

А.П. Алпатов, О.С. Палій, О.Д. СкорікІнститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, Дніпро, 49005, Україна

РОЗРОБКА КОНСТРУКТИВНОЇ СХЕМИ ТА ВИБІР ПРОЕКТНИХ ПАРАМЕТРІВ АЕРОДИНАМІЧНОЇ СИСТЕМИ ВІДВЕДЕННЯ З ОРБИТИ РОЗГІННИХ СТУПЕНІВ РАКЕТ-НОСІЇВ



Наведено аналіз та класифікацію аеродинамічних систем відведення з орбіти розгінних ступенів ракет-носіїв і визначено технічну реалізованість і можливість створення аеродинамічних надувних систем для відведення. Складено математичну модель орбітального руху розгінного ступеня ракети-носія. Проведено розрахунок параметрів аеродинамічних систем відведення різних конфігурацій без урахування впливу факторів космічного простору. Оцінено вплив факторів космічного простору на аеродинамічну систему відведення та показано, що вплив атомарного кисню й космічного вакууму (сублімації) призводить до зменшення товщини оболонки аеродинамічного елемента системи, а вплив фрагментів космічного сміття — до збільшення витрат робочої речовини для наддування оболонки аеродинамічного елемента системи. Обрано конструктивну схему та проведено розрахунок параметрів аеродинамічної системи відведення з урахуванням впливу факторів космічного простору.

Ключові слова: розгінна ступінь ракети-носія, космічне сміття, аеродинамічна система відведення, фактори космічного простору.

На сьогодні ближній космос наповнений фрагментами космічного сміття. На рис. 1 [1] наведено динаміку зростання каталогізованих фрагментів космічного сміття (КС), розміром понад 10 см, що знаходяться на навколоземних орбітах. Також відмічено стійке зростання кількості КС на 300 фрагментів за рік, при чому найбільш засміченою є область низьких навколоземних орбіт.

Основними джерелами КС є космічні апарати (КА), ступені ракет-носіїв (РН) та проведення космічних місій (рис. 2) [2].

Для запобігання зростанню кількості фрагментів КС Міжагентським координаційним комітетом з космічного сміття рекомендовано обмежити термін орбітального існування космічних об'єктів періодом 25 років [3].

Для відведення космічних апаратів з низьких навколоземних орбіт використовують активні та пасивні системи. Найбільш поширеним є відведення за допомогою активної системи, оскільки такий спосіб є практикою космічних досліджень протягом останніх 60 років. Для його здійснення необхідним є орієнтація КА по вектору швидкості, видавання гальмівного імпульсу, а отже, функціонування усіх службових систем КА. Проте відомо, що однією з головних причин виходу КА з ладу є деградація панелей сонячних батарей, втрата зв'язку з КА та інші фактори, що у низці випадків робить неможливим використання активних систем для відведення КА з орбіти.

На відміну від активних, пасивні системи відведення не потребують для функціонування орієнтації КА у просторі для відведення його з орбіти. Найбільш перспективними

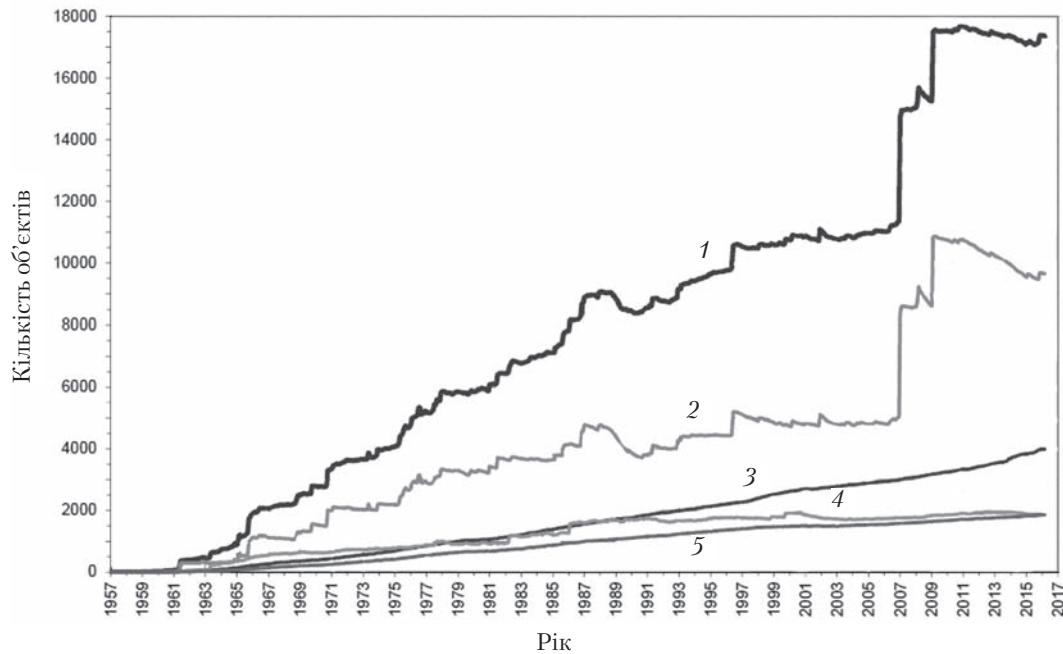


Рис. 1. Кількість космічного сміття на навколосезних орбітах [1]: 1 – загальна кількість об'єктів; 2 – фрагменти космічного сміття; 3 – космічні апарати; 4 – експлуатаційне космічне сміття; 5 – ступені ракет-носіїв



Рис. 2. Основні джерела космічного сміття [2]

системами відведення з низьких навколосезних орбіт є аеродинамічні системи відведення та електродинамічні космічні тросові системи відведення [4, 5]. До недоліків тросових систем належать проблематичність розгортання троса на необхідну довжину (до декількох кілометрів), в результаті чого значно підвищується вірогідність заплутування троса,

відсутність його натягу і перебування його фрагментами КС.

Використання сил аеродинамічного опору космічних об'єктів для виконання їх основних функцій [6–9] та надувних космічних аеродинамічних систем [10–15] дозволило створити аеродинамічні системи відведення (АСВ) космічних апаратів з орбіти [16–27]. Прикладом тому є успішне проведення експерименту з розгортання АСВ у формі квадратного вітрила (КА NANOSAİL-D), коли наносупутник масою 4 кг було відведено з орбіти через 240 діб, що підтверджує технічну реалізованість систем цього класу.

