

ОЦІНКА ДОЦІЛЬНОСТІ ВИКОРИСТАННЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ СИСТЕМ ВІДВЕДЕННЯ В ЗАЛЕЖНОСТІ ВІД ВИСОТИ ОРБИТИ

Анатолій Абатуров

ORCID: <https://orcid.org/0009-0007-7402-3909>

Дніпровський Національний Університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна

Вступ

Наслідком активної космічної діяльності та використання космічного простору є збільшення кількості космічного сміття на орбіті. Кожного року кількість об'єктів космічного сміття дедалі зростає. Для вирішення цієї проблема розробляються різні методи та технічні засоби. На даний час одними з найбільш перевірених та протестованих є аеродинамічні системи відведення [1], що реалізують пасивний метод. Основною задачею таких систем є зведення космічного об'єкту з орбіти по завершенні місії. Продовжуються наукові дослідження та розробки нових аеродинамічних систем [2-7]. Однак, важливо також розуміти, на якій висоті орбіти їх застосування буде максимально доцільним та ефективним.

У даній статті розглядається оцінка доцільності використання аеродинамічної системи відведення в залежності від висоти орбіти.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Ефективність аеродинамічних систем відведення значною мірою залежить від висоти орбіти, на якій знаходиться космічний апарат. Метою даної роботи є оцінка доцільності використання аеродинамічної системи відведення в залежності від висоти орбіти. Визначення, орбіт на яких аеродинамічні системи будуть максимально ефективними.

ОЦІНКА ЕФЕКТИВНОСТІ АЕРОДИНАМІЧНИХ СИСТЕМ ВІДВЕДЕННЯ

Для оцінки ефективності необхідно обрати критерій оптимальності. Можливими критеріями є:

– Мінімальний час зведення з орбіти: необхідний період часу, за який об'єкт буде відведено з орбіти.

– Мінімальна відносна маса системи відведення: відношення маси системи, що необхідна для відведення з орбіти, до загальної маси об'єкта відведення.

В нашому випадку для оцінки ефективності було обрано критерій мінімальної маси. Коефіцієнт ефективності системи E_m можна обчислити за наступною формулою:

$$E_m = \frac{m_o}{m_o + m_{ACB}} \cdot 100\% \quad (1)$$

де m_{ACB} – маса аеродинамічної системи відведення; m_o – маса об’єкта відведення.

З огляду на те, що маса системи відведення не повинна становити значну частину маси конструкції, мінімально допустимий коефіцієнт ефективності був обраний на рівні 90%.

Відповідно до [8] в першому наближенні масу аеродинамічної системи відведення будемо рахувати як масу надувного шароподібного елемента. Будемо обчислювати її за наступною формулою:

$$m_{ACB} = \rho_o \frac{4}{3} \pi \left(\left(\sqrt{\frac{S_M}{\pi}} \right)^3 - \left(\sqrt{\frac{S_M}{\pi}} - \delta_o \right)^3 \right) \quad (2)$$

де ρ_o – густина матеріалу оболонки; S_M – площа Міделя; δ_o – товщина оболонки.

Необхідну площу перетину S_M можна обчислити за наступними формулами [9]:

$$S_M = \frac{2m_o \sqrt{\frac{a}{\mu}} \cdot X(e, z)}{t_L 3\rho_{pe} C_x},$$

$$X(e, z) = \frac{3e \cdot \exp(z)}{4I_0(z) + 8eI_1(z)} \left\{ 1 + \frac{7e}{6} + \frac{5e^2}{16} + \frac{1}{2z} \cdot \left(1 + \frac{11e}{12} + \frac{3}{4z} + \frac{3}{4z^2} \right) \right\},$$

