funaki, Y. Kajimura, H. Nishida, H. Arita, Y. Ashida, H. Yamakawa, Y. Oshio, K. Ueno, H. Yamamura, Y. Yamagiwa // *The 49-th AJAA/ASME/SAF/ASEE Joint Propulsion conference, 25-28 June, 2013, San Jose, abstract*. – San Jose, USA : AJAA, 2013. – P. 193 – 205.
19. Braking of a “magnetized” sphere in a hypersonic rarefied plasma flow / V. A. Shuvalov, N. A. Tokmak, N. I. Pis'mennyi, S. N. Kulagin, G. S. Kochubei // *High Temperature*. – 2018. – V. 56, № 3. – P. 473 – 480. – doi: 10.1134/S0018151X18030197.
20. Control of the drag on spacecraft in the earth's ionosphere using the spacecraft's magnetic field / V. A. Shuvalov, N. B. Gorev, N. A. Tokmak, N. I. Pis'mennyi, G. S. Kochubei // *Acta Astronautica*. – 2018. – №151. – C. 717 – 725. – doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.06.038.
21. Моделирование эффектов МГД-взаимодействия тел с атмосферой Земли в потоке разреженной плазмы / В. А. Шувалов, С. Н. Кулагин, Г. С. Кочубей, Н. А. Токмак // *Космічна наука і технологія*. – 2011. – Т. 17, № 5. – С. 29 – 39.
22. Динамическое взаимодействие космического аппарата с разреженной плазмой при движении под «магнитным парусом» / В. А. Шувалов, Н. А. Токмак, А. Г. Цокур, Г. С. Кочубей // *Космічна наука і технологія*. – 2014. – Т. 20, № 3. – С. 14 – 21.
23. Моделирование радиационной электризации подветренных поверхностей космических аппаратов на полярной орбите в ионосфере Земли /

В. А. Шувалов, Г. С. Кочубей, А. И. Приймак и др. // Космічна наука і технологія. – 2001. – Т. 7, № 5/6. – С. 30 – 43.

24. Шувалов В. А. Радиационная электризация элементов конструкций космических аппаратов. Физическое моделирование, накопление и нейтрализация заряда / В. А. Шувалов, А. И. Приймак, В. В. Губин // Космические исследования. – 2001. – Т. 39, № 1. – С. 18 – 28.

25. Потери мощности солнечных батарей космического аппарата в полярной ионосфере и магнитосфере Земли / В. А. Шувалов, Н. И. Письменный, Г. С. Кочубей, С. В. Носиков // Космічна наука і технологія. – 2011. – Т. 17, № 3. – С. 5 – 15.

26. Шувалов В. А. Деградация полимерных пленок космических аппаратов при длительном воздействии потоков атомарного кислорода и вакуумного ультрафиолетового излучения / В. А. Шувалов, Н. А. Токмак, Н. П. Резниченко // Космічна наука і технологія. – 2015. – Т. 21, № 5. – С. 56 – 68.

27. Баранцев Р. Г. Взаимодействие разреженных газов с обтекаемыми поверхностями / Р. Г. Баранцев. – М. : Наука, 1975. – 344 с.

28. Ерофеев А. И. О влиянии шероховатости на взаимодействие потока газа с поверхностью твердого тела // Механика жидкостей и газа. – 1967. – № 6. – С. 82 – 89.

29. Шувалов В. А. Моделирование взаимодействия тел с ионосферой / В. А. Шувалов. – Київ : Наукова думка, 1995. – 180 с.

30. Магнетогидродинамическое торможение «намагниченных» планет в потоке плазмы солнечного ветра / В. А. Шувалов, К. А. Бандель, А. И. Приймак, Г. С. Кочубей // Космічна наука і технологія. – 2009. – Т. 15, № 6. – С. 3 – 13.

31. Пярнпуу А. А. Модель взаимодействия разреженного газа с поверхностью твердого тела / А. А. Пярнпуу // IV Всесоюзная конф. по динамике разреженных газов и молекулярной газовой динамике : труды. – Москва : ЦАГИ, 1977. – С. 464 – 469.

32. Стационарные плазменные двигатели / Н. В. Белан, В. П. Ким, А. И. Оранский, В. Б. Тихонов. – Харьков : Хар. авиац. ин-т., 1989. – 284 с.

33. Гуревич А. В. Нелинейная теория распространения радиоволн в ионосфере / А. В. Гуревич, А. Б. Шварцбург. – М. : Наука, 1973. – 272 с.