**РОЗРОБКА КОНСТРУКТИВНИХ СХЕМ
ТА ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ АЕРОДИНАМІЧНОЇ
СИСТЕМИ ВІДВЕДЕННЯ З ОРБИТИ
РОЗГІННИХ СТУПЕНІВ РАКЕТ-НОСІЇВ**

Як зазначено вище, одними із основних джерел створення КС є ступені ракет-носіїв. При розробці верхньої ступені ракети-носія ДП «КБ «Південне» виникла потреба у створенні аеро-

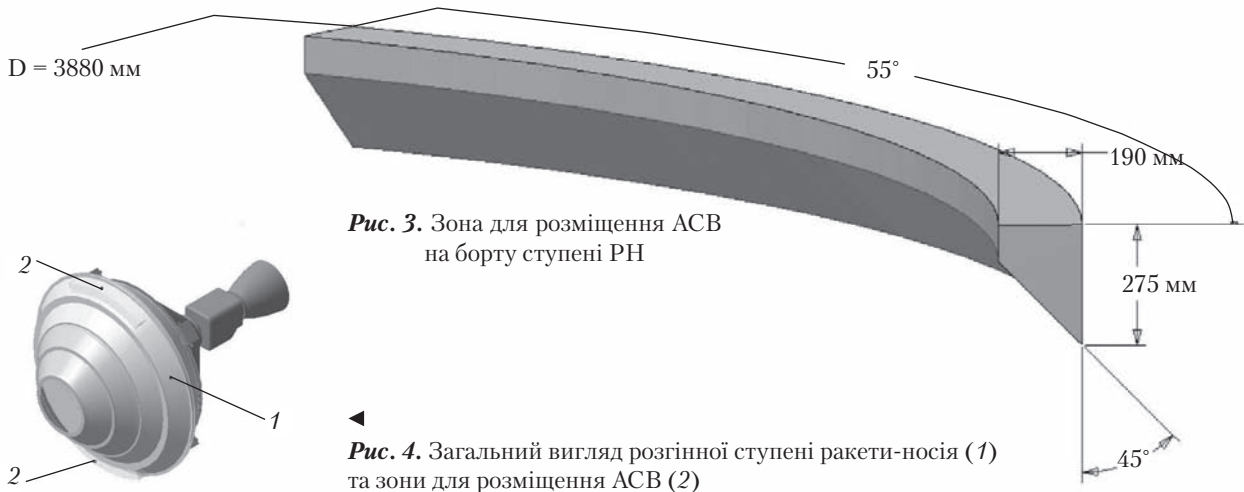


Рис. 3. Зона для розміщення АСВ на борту ступені РН

Рис. 4. Загальний вигляд розгінної ступені ракети-носія (1) та зони для розміщення АСВ (2)

динамічної системи відведення. Для розміщення АСВ на борту ступені РН виділено дві симетричні зони (рис. 3).

Для розробки конструктивної схеми створено твердотільну модель ступені РН та адаптовано до неї виділений об'єм (рис. 4).

Технічні характеристики ступені РН наступні:

маса, кг	2140
висота орбіти, км	600–1000
ексцентриситет орбіти	0,0004

Вихідними даними на розробку АСВ слугували:

- ✦ маса системи не повинна перевищувати 45 кг;
- ✦ термін орбітального існування ступені РН з АСВ – 25 років.

Для адаптації існуючих АСВ для використання їх на верхніх ступенях РН запропоновано спосіб зменшення терміну балістичного існування космічних об'єктів на навколосемних орбітах та пристрій для його здійснення [28].

Пристрій функціонує наступним чином. За необхідності усунення космічного об'єкту (КО) 1 з орбіти спочатку за допомогою елемента 2 висувається аеродинамічний елемент (АЕ) 3 (рис. 5, а) і космічний об'єкт починає відводитися з орбіти. Щойно АЕ вийде з ладу, він від'єднується від КО (рис. 5, б). Причинами його псування є втрата товщини матеріалу

його оболонки під дією космічного вакууму та атомарного кисню, а також порушення цілісності оболонки, що відбувається під дією фрагментів КС. Коли КО знизиться на висоту, прийнятну для розгортання АЕ, новий АЕ розгортається і КО продовжує відводитися з орбіти (рис. 5, в). У разі виходу з ладу і цього АЕ, дії його від'єднання повторюються, відповідно до попереднього АЕ (рис. 5, з, д). Від КО можуть від'єднатися всі АЕ, окрім останнього, сам процес від'єднання АЕ від КО, окрім останнього АЕ, який разом з КО досягає щільних шарів атмосфери (рис. 5, е). Внаслідок цього зменшуються об'єм та маса, що необхідні для використання однієї оболонки на борту КО, а також підвищується надійність функціонування АСВ в цілому.

АНАЛІЗ ВПЛИВУ ФАКТОРІВ КОСМІЧНОГО ПРОСТОРУ НА АЕРОДИНАМІЧНУ СИСТЕМУ ВІДВЕДЕННЯ

У роботі прийнято, що на аеродинамічну систему відведення КА з орбіти впливають наступні фактори космічного простору:

- ✦ космічний вакуум (сублімація);
- ✦ атомарний кисень;
- ✦ фрагменти космічного сміття.

Тривала дія вакууму призводить до втрати речовини, насамперед за рахунок сублімації матеріалів. Швидкість зміни товщини полі-

