

УДК 629.764

DOI: 10.15587/1729-4061.2019.161778

Анализ баллистических аспектов комбинированного метода увода космических объектов с околоземных орбит

Н. М. Дронь, А. В. Голубек, Л. Г. Дубовик, А. Ю. Дреус, К. В. Гети

Розглянуто один з шляхів очищення навколоземних орбіт від космічного сміття – відвід великогабаритних об'єктів, які являють небезпеку для космічної навігації та екології навколоземного простору, в щільні шари атмосфери Землі. Для його реалізації запропоновано комбінований метод з використанням реактивної двигунної установки й аеродинамічного вітрила. Двигунна установка забезпечує формування еліптичної орбіти відводу з перигеєм у верхніх шарах атмосфери, а аеродинамічне вітрило – поступове зниження швидкості за рахунок дії сили аеродинамічного опору. Показано, що поєднання активного й пасивного методів дозволяє частково компенсувати недоліки обох методів і реалізувати гарантований відвід об'єкта космічного сміття в щільні шари атмосфери з мінімальними витратами в заданий термін. При цьому ефективність запропонованого методу в багатьох чому залежить від стану верхньої атмосфери, яка є функцією сонячної активності, що змінюється з періодом 11 років.

Для визначення ефективних траєкторій руху об'єктів космічного сміття в верхніх шарах атмосфери вирішена задача про рух тіла в гравітаційному полі Землі з урахуванням динаміки атмосфери, а також з урахуванням циклів сонячної активності. Отримано залежності висоти перигею першого витка орбіти відведення, що забезпечує час існування не більше 25 років, і величини імпульсу швидкості, необхідного для формування орбіти відведення з низьких колових орбіт. Визначено енергетичні витрати на відведення об'єктів великогабаритного космічного сміття з врахуванням динамічно змінюваної атмосфери Землі. Проведено аналіз впливу сонячної активності на енергетичні витрати процесу відведення космічних об'єктів.

Результати роботи представляють практичний інтерес для розробки засобів комбінованого відведення великогабаритного космічного сміття з низьких навколоземних орбіт

Ключові слова: космічне сміття, гравітаційне поле, низька навколоземна орбіта, комбінований метод відведення, енергетичні витрати

1. Введение

В настоящий момент на низкой околоземной орбите движется более десяти тысяч разнообразных объектов космического мусора [1]. Среди них отработавшие свой срок активного существования спутники, верхние ступени ракет-носителей, а также обломки от взрывов, разрушений и прочих нештатных ситуаций.

Наибольшую потенциальную опасность дальнейшего увеличения количества космического мусора представляют неуправляемые крупногабаритные

космические объекты. К ним в первую очередь относятся нефункционирующие спутники и верхние ступени ракет-носителей, в состав которых входят баки с остатками компонентов топлива, аккумуляторные батареи и прочие опасные для разрушения элементы [2]. Разрушение подобных объектов может привести к ещё большему усложнению проблемы космического мусора.

Одним из способов удаления космического мусора является увод крупногабаритных объектов в плотные слои атмосферы Земли, где они прекратят своё существование [3]. Однако применение таких методов требует тщательного планирования траектории движения тел, поскольку неверное решение увеличивает риски поражения людей и объектов жизнедеятельности человека на Земле за счёт падения несгоревших в плотных слоях атмосферы остатков [4].

2. Анализ литературных данных и постановка проблемы

На сегодняшний день, для увода нефункционирующих космических аппаратов и их элементов с околоземных предлагается достаточно большое количество методов и технических решений [5]. Одним из наиболее популярных является активный метод с использованием реактивных двигательных установок. Данный метод позволяет обеспечить гарантированный увод объекта в течение заданного времени как в плотные слои атмосферы Земли, так и на более высокие орбиты, включая дальний космос. Для реализации данного метода используются буксиры и различные ракетные двигательные установки [6, 7], в том числе и двигатели малой тяги [8, 9]. Недостатком данного метода являются значительные энергетические затраты, связанные необходимостью наличия компонентов топлива для работы установки и системы обеспечивающих процесс увода, что приводит к высокой стоимости конкретной реализации.