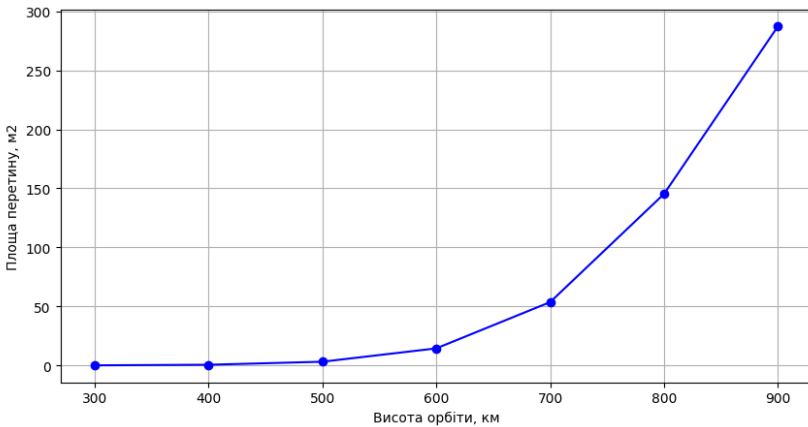
$$z = \frac{ae}{H_p}$$

де a – велика піввісь орбіти; μ – гравітаційна стала; e – ексцентриситет орбіти; H_p – висота однорідної атмосфери для перигею орбіти; $I_0(z)$ – функція Бесселя; $I_1(z)$ – функція Бесселя; t_L – час відведення; ρ_{pe} – густина атмосфери для перигею орбіти; C_x – коефіцієнт аеродинамічного спротиву.

Для визначення густини атмосфери існують різні моделі атмосфери такі як: JB2008, NRLMSISE-00, COESA76. Кожна з цих моделей має свої переваги та недоліки. Так JB2008 та NRLMSISE-00 є більш точними моделями, що враховують великий спектр фізичних процесів, так як геомагнітна активність та сонячна активність, однак можуть бути складнішими у використанні та потребувати значних

обчислювальних ресурсів. COESA76 є простішою у використанні, але дещо менш точною на великих висотах. Зважаючи на те, що розрахунок проводиться в першому наближенні, у якості моделі атмосфери було обрано саме COESA76.

Для розрахунку було обрано наступні початкові параметри: маса космічного об'єкта – 500 кілограм, час відведення – 25 років, висота орбіти – від 300 до 900 кілометрів з кроком 100 кілометрів. Результати розрахунку необхідної площі перетину для відведення КО з орбіти за заданий час наведено на рисунку 1.



Рисунку 1 – Необхідна площа перетину в залежності від висоти орбіти

Відповідно до цих результатів було розраховано масу системи відведення та її ефективність. Для розрахунків, матеріал із якого виготовлено надувну систему відведення було обрано як майлар товщиною 0,5 мм. Результати розрахунків наведено в таблиці 1.

Таблиця 1 – маса та ефективність аеродинамічної системи відведення

Висота орбіти, км	Маса системи відведення, кг	Ефективність системи відведення, %
300	0,23	99,95
400	1,53	99,69
500	8,26	98,37
600	37,96	92,94
700	140,85	78,02
800	381,46	56,72
900	754,17	39,86

Відповідно до отриманих результатів видно, що ефективність аеродинамічної системи відведення для орбіт 500 км і вище починає стрімко спадати. А для висоти орбіти вище 800 км вже становить майже 50%, що означає, що маса системи відведення майже дорівнює масі об'єкту відведення. Для більш точного визначення було проведено розрахунок для висоти орбіти від 300 до 900 кілометрів з кроком в 1 кілометр. Результати наведено на рисунку 2.