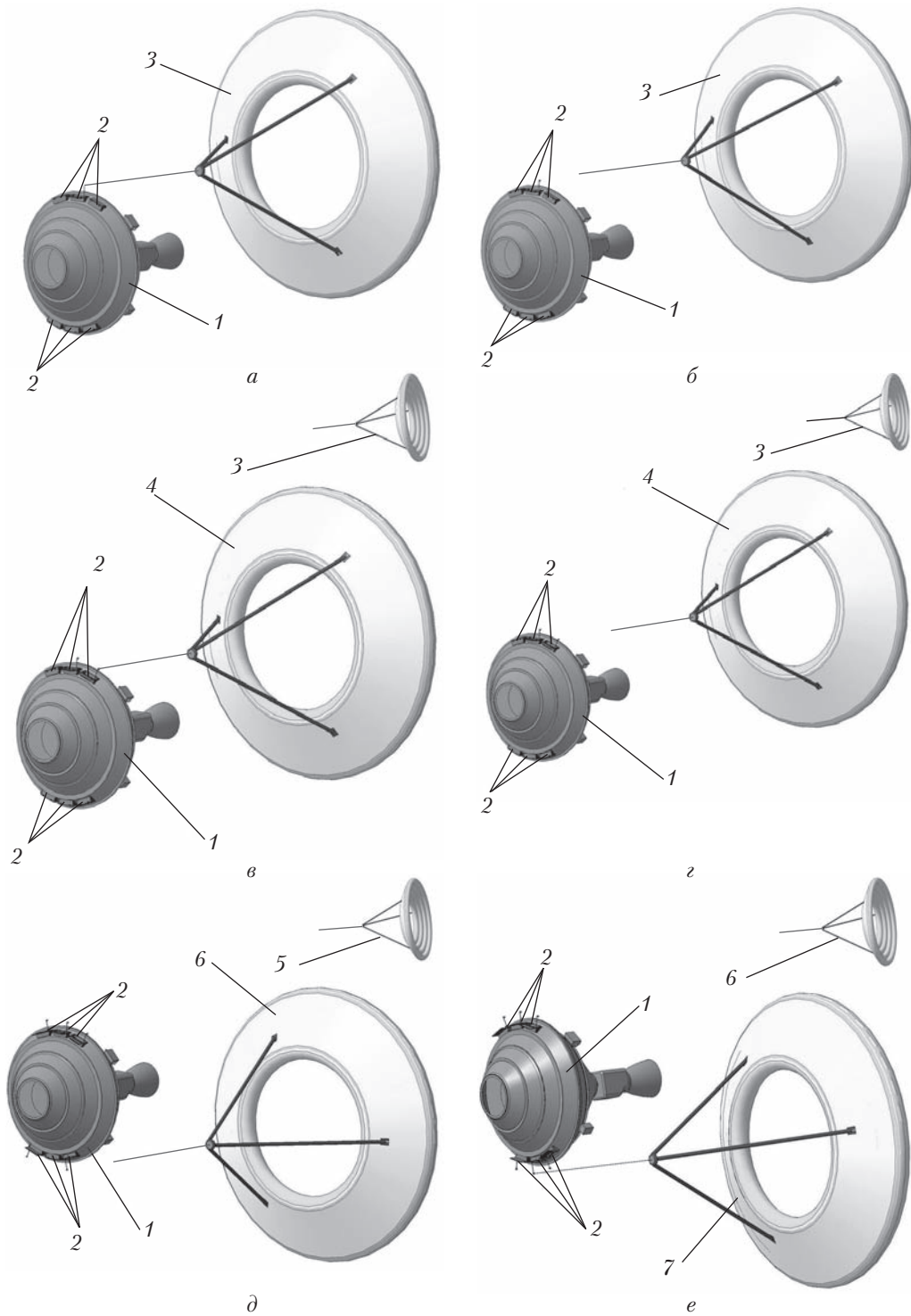


Рис. 5. Зовнішній вигляд пристрою АСВ: *a* – вихідне положення; *б* – від’єднання першого АЕ; *в* – введення в дію наступного АЕ; *з* – повторне від’єднання АЕ; *д* – від’єднання наступного АЕ; *e* – введення в дію АЕ: 1 – космічний об’єкт; 2 – елемент, за допомогою якого АСВ кріпиться до космічного об’єкту; 3–6 – аеродинамічний елемент

мерного матеріалу під впливом сублімації визначається виразом [29]:

$$\frac{d\Delta_1}{dt} = S_{II} \frac{P_{IIIi}}{\rho_M} \sqrt{\frac{\mu_{PM}}{2 \cdot N_A \cdot k_B \cdot T_{III}}}, \quad (1)$$

де S_{II} – площа поверхні АСВ; P_{IIIi} – тиск насиченого газу сублімованого матеріалу, що визначається за формулою [29]:

$$P_{IIIi} = 0,0007181 \cdot e^{\left(A - \frac{B}{T_{III}}\right)}, \quad (2)$$

де A, B – коефіцієнти, які, згідно [30], приймаємо рівними $A = 3, B = 3000$; ρ_M – щільність сублімованого матеріалу; μ_{PM} – молекулярна маса плівкового матеріалу, для полііміду ПМ-А $\mu_{PM} = 0,12212$ кг/моль [31]; N_A – число Авогадро, $N_A = 6,022 \cdot 10^{23}$ моль⁻¹; k_B – стала Больцмана, $k_B = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К; T_{III} – температура поверхні плівкового матеріалу (ПМ).

На навколосезних орбітах факторами, що визначають зміну хімічних, термооптичних і механічних властивостей полімерів, є високошвидкісні потоки атомарного кисню. Зміна товщини плівки під впливом атомарного кисню визначається за формулою [32]:

$$\frac{d\Delta_1}{dt} = R_E \cdot \Phi_{AK}, \quad (3)$$

де R_E – об'ємний коефіцієнт втрати маси плівки, який визначається за формулою [32]:

$$R_E = 10^{-30} \cdot (9,5 - 8,3 e^{0,15(1-\gamma)}); \quad (4)$$

γ – коефіцієнт ерозії, для матеріалу полііміду ПМ-А $\gamma = 2,3$; Φ_{AK} – потік атомарного кисню.

Оцінку впливу фрагментів космічного сміття (ФКС) на АСВ проводять за наступним алгоритмом:

1) визначення мінімального розміру ФКС d_{\min} , здатного пробити оболонку товщиною δ ;

2) розрахунок частоти зіткнень N оболонки АСВ з ФКС;

3) оцінка втрат тиску в оболонці АСВ.

Визначення мінімального розміру ФКС d_{\min} , здатного пробити оболонку товщиною δ , визначають за балістичним рівнянням [33]:

$$d_{\min} = (0,106022 \cdot t \cdot H_B^{1/4} \cdot \sqrt{\rho_t / \rho_p} \cdot (c/V)^{2/3})^{0,947368}; \quad (5)$$

де d_{\min} – діаметр ФКС; $H_B^{1/4}$ – твердість матеріалу мішені за Брінеллем; ρ_t, ρ_p – щільність матеріалів ФКС та плівки; c – швидкість звуку в матеріалі ФКС (для алюмінію $c = 5,1$ км/с); V – швидкість ФКС (середня швидкість $V \approx 10$ км/с).

На підставі знайденого значення d_{\min} виконують розрахунок частоти зіткнень N оболонки АСВ з ФКС [34]:

$$N = S_{II} \cdot Q(d_i); \quad (6)$$

$$d_{\min} \leq d_i \leq d_{\max}, \quad (7)$$

де S_{II} – площа поверхні АСВ; $Q(d_i)$ – середній потік ФКС діаметром d_i на заданій висоті польоту h , що розраховується за допомогою моделі середовища космічного сміття MASTER-2009 [54]; d_{\min}, d_{\max} – мінімальний та максимальний розмір ФКС для розрахунку в MASTER-2009.

Далі проводять оцінку втрат тиску всередині оболонки АСВ, що зумовлені впливом ФКС протягом t_L . Використовуючи значення d_i , швидкість V_o утворення отворів площею S_o в оболонці за час t_L становить:

$$V_o = S_o \cdot N, \quad (8)$$

де S_o – площа отворів в оболонці при попаданні ФКС, яка визначається за виразом:

$$S_o = \sum_{i=1}^n \frac{\pi d_i^2}{4}, \quad (9)$$

де d_i – діаметр ФКС.

Масові витрати газу Δ_3 через отвір площею S_o визначено за формулою [55]:

$$\Delta_3 = \frac{1}{\sqrt{2\pi R}} \left(\frac{p_1}{\sqrt{T_1}} - \frac{p_2}{\sqrt{T_2}} \right) S_o, \quad (10)$$

де p_1, p_2 – тиск газу в оболонці та тиск екзосфери відповідно; T_1, T_2 – температура газу в оболонці та температура екзосфери відповідно; R – універсальна газова стала, $R = 8,3144621$ м² · кг/с² · К · моль.

АСВ припиняє своє функціонування у разі $p_1/\sqrt{T_1} = p_2/\sqrt{T_2}$ та $G \rightarrow 0$.

ОПТИМІЗАЦІЯ ПАРАМЕТРІВ АЕРОДИНАМІЧНОЇ СИСТЕМИ ВІДВЕДЕННЯ

Оскільки основною задачею оптимізації є зменшення маси АСВ до мінімального значення, то необхідно задати критерій:

$$m_{ACV} \rightarrow \min. \quad (11)$$

Параметри маси АСВ залежать від проектних параметрів її елементів, які, в свою чергу, повинні ефективно виконувати свою функцію, а саме, ефективно відводити з орбіти розгінну ступінь ракети-носія. Тому, всі елементи АСВ будуть накладати обмеження на масу АСВ, зважаючи на критерій ефективності, який можна умовно записати у вигляді нерівності:

$$t_{CAC} \geq t_L \quad (12)$$

де t_{CAC} — термін активного існування аеродинамічної системи під впливом факторів космічного простору; t_L — термін орбітального існування розгінної ступені ракети-носія з аеродинамічною системою відведення.