34. Boyd R. L. F. Plasma probes on space vehicles / R. L. F. Boyd // Plasma diagnostics / Edited by W. Lochte-Holtgreven. – Amsterdam : North-Holland Wiley, 1968. – 928 p.

35. Mitchner M. Partially ionized gases / M. Mitchner, Ch. Kruger. – N. Y. : John Wiley and Sons, 1973. – 493 p.

36. Sutton G. W. Engineering magnetohydrodynamics / G. W. Sutton, A. Sherman. – N. Y. : McGraw-Hill, 1965. – 548 p.

37. Управление динамическим взаимодействием “намагниченной” сферы с гиперзвуковым потоком разреженной плазмы / В. А. Шувалов, Н. А. Токмак, Н. И. Письменный, Г. С. Кочубей // Теплофизика высоких температур. – 2015. – Т. 53, № 4. – С. 487 – 493.

38. Обтекание сферической головной части тела гиперзвуковым потоком при наличии магнитного поля / В. А. Битюри, А. Б. Ватажин, О. В. Гуськов, В. И. Копченков // Изв. РАН. МЖГ. – 2004. – № 4. – С. 169 – 177.

39. Кошмаров Ю. А. Прикладная динамика разреженного газа / Ю. А. Кошмаров, Ю. А. Рыжов. – М. : Машиностроение, 1977. – 184 с.

40. Two-dimensional magnetohydrodynamic simulation of a magnetic sail / H. Nishida, H. Ogawa, I. Funaki, K. Fujita, H. Yamakawa, Y. Nakayama // Journal of Spacecraft and Rockets. – 2006. – V. 43, № 3. – P. 667 – 673.

41. Zubrin P. M. Magnetic sail and interplanetary travel / P. M. Zubrin, D. G. Andrews // Journal of Spacecraft and Rockets. – 1991. – V. 28, № 2. – P. 197 – 203.

Публікації ITM 2018 р. за етапом 1:

1. Physical simulation of a prolonged plasma-plume exposure of a space debris / V. A. Shuvalov, N. B. Gorev, N. A. Tokmak, G. S. Kochubei // Cosmic Research. – 2018. – V. 56, № 3. – P. 223 – 231. –

doi: 10.1134/S0010952518020090.

2. Braking of a “magnetized” sphere in a hypersonic rarefied plasma flow / V. A. Shuvalov, N. A. Tokmak, N. I. Pis'mennyi, S. N. Kulagin, G. S. Kochubei // High Temperature. – 2018. – V. 56, № 3. – P. 473 – 480. –

doi: 10.1134/S0018151X18030197.

3. Control of the drag on spacecraft in the earth's ionosphere using the spacecraft's magnetic field / V. A. Shuvalov, N. B. Gorev, N. A. Tokmak, N. I. Pis'mennyi, G. S. Kochubei // Acta Astronautica. – 2018. – №151. – С. 717 – 725. – doi: 10.1016/j.actaastro.2018.06.038.

4. Шувалов В. А. Экспериментальное обоснование концепции искусственной мини-магнитосферы как средства управления движением космических аппаратов в ионосфере Земли / В. А. Шувалов, Ю. П. Кучугурный // Космічна наука і технологія. – 2018. – Т. 24, № 2. – С. 43 – 46. doi: 10.15407/knit2018.02.043.

5. Кучугурный Ю. П. Искусственная мини-магнитосфера как нереактивная магнитогидродинамическая система для увода с орбит объектов «космического мусора» в ионосфере Земли / Ю. П. Кучугурный, С. В. Носиков, Н. П. Резниченко, В. Г. Симанов, А. Г. Цокур, В. А. Шувалов // 18 Українська конференція з комічних досліджень, 17-20 вересня 2018 р., Київ : тези доповідей конференції. – Київ : ВД «Академперіодика» НАН України, 2018. – С. 131.

6. Патент на винахід № 125265 U Україна, МПК (2018.1) B64 G1/00. Спосіб орбітального перельоту космічного об'єкта / В. О. Шувалов, П. Г. Дегтяренко, В. Г. Симанов, П. Г. Хорольський, П. І. Лобода. – U201709603; заявл. 02.10.2017, опубл. 10.05.2018, Бюл. № 9. – 4 с.

Науковий керівник проекту
доктор технічних наук, професор

Шувалов В. О.