Более экономичным является пассивный метод, в основе которого лежит использование аэродинамических [10] или солнечных парусных устройств [11] различной конфигурации. Увод космических объектов обеспечивается воздействием на целевой объект сил аэродинамического сопротивления атмосферы Земли и/или давления солнечного света. Этот метод прост в реализации, не требует энергетических затрат, однако имеет ряд ограничений на применение. Использование аэродинамического паруса целесообразно на орбитах с высотой перигея, расположенного в атмосфере Земли, а эффективность солнечного паруса зависит от ориентации плоскости орбиты в ортогональном направлении на Солнце. Недостаток метода также в том, что процесс увода достаточно длительный и может продолжаться десятки и даже сотни лет.

Предлагаются и другие схемы увода космических объектов с околоземных орбит, среди которых дистанционное торможение объекта. Данный метод основан на создании искусственной атмосферы на пути движения целевого объекта путем распыления химических реагентов, воздействия на целевой объект космического мусора ионного излучения [12], использования генераторов электрических и магнитных полей и др. [13]. Однако данный метод обладает низкой эффективностью при уводе крупногабаритных космических объектов

Возможно также использование тросовых систем. После окончания своего срока активного существования на околоземной орбите предлагается развора-

чивать специальное средство увода, которое располагается ниже уводимого объекта и соединяется с ним тросом [14]. Данный подход достаточно сложен в реализации и требует создания специальных технических решений.

Исходя из анализа существующих схем увода объектов космического мусора, можно сделать вывод о целесообразности одновременного использования реактивной двигательной установки и парусных устройств. Подобная комбинация активного и пассивного средств увода позволяет частично компенсировать недостатки обоих этих методов и реализовать увод объекта космического мусора на Землю с минимальными энергетическими затратами в жестко регламентированные сроки, не превышающие 25 лет.

В то же время, для разработки проектного обеспечения комбинированного метода увода, необходимо определение энергетических затрат на его реализацию. Это требует рассмотрения баллистических аспектов комбинированного метода с учетом динамически изменяющейся атмосферы Земли.

3. Цель и задачи исследования

Целью настоящей работы является разработка баллистического обеспечения реализации увода с использованием комбинированного метода.

Для достижения поставленной цели были определены следующие задачи:

- разработать принципиальную схему комбинированного увода космических объектов с околоземных орбит;
- разработать методику определения схемы увода, обеспечивающую заданное время существования связки с учётом минимизации энергетических затрат реактивной двигательной установки;
- разработать математическую модель движения космического объекта в атмосфере Земли при комбинированном уводе с учётом динамически изменяющейся солнечной активности;
- провести имитационное моделирование увода космических объектов с околоземных орбит с использованием комбинированного метода;
- определить влияние баллистических аспектов на эффективность комбинированного метода увода.

4. Принципиальная схема комбинированного метода увода космических объектов с околоземных орбит

Рассмотрим комбинированную схему увода крупногабаритных космических объектов (КО) на основе связки «средство увода – космический объект». Данная схема предполагает использование реактивной двигательной установки и аэродинамического парусного устройства (рис. **Ошибка! Источник ссылки не найден.**).