Вихідні дані для вибору оптимальної конструктивної схеми є наступними:

- ✦ маса розгінної ступені ракети-носія — 2150 кг;
- ✦ висота орбіти — 600 км; 700 км; 800 км; 900 км; 1000 км;
- ✦ конструктивні схеми аеродинамічної системи відведення: «Куля», «Круг», «Призма трикутник», «Призма квадрат», «Конус із торів з кулями».

Параметри конструктивних схем АСВ такі:

- ✦ маса аеродинамічної системи відведення;
- ✦ маса аеродинамічного елемента аеродинамічної системи відведення;
- ✦ маса системи наддуву аеродинамічного елемента;
- ✦ маса системи зберігання.

Вимогами до АСВ є:

- ✦ маса АСВ ≤ 40 кг;
- ✦ термін орбітального існування — 25 років.

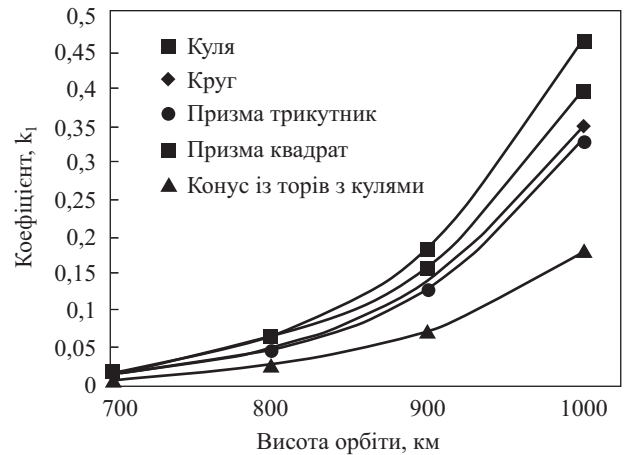


Рис. 6. Результати вибору оптимальної конструктивної схеми АСВ

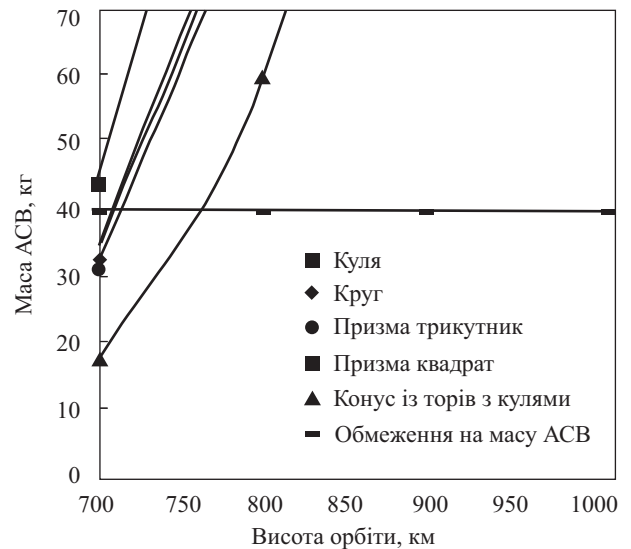


Рис. 7. Визначення межі раціонального використання АСВ

Для вихідних даних проведено моделювання і виконано розрахунок маси АСВ за різних конструктивних схем. Оптимізація параметрів АСВ за критерієм становить:

$$F_{m_{ACV}} = f(m_{AE}, \Delta_1, \Delta_2, m_{CX}, \Delta_3) \rightarrow \min \left\{ \begin{array}{l} t_{CAC} \geq t_L \\ m_{ACV} \leq m_{ACV}^{don} \end{array} \right. \quad (13)$$

Результати оптимізації наведено на рис. 6 та 7. Із рис. 6 та 7 видно, що за критерієм (13), найбільш ефективною є конструктивна схема конус із торів з кулями.

ВИЗНАЧЕННЯ МЕЖ ЗАСТОСУВАННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ СИСТЕМ ВІДВЕДЕННЯ

Для оцінювання межі використання аеродинамічних систем для відведення з орбіти розгінних ступенів ракет-носіїв прийнято наступні вихідні дані:

- ✦ маса розгінної ступені ракети-носія — m_{CT} ;
- ✦ площа міделевого перетину розгінної ступені — S_M ;
- ✦ висота апогею розгінної ступені — h_A ;
- ✦ ексцентриситет орбіти — e ;
- ✦ термін балістичного існування — t_L .

Проектні параметри визначаються за допомогою методичних підходів, викладених у другому розділі цієї роботи. Аналізуючи межі застосування АСВ, використовують припущення:

- ✦ форма АСВ є сферичною, тобто використовують АСВ на основі одиничних оболонок;
- ✦ маса АСВ визначається масою аеродинамічного елементу, масою систем наддуву і зберігання;
- ✦ маса АСВ повинна бути меншою або рівною масі робочої речовини, що необхідна для здійснення маневру відведення розгінної ступені РН з орбіти;
- ✦ маса АСВ повинна бути меншою або рівною масі, що виділена для використання АСВ на розгінній ступені ракети-носія;
- ✦ враховано вплив факторів космічного простору.

Математична постановка вибору параметрів АСВ полягає в зменшенні її маси до мінімального значення. При цьому справедливим є співвідношення, що виражає критерій оптимізації:

$$m_{CT} = f(t_L, m_{CT}, S_M, m_{AE}, m_{CH}, m_{CЗ}, \Delta_1, \Delta_2, \Delta_3) \rightarrow \min \frac{m_{ACB} \leq m_{II}}{m_{ABC} \leq m}, \quad (14)$$

де m_{ACB} — маса аеродинамічної системи; m_{AE} — маса аеродинамічного елементу АСВ; m_{CH} — маса системи наддуву АСВ; $m_{CЗ}$ — маса системи зберігання АСВ на борту розгінної ступені

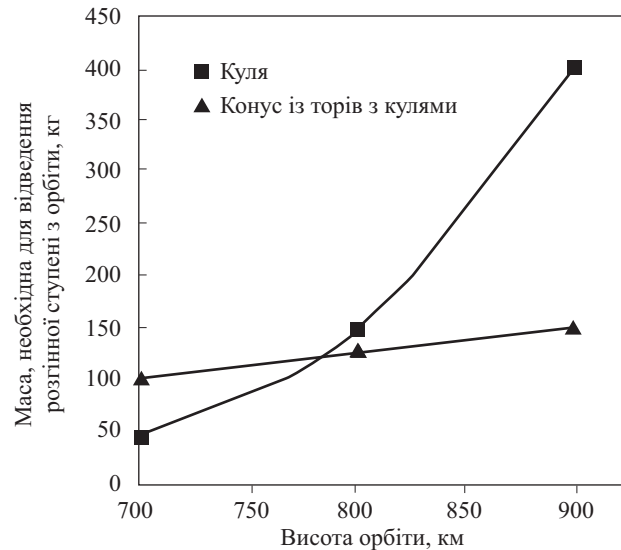


Рис. 8. Порівняння маси АСВ і маси ракетного палива, необхідного для відведення розгінної ступені РН з орбіти

РН; m_{II} — маса палива, необхідного для відведення з орбіти розгінної ступені РН, розрахована за формулою

$$m_{II} = m_{CT} \left(1 - e^{\left(\frac{\Delta V}{w_u} \right)} \right), \quad (15)$$

де m_{CT} — маса розгінної ступені ракети-носія; ΔV — необхідний запас швидкості для виконання маневру відведення розгінної ступені з орбіти; $\Delta_1, \Delta_2, \Delta_3$ — коефіцієнти, які враховують вплив факторів космічного простору, зокрема, космічного вакууму, атомарного кисню та фрагментів космічного сміття відповідно.