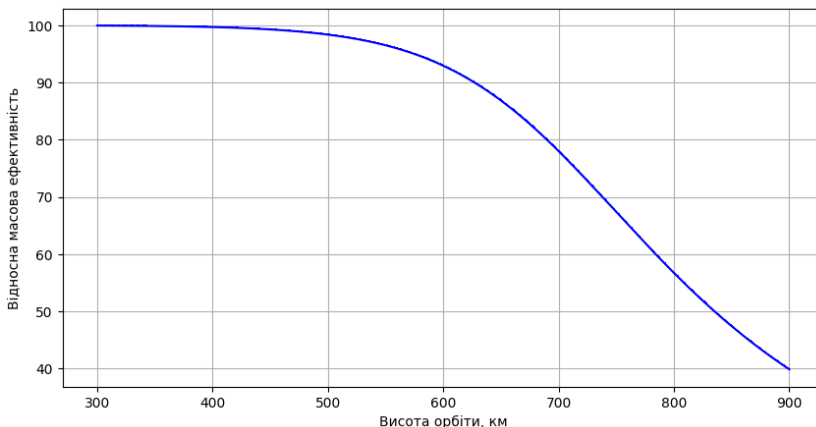


Рисунок 2 – відносна масова ефективність в залежності від висоти орбіти

Відповідно до отриманих результатів, можна встановити, що рівень ефективності аеродинамічної системи відведення починає становити менше 90% після висоти орбіти в 630 кілометрів.

ВИСНОВКИ

Було проведено розрахунок необхідної маси аеродинамічної системи відведення в першому наближенні. Встановлено, що оптимальна висота орбіти для використання аеродинамічних систем становить менше 500 кілометрів. Було визначено, що при подальшому збільшенні висоти орбіти ефективність аеродинамічних систем починає стрімко знижуватись. Вона сягає мінімально допустимого значення, що було обрано на рівні 90%, на висоті орбіти в 630 кілометрів. З огляду на те, що розрахунок проводився в першому наближенні та не враховував інші елементи системи відведення, такі як система зберігання, система наддуву тощо, можна стверджувати, що висота орбіти, на якій можна ефективно використовувати аеродинамічні системи відведення, становить до 600 кілометрів.

ПОСИЛАННЯ

1. Абатуров, А. О., Дронь, М. М., Кулик, О. В., & Пророка, В. А. (2023). Обзор методов та технічних засобів відведення об'єктів космічного сміття з низьких навколосеземних орбіт. *Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки*, 31, 3-13. <https://doi.org/10.15421/472209>
2. Zhang, R., Yang, K., Zhang, J., & Bi, S. Overview and key technology of the membrane drag sail for low Earth orbit satellite deorbit. *Space: Science & Technology*. <https://doi.org/10.34133/space.0115>
3. Funabiki, N., Ikari, S., Ishikawa, A., Funase, R., & Nakasuka, S. (2019). Accurate Aerodynamic Model of Membranes in Free-Molecular Flow for Deorbit Device Design. *Transactions of the Japan society for aeronautical and space sciences, aerospace technology Japan*, 17(2), 189-196. <https://doi.org/10.2322/tastj.17.189>
4. Shcheglov, G. A., Baranov, A. A., Grishko, D. A., Ivanov, S. G., & Stognii, M. V. (2023). Application of additional inflatable aerodynamic device to ensure the required degradation of the disposal orbit of large-size space debris. *Advances in Space Research*, 72(6), 1994-2006. doi : 10.1016/j.asr.2023.05.050
5. Jiang, Y., Zhang, J., Tian, P., Liang, T., Li, Z., & Wen, D. (2023). Aerodynamic drag analysis and reduction strategy for satellites in Very Low Earth Orbit. *Aerospace Science and Technology*, 132 <https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.108077>
6. Xu, Y., Yang, Y., Huang, H., Jia, H., & Fang, G. (2024). Numerical simulation of rigid-flexible coupled dynamics for an inflatable sphere deorbiting device. *Advances in Space Research*. <https://doi.org/10.1016/j.asr.2024.03.049>
7. Niccolai, L., & Mengali, G. (2024). Performance Estimate of a Spin-Stabilized Drag Sail for Spacecraft Deorbiting. *Applied Sciences*, 14(2), 612. <https://doi.org/10.3390/app14020612>
8. Палій, О. С. (2015). Разработка методики проектирования аэродинамических систем увода космических аппаратов с околоземных орбит. *Восточно-Европейский журнал передовых технологий*, 1(9), 11-15. http://nbuv.gov.ua/UJRN/Vejpte_2015_1%289%29__3
9. Klinkrad, H. (2006). Space debris: Models and risk analysis. Praxis Publishing Ltd, Springer-Verlag Berlin.