Для порівняльного аналізу як активну систему відводу відпрацьованих КА з орбіти використано рідинну реактивну рухову установку.

Оцінку ефективності використання рухових систем відведення виконано за наступним алгоритмом:

- 1) визначення терміну балістичного існування КА;
- 2) визначення необхідності виконання маневру відведення;
- 3) розрахунок параметрів кінцевої орбіти залежно від заданого часу балістичного існування КА;

4) розрахунок необхідного збільшення (приросту) швидкості для переходу на кінцеву орбіту;

5) розрахунок маси палива, необхідного для відведення з орбіти розгінного ступеня РН.

Для визначення меж застосування необхідно порівняти масу аеродинамічної системи відведення з масою палива, необхідного для відведення з орбіти (рис. 8).

Аналіз отриманих результатів, наведених на рис. 8, показав, що АСВ доцільно використовувати для відведення розгінного ступеня РН з орбіти висотою до ≈ 780 км.

МЕТОДИКА ВИБОРУ ПАРАМЕТРІВ АЕРОДИНАМІЧНОЇ СИСТЕМИ ВІДВЕДЕННЯ

Для вирішення завдання вибору параметрів АСВ розроблено методику, яка дозволяє на різних етапах розробки технічної пропозиції отримувати інформацію про параметри системи, в яких вже враховано обмеження на розміри АСВ та вплив факторів космічного простору.

У першому наближенні визначено межі застосування АСВ. При цьому використано наступні припущення:

- † форма АСВ приймається сферичною;
- † маса АСВ визначається масою аеродинамічного елемента, при цьому маса систем наддуву, розгортання і зберігання не враховується;
- † маса АСВ повинна бути меншою або рівною масі ракетного палива, необхідного для здійснення маневру відведення розгінної ступені РН з орбіти;
- † вплив факторів космічного простору не враховано.

Математична постановка вибору параметрів АСВ при цьому має вигляд:

$$m_{CT} = f(t_L, m_{CT}, S_M, m_{AE}) \rightarrow \min | k_1 \leq k_2, \quad (16)$$

де t_L – термін балістичного існування розгінної ступені РН з АСВ; m_{CT} – маса розгінної ступені РН; S_M – площа міделевого перетину АСВ, яку визначено за співвідношенням [5]:

$$S_M = \frac{2m_{CT} \sqrt{\frac{a}{\mu}} \cdot X(e, z)}{t_L 3 \rho_{pe} C_X}, \quad (17)$$

$$X(e, z) = \frac{3 \cdot e \cdot \exp(z)}{4 I_0(z) + 8e I_1(z)} \left\{ 1 + \frac{7e}{6} + \frac{5e^2}{16} + \frac{1}{2z} \times \right. \\ \left. \times 1 + \left(\frac{11e}{12} + \frac{3}{4z} + \frac{3}{4z^2} \right) \right\}. \quad (18)$$

C_X – коефіцієнт аеродинамічного опору, в цьому випадку розглядається неорієнтований рух КА, таким чином, приймаємо $C_X = 2,2$; ρ_{pe} – щільність атмосфери в перигеї орбіти; $I_k(z)$ – функції Бесселя порядку $k = 0$ і 1 , і аргумента $z = ae / H_{\rho,pe}$; e – ексцентриситет орбіти; μ – гравітаційний параметр Землі; a – велика піввісь орбіти; $H_{\rho,pe}$ – висота щільної атмосфери; m_{AE} – маса аеродинамічного елемента в аеродинамічній системі відведення; k_1 – критерій оцінювання ефективності двигунних систем

$$k_1 = \frac{m_T}{m_{KA}}, \quad (19)$$

m_T – маса робочої речовини необхідного для здійснення маневру по відведенню розгінної ступені РН з орбіти

$$m_T = m_{KA} \left(1 - e^{\left(\frac{\Delta V}{w_u} \right)} \right), \quad (20)$$

ΔV – необхідне збільшення швидкості для здійснення маневру по відведенню КА з орбіти, визначається за формулою [5]:

$$\Delta V = \sqrt{\frac{2\mu}{r_a}} \left(\sqrt{\frac{r_n + \Delta r_n}{r_a + r_n + \Delta r_n}} - \sqrt{\frac{r_n}{r_a + r_n}} \right), \quad (21)$$

r_a – радіус-вектор розгінного ступеня РН в апогеї орбіти; r_n – радіус-вектор розгінного ступеня РН в перигеї орбіти; Δr_n – висота, на яку потрібно понизити перигей; w_u – швидкість витікання робочої речовини; k_2 – критерій оцінювання ефективності аеродинамічних систем відведення

$$k_2 = \frac{m_{ACU}}{m_{KA}}, \quad (22)$$

m_{ACU} – маса АСВ, на даній стадії визначається масою АЕ, яка розраховується за формулами:

$$m_{ACU} = 1,27 \sqrt{S_M} \cdot \delta_{MHE} \cdot \rho_{MHE}, \quad (23)$$

δ_{MHE} – товщина матеріалу надувного елемента; ρ_{MHE} – щільність матеріалу надувного елемента.

У другому наближенні розраховують параметри АСВ, з урахуванням мас систем зберігання і наддуву АСВ, а також виконують аналіз можливості її використання. Конфігурація АСВ на цьому етапі приймається сферичною, і повинна задовольняти обмеження, що накладені на розмір конструктивних елементів АСВ, але при цьому мати мінімальну масу m_{ACU} .

У такому випадку на конфігурацію АСВ накладено наступні обмеження:

- ✦ діаметр АЕ d_{AE} повинен бути меншим або рівним допустимому діаметру оболонки d_{AE} , в означеному випадку під аеродинамічним елементом використано сферичний елемент конструкції АСВ;
- ✦ довжина надувної щогли (НЩ) l_{HM} повинна бути меншою або рівною допустимій довжині l_{HM} .

На цьому етапі вибору параметрів АСВ впливом факторів космічного простору знехтувано. Математична постановка завдання вибору параметрів АСВ при цьому має вигляд:

$$V = f(V_{AE}, V_{CX}, V_{CH}) \rightarrow \min, \quad (24)$$

де m_{CX} – маса системи зберігання АСУ. Приймаємо, що система зберігання АСУ на борту КА виконана у формі куба і m_{CX} визначається за формулою:

$$m_{CX} = 6 \left(\sqrt{V_{MHE} + V_{CH}} \right)^2 \cdot \delta_{MCX} \cdot \rho_{MCX}, \quad (25)$$

де δ_{MCX} – товщина матеріалу системи зберігання, у означеному випадку $\delta_{MCX} = 5 \cdot 10^{-4}$ м; ρ_{MCX} – щільність матеріалу системи зберігання. Система зберігання виконана з алюмінієвого спла-

ву марки ТД-33, щільністю $\rho_{MCX} = 2700$ кг/м³; V_{MHE} – об'єм матеріалу надувних елементів; V_{CX} – об'єм системи наддуву; m_{CH} – маса системи наддуву.

У третьому наближенні виконано розрахунок параметрів АСВ різних конфігурацій, з урахуванням обмежень на розміри. На цьому етапі здійснено уточнення параметрів АСВ з урахуванням впливу факторів космічного простору (космічного вакууму, сонячної радіації, атомарного кисню та фрагментів космічного сміття). Математична постановка завдання вибору параметрів АСВ при цьому матиме вигляд:

$$m_{ACU} = f(m_{AE}, \Delta_1, \Delta_2, m_{CX}, m_{CP}, m_{CH}, \Delta_3) \rightarrow \min \left\{ \begin{array}{l} d_{AE} \leq d_{AE}^{don} \\ l_{HM} \leq l_{HM}^{don} \end{array} \right., \quad (26)$$

де Δ_1 – коефіцієнт, що враховує вплив космічного вакууму (сублімації полімерного матеріалу); Δ_2 – коефіцієнт, що враховує вплив атомарного кисню; Δ_3 – коефіцієнт, що враховує вплив фрагментів космічного сміття.

Для розрахунку вхідних параметрів моделі урахування факторів космічного простору необхідно розв'язати систему рівнянь [5]:

$$\left. \begin{array}{l} \frac{da}{dt} = \sqrt{\frac{a}{\mu}} - \frac{2a}{\sqrt{1-e^2}} (e \sin \vartheta \cdot S + (1 + e \cos) T), \\ \frac{de}{dt} = \sqrt{\frac{a}{\mu}} \sqrt{1-e^2} \left(\sin \vartheta S + \frac{e + 2 \cos \vartheta + e \cos^2 \vartheta}{1 + e \cos \vartheta} T \right), \\ \frac{di}{dt} = \sqrt{\frac{a}{\mu}} \frac{\sqrt{1-e^2}}{1 + e \cos f} \cos(\omega + \vartheta) W, \\ \frac{d\Omega}{dt} = \sqrt{\frac{a}{\mu}} \frac{\sqrt{1-e^2}}{1 + e \cos f} \frac{\sin(\omega + \vartheta)}{\sin i} W, \\ \frac{d\omega}{dt} = \sqrt{\frac{a}{\mu}} \frac{\sqrt{1-e^2}}{e} \left(\cos \vartheta S + \frac{2 + e \cos \vartheta}{1 + e \cos} \sin \vartheta T \right) - \cos i \frac{d\Omega}{dt} \\ \frac{d\omega}{dt} = n + \frac{1-e^2}{e} \left[\cos \vartheta - \frac{2e \cos \vartheta}{1 + e \cos \vartheta} \right] S - \frac{2 + e \cos \vartheta}{1 + e \cos \vartheta} \sin \vartheta T, \end{array} \right\} \quad (27)$$

Система рівнянь (27) інтегрується за допомогою методу Адамса-Башфорта з кроком інтегрування 1 доба.

В результаті розв'язання системи рівнянь визначено час, за який знижується розгінна ступінь ракети-носія з АСВ на висоту одного шару, рівного 50 км, для якого розраховано коефіцієнти Δ_1 , Δ_2 , Δ_3 . Після досягнення наступного шару висоти значення параметрів слід перераховувати. Ітеративна процедура розрахунку коефіцієнтів Δ_1 , Δ_2 , Δ_3 продовжується до того часу, доки ступінь ракети-носія не досягне критичної висоти 150 км — межі щільних шарів атмосфери. Щойно висоту орбіти 150 км досягнуто, ітераційна процедура зупиняється, натомість ведеться розрахунок товщини матеріалу аеродинамічного елемента аеродинамічної системи відведення, за якої він здатний функціонувати заданий термін орбітального існування.

ВИСНОВКИ ТА РЕКОМЕНДАЦІЇ

В результаті наведеного огляду космічних аеродинамічних систем визначено технічну реалізованість і можливість створення аеродинамічних наддувних систем для відведення. Виконано класифікацію аеродинамічних систем відведення, сформовано проектний облік та обрано параметри аеродинамічної системи відведення з орбіти розгінного ступеня ракети-носія. Облік аеродинамічної системи складається із аеродинамічного елемента, підсистеми наддуву, підсистеми зберігання аеродинамічної системи на борту розгінного ступеня ракети-носія.

Розроблено математичну модель впливу факторів космічного простору на аеродинамічну систему відведення, та показано, що вплив атомарного кисню й космічного вакууму (сублимації) призводить до зменшення товщини оболонки, а вплив фрагментів космічного сміття спричиняє збільшення витрат робочої речовини для наддування оболонки. Проведено розрахунок параметрів аеродинамічних систем відведення з урахуванням впливу факто-

рів космічного простору на аеродинамічну систему в період функціонування 25 років. Визначено, що оптимальною конфігурацією з точки зору витраченої маси є чотиригранна піраміда. Для адаптації існуючих АСВ з метою їх використання на верхніх ступенях РН запропоновано спосіб зменшення терміну балістичного існування космічних об'єктів на навколоземних орбітах та пристрій для його здійснення, що дозволяє зменшити об'єм АСВ на борту верхньої ступені РН.

Визначено межі використання аеродинамічних систем відведення, а також показано доцільність використання аеродинамічних систем для відведення з орбіти розгінних ступенів ракет-носіїв на висоті до 780 км. Проведено оптимізацію параметрів аеродинамічної системи різних конфігурацій та показано, що найбільш оптимальною є конфігурація системи тор зі сферами.

Результати роботи впроваджено в ДП «КБ «Південне» при виборі параметрів аеродинамічної системи відведення з орбіти розгінного ступеня ракети-носія «Циклон-4».

ЛІТЕРАТУРА

1. Monthly Number of Objects in Earth Orbit by Object Type. *The Orbital Debris Quarterly News*. NASA JSC Houston. 2016, Iss. 20, no. 1, 2. P. 14.
2. *History of on-orbit satellite fragmentations*. 14th Edition: technical report. Lyndon B. Johnson Space Center, National Aeronautics and Space Administration; chief Nicholas L. Johnson. Houston, Texas, 2008. 504 p. NASA/TM-2008-214779.
3. *IADC Space debris mitigation guidelines*. IADC-2002-01. Revision 1. Prepared by the IADC Steering Group and WG4 members. 2003. September. 10 p. URL: http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs_pub (дата звернення: 21.05.2014).
4. Алпатов А.П. *Техногенное засорение околоземного космического пространства*. Днепропетровск, 2012. 380 с.
5. Klinkrad H. *Space debris: Models and risk analysis*. Chichester, UK, 2006. 416 p.
6. Кашонов Б.Е. Аэродинамическая компенсация возмущающих моментов, действующих на космический аппарат. *Математические методы моделирования в космических исследованиях: сб. науч. трудов. Инсти-*

- тут космических исследований, Академия наук СССР. Москва, 1971. 120–145.
7. Адамчик Л.В. Спутник «Космическая стрела» и его конструктивные особенности. *Космическая стрела : Оптические исследования атмосферы: сб. статей, Академия наук СССР, Институт физики атмосферы.* Москва, 1974. 13–18.
 8. Басс В.П. *Молекулярная газовая динамика и ее приложения в ракетно-космической технике.* Киев, 2008. 272 с.
 9. Соболев И. Возвращение «Космической стрелы». *Новости космонавтики.* 2013. № 12. С. 27–29.
 10. The Echo-I inflation system. *Langley research center.* Hampton, Virginia, 1964. 56 p.
 11. Кучейко А. Misty: спутники-невидимки в космосе. *Новости космонавтики.* 2004. Т. 14, № 6. С. 50–53.
 12. Алексашкин С.Н. Принципы проектирования спускаемых в атмосферах планет аппаратов с наддувными тормозными устройствами. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина,* 2012. № 2. С. 4–11.
 13. Inflatable antenna technology with preliminary shuttle experiment results and potential applications. URL: <http://trs-new.jpl.nasa.gov/dspace/bitstream/2014/26491/1/96-1367.pdf> (дата звернення: 10.01.2015).
 14. Lindell M.C., Hughes S.J., Dixon M., Willey C.E. Structural analysis and testing of the inflatable re-entry vehicle experiment (IRVE). Proceedings of 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, structural dynamics and materials conference, (1–4 may 2006). Newport, Rhode Island, 2006.
 15. Babuscia A., Knapp M., Hicks F.M. and other. InCubeation: A series of mission for interplanetary exploration using small satellite platforms. Presentation A.1.3 on Interplanetary small satellite conference, 20-21 June 2013 California Institute of Technology, Pasadena, California. URL: http://www.intersmallsatconference.org/2013/docs2013/A.1.3_Babuscia_Presentation.pdf (дата звернення: 20.06.2014).
 16. *Патент США № 6830222.* Nock K. T., McRonald A. D., Aaron K.M. Balloon device for lowering space object orbit.
 17. *Патент РФ № 2199474.* Майоров Ю.Н., Дукин А.Д. Устройство надувной пассивной системы торможения последней ступени ракетоносителя.
 18. *Патент США № 6550720.* DeBra D.B., Gloyer P., Wahl Z., Goldshtein D. Fliter Aerobraking orbit transfer vehicle.
 19. *Патент РФ № 2435711.* Пейпуда В., Ле Куль О. Развертываемая аэродинамическая поверхность аэроторможения супутника.
 20. Dupuy C. Gossamer technology to deorbit LEO non-propulsion fitted satellite. *Proceedings of 40th Aerospace mechanisms symposium, NASA Kennedy space center,* (may 12-14, 2010), Cocoa beach, FL, 2010. 469 p.
 21. *Заявка на патент № WO2012092933.* Kristensen A.S., Damkilde L. Self-deployable deorbiting space structure.
 22. Maesen D.S., Van Breukelen E.D., Zandbergen B.T.C., Bergsma O.K. Development of a generic inflatable deorbit device for cubesats. *Proceedings of 58th International astronautic congress,* (September 24–28, 2007), Hyderabad, Andhra Pradesh, India, 2007.
 23. Roberts P.C.E., Bowling T.S., Hobbs S.E. MUSTANG: A technology demonstrator for formation flying and distributed systems technologies in space. Proceedings of 5th conference Dynamics and control of systems and structures in space, Kings College, Cambridge, July 2002. URL: <https://dspace.lib.cranfield.ac.uk/bitstream/1826/881/1/MUSTANG-formation%20flying%20in%20space-2002.pdf> (дата звернення: 08.08.2015).
 24. Stackpole E. De-Orbit Mechanism for a Small Satellites. Presentation for Small spacecraft division of NASA Ames research center, Moffett Field, CA. URL: http://mstl.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2009/1_New_Tech_1/2_Stackpole-Deorbit.pdf (дата звернення: 15.08.2015).
 25. Wolanski P. PW-SAT first polish satellite. S&T Subcommittee of COPUOS 15 February 2012. URL: <http://www.oosa.unvienna.org/pdf/pres/stsc2012/tech-44E.pdf> (дата звернення: 20.08.2015).
 26. Sinn Tr., Lücking C., Donaldson N. and other. Strath-Sat-R: Deploying inflatable cubesat structures in micro gravity. *Proceedings of 63rd International Astronautical Congress,* Naples, Italy, 2012.
 27. PW-SAT2 Preliminary design review. Deployment team. URL : <http://pw-sat.pl/en/documentation/> (дата звернення: 20.08.2015).
 28. *Заявка на патент України № a20160142.* Алпатов А.П., Палій О.С., Скорік О.Д. Спосіб зменшення терміну балістичного існування космічних об'єктів на навколосемних орбітах та пристрій для його здійснення.
 29. Evaporation effects on materials in space: technical report. Jet propulsion laboratory, *California Institute of technology, Pasadena,* California, 1961. 22 p.
 30. Jensen N. Vapor pressure of plastic materials. *Journal of applied physics.* 1956, 27 (12): 1460–1462.
 31. Корицький Ю.В и др. *Справочник по электростатическим материалам.* В 3 т. Т. 2. Москва, 1987. 464 с.
 32. Progress in astronautics and aeronautics. Vol. 191. *Gossamer spacecraft: membrane and inflatable structures technology for space applications / ed. by C. H. M. Jenkins.* Reston, Virginia, 2001. 586 p.
 33. Protection Manual. IADC-WD-00-03. Version 3.1. / Prepared by the IADC WG3 members. Darmstadt, 2003. 227 p. URL: http://www.iadc-online.org/Documents/IADC-04-03_Protection_Manual_v7.pdf (дата звернення: 21.05.2014).
 34. *Модель космоса: Научно-информационное издание. В 2-х т. Т. 2. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / под ред. М.И. Панасюка.* Москва, 2007. 973 с.

35. *Разработка систем космических аппаратов*. Под ред. П. Фортеस्कью; пер. с англ. Москва, 2016. 764 с.

Стаття надійшла до редакції 16.01.17

REFERENCES

- Monthly Number of Objects in Earth Orbit by Object Type. *The Orbital Debris Quarterly News. NASA JSC Houston*. 2016, Iss. 20, no. 1, 2. P. 14.
- History of on-orbit satellite fragmentations* (2008). Technical report. Prepared by Lyndon B. Johnson Space Center, National Aeronautics and Space Administration.
- IADC Space debris mitigation guidelines (2003, September). Prepared by the IADC Steering Group and WG4 members. Retrieved from http://www.iadc-online.org/index.cgi?item=docs_pub (Last accessed: 21.05.2014).
- Alpatov F. (ed.) *Man-made near-Earth space debris population*. Dnepropetrovsk, 2012. 380 p. [in Russian].
- Klinkrad H. *Space debris: Models and risk analysis*. Praxis Publishing Ltd., Chichester, UK, 2006.
- Kashonov B.E. Aerodynamic compensation of disturbing torques acting on the spacecraft. *Mathematical methods of modeling in space research: collection of scientific papers. Space Research Institute, USSR Academy of Sciences*. Moskwa, 1971. 120–145 [in Russian].
- Adamchik L.V. Satellite «Cosmic arrow» and its design features. *Cosmic: Optical studies of the atmosphere: collection of scientific papers. The USSR Academy of Sciences, Institute of Atmospheric Physics*. Moskwa, 1974. 13–18 [in Russian].
- Bass V.P. *Molecular gas dynamics and its application in rocket and space technology*. Kiev, 2008. 272 p. [in Russian].
- Sobolev I. The return of «Cosmic arrows». *Novosti kosmonavtiki*. 2013. 12: 27–29.
- The Echo-I inflation system. Langley research center*. Hampton, Virginia, 1964. 56 p.
- Kucheyko A. Misty: stealth satellites in space. *Novosti kosmonavtiki*. 2004. 14(6): 50–53.
- Aleksashkin S.N. Design principles of atmospheres planets reentry vehicles with inflatable braking. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*. 2012. 2: 4–11 [in Russian].
- Freeland R.E. Inflatable antenna technology with preliminary shuttle experiment results and potential applications Retrieved from <http://trs-new.jpl.nasa.gov/dspace/bitstream/2014/26491/1/96-1367.pdf> (Last accessed: 10.01.2015).
- Lindell M.C. Structural analysis and testing of the inflatable re-entry vehicle experiment (IRVE). *Proceedings of 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, structural dynamics and materials conference*, 1–4 may 2006, Newport, Rhode Island.
- Babuscia A. InCUBEation: A series of mission for interplanetary exploration using small satellite platforms. *Presentation A.1.3 on Interplanetary small satellite conference*, 20–21 June 2013 California Institute of Technology, Pasadena, California. Retrieved from http://www.intersmallsatconference.org/2013/docs2013/A.1.3_Babuscia_Presentation.pdf (Last accessed: 20.06.2014).
- Patent of USA No. 6830222*. Nock K.T., McRonald A.D., Aaron K.M. Balloon device for lowering space object orbit [in English].
- Patent of Russian Federation No. 2199474*. Mayorov Yu.N., Dukin A.D. Inflatable device of passive deceleration system of last stage of launch vehicle [in Russian].
- Patent of USA No. 6550720*. DeBra D.B., Gloyer P., Wahl Z., Goldshtein D. Fliter Aerobraking orbit transfer vehicle [in English].
- Patent of Russian Federation No. 2435711*. Pejpada V., Le Kul' O. Aerodynamic surface of satellite aerobraking [in Russian].
- Dupuy C. Gossamer technology to deorbit LEO non-propulsion fitted satellite. *40th Aerospace mechanisms symposium, NASA Kennedy space center*, May 12–14, 2010.
- Application for a patent No. WO2012092933*. Kristensen A.S., Damkilde L. Self-deployable deorbiting space structure.
- Maesen D.S. *Development of a generic inflatable de-orbit device for cubesats. 58th International astronautic congress*, September 24–28, 2007, Hyderabad, Andhra Pradesh, India, IAC-07-A6.3.06.
- Roberts P.C.E. MUSTANG: A technology demonstrator for formation flying and distributed systems technologies in space. *Proceedings of 5th conference Dynamics and control of systems and structures in space, Kings College, Cambridge*, July 2002. Retrieved from <https://dSPACE.lib.cranfield.ac.uk/bitstream/1826/881/1/MUSTANG-formation%20flying%20in%20space-2002.pdf> (Last accessed: 08.08.2015).
- Stackpole E. De-Orbit Mechanism for a Small Satellites. *Presentation for Small spacecraft division of NASA Ames research center*, Moffet Field, CA. Retrieved from http://mst1.atl.calpoly.edu/~bklofas/Presentations/DevelopersWorkshop2009/1_New_Tech_1/2_Stackpole-Deorbit.pdf (Last accessed: 15.08.2015).
- Wolanski P. PW-SAT first polish satellite. S&T Subcommittee of COPUOS 15 February 2012. Retrieved from <http://www.oosa.unvienna.org/pdf/pres/stsc2012/tech-44E.pdf> (Last accessed: 20.08.2015).
- Sinn T. StrathSat-R: Deploying inflatable cubesat structures in micro gravity. *Proceedings of 63rd International Astronautical Congress*, Naples, Italy, 2012, IAC-12-E2.3.7.
- PW-SAT2 Preliminary design review. Deployment team. Retrieved from <http://pw-sat.pl/en/documentation/> (Last accessed: 20.08.2015).

28. *Application for a patent No. a20160142*. Alpatov A.P., Paliy O.S., Skorik O.D. The method for spacecraft lifetime decreasing in near Earth orbit and device for its realization [in Ukrainian].
29. *Evaporation effects on materials in space* (1961). Technical report. Jet propulsion laboratory, California Institute of technology, Pasadena, California. 22 p.
30. Jensen N. *Vapor pressure of plastic materials*. *Journal of applied physics*. 1956, 27(12): 1460–1462.
31. Koritskiy Yu.V. (ed.) *Reference electrostatic materials*. Moskwa, 1987. 464 p. [in Russian].
32. Jenkins C.H.M. (ed.) *Gossamer spacecraft: membrane and inflatable structures technology for space applications*. Reston, Virginia: American institute of aeronautics and astronautics, 2001.
33. Protection Manual (2003). IADC-WD-00-03. Version 3.1. Prepared by the IADC WG3 members. Retrieved from http://www.iadc-online.org/Documents/IADC-04-03_Protection_Manual_v7.pdf (Last accessed: 21.05.2014).
34. Panasyuk M.I. (ed.) *The model of Space*. Moskwa, 2007. 973 p. [in Russian].
35. Forteskyu P. (ed.) *Spacecraft systems engineering*. Moskwa, 2016. 764 p. [in Russian].

Received 16.01.17

Alpatov, A.P., Paliy, O.S., and Skorik, O.D.

Institute of Technical Mechanics, the NAS of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine, 15, Lesco-Popiel St., Dnipro, 49005, Ukraine

THE DEVELOPMENT OF STRUCTURAL DESIGN AND THE SELECTION OF DESIGN PARAMETERS OF AERODYNAMIC SYSTEMS FOR DE-ORBITING UPPER-STAGE ROCKET LAUNCHER

The aerodynamic systems for upper-stage rocket launcher de-orbit have been analyzed. The feasibility and possibility of creating aerodynamic inflatable deorbit systems have been established. A mathematical model of upper-stage rocket launcher orbital motion has been developed. The aerodynamic deorbit system parameters for various configurations neglecting effects of space factors have been calculated. The effect of space factors on the aerodynamic deorbit system has been estimated. The effect of atomic

oxygen and cosmic vacuum (sublimation) has been showed to lead to a decrease in shell thickness, while space debris causes an increase in consumption of working substance to inflate shell. The structural design has been selected and aerodynamic deorbit system parameters have been calculated with effect of space factors taken into account.

Keywords: upper-stage rocket launcher, space debris, aerodynamic deorbit system, and space factors.

А.П. Алпатов, О.С. Палий, О.Д. Скорик

Институт технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, ул. Лешко-Попеля, 15, Днепр, 49005, Украина

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТИВНОЙ СХЕМЫ И ВЫБОР ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ УВОДА С ОРБИТЫ РАЗГОННЫХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Представлен анализ и классификация аэродинамических систем увода с орбиты разгонных ступеней ракет-носителей и определена техническая реализуемость и возможность создания аэродинамических наддувных систем для увода. Составлена математическая модель орбитального движения разгонной ступени ракеты-носителя. Проведен расчет параметров аэродинамических систем увода различных конфигураций без учета влияния факторов космического пространства. Проведена оценка влияния факторов космического пространства на аэродинамическую систему увода, показано, что влияние атомарного кислорода и космического вакуума (сублимации) ведет к уменьшению толщины оболочки, а влияние фрагментов космического мусора — к увеличению расходов рабочего вещества для наддува оболочки. Выбрана конструктивная схема и проведен расчет параметров аэродинамической системы увода с учетом влияния факторов космического пространства.

Ключевые слова: разгонная ступень ракеты-носителя, космический мусор, аэродинамическая система увода, факторы космического пространства.