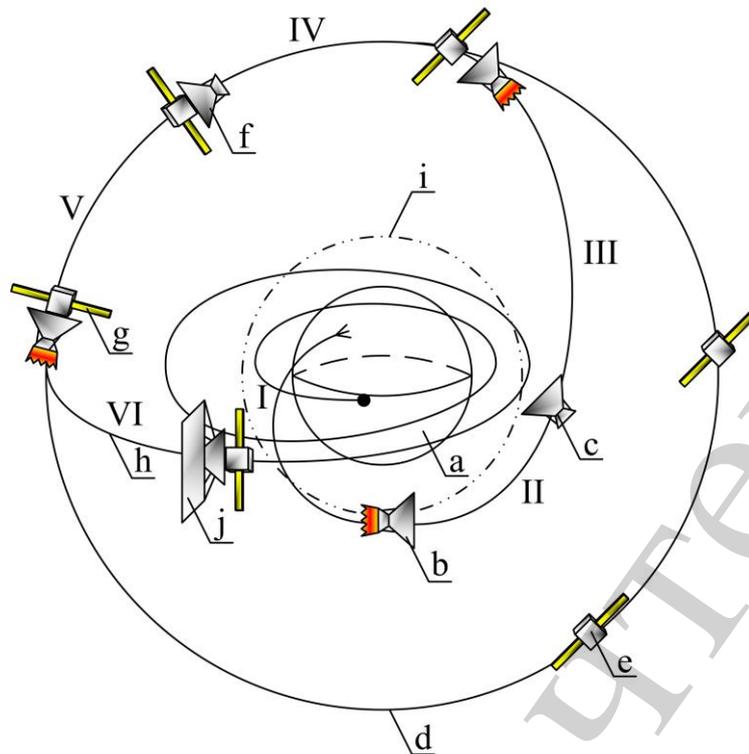


Рис. 1. Схема увода крупногабаритных КО с использованием комбинированного метода: а – Земля; б – средство увода с включённой двигательной установкой; с – средство увода с выключенной двигательной установкой; d – орбита уводимого объекта; е – уводимый объект; f – связка с выключенной двигательной установкой; g – связка с включенной двигательной установкой; h – орбита увода; i – верхняя граница плотных слоёв атмосферы Земли; j – связка с развёрнутым аэродинамическим парусом

Схема состоит из следующих характерных участков: I – участок выведения средства увода на околоземную орбиту; II – пассивный участок полёта средства увода с переориентацией в направлении на КО; III – участок преследования КО; IV – участок захвата КО; V – участок переориентации связки, включение двигательной реактивной установки, формирования орбиты увода; VI – пассивный участок полёта связки до приземления или прекращения существования.

Определим зависимость энергетических затрат на увод с использованием формулы Циолковского и соотношений для Гомановского перехода [15]:

$$m_T(v_C) = m_0 \left[1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{9,80665 I}\right) \right],$$

$$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{h_n + R_e}} \left(\sqrt{\frac{2\tilde{r}}{\tilde{r} + 1}} - 1 \right), \quad \tilde{r} = \frac{h_\pi(v_C) + R_e}{h_n + R_e},$$

где m_T – масса компонентов топлива, необходимая для формирования орбиты увода; m_0 – масса связки до включения реактивной двигательной установки; h_n – высота начальной орбиты; h_π – высота перигея орбиты увода; I – удельный импульс реактивной двигательной установки; μ – гравитационная постоянная; $R_e=6371,1$ км – средний радиус Земли; ν_C – фаза солнечной активности в момент начала увода.

В общем случае время существования активно-пассивного устройства увода на базе реактивной двигательной установки и аэродинамического паруса является функцией многих переменных

$$t_C = F(h_n, h_\pi, \sigma, \nu_C), \quad (1)$$

где σ – баллистический коэффициент связки.

Принципиальную схему увода, обеспечивающую заданное время существования связки с учётом минимизации энергетических затрат реактивной двигательной установки, представим в виде обратной задачи с использованием функционала

$$[h_\pi, \nu_C]^T = \arg \left\{ F(h_n, h_\pi, \sigma, \nu_C) \right\}, \quad (2)$$

$t_C \leq t_{\max}$
 $m_T \rightarrow \min$

где t_{\max} – максимальное время существования связки на околоземной орбите.

Методика решения (2) состоит из следующих этапов:

- использования Гомановской компланарной схемы перелётов между двумя орбитами, которая является оптимальной с точки зрения энергетических затрат;
- построения зависимостей времени существования связки от высоты начальной орбиты, высоты перигея орбиты увода;
- определения высоты перигея орбиты увода путём минимизации функционала для каждой из рассматриваемых фаз солнечной активности

$$h_\pi(\nu_C) = \arg \left\{ F(h_n, h_\pi, \sigma, \nu_C) \right\};$$

$t_C \leq t_{\max}$

– определения зависимости энергетических затрат от фазы солнечной активности с использованием формулы Циолковского и соотношений для Гомановского перехода;

- минимизации функционала

$$\nu_C = \arg \left\{ m_T(\nu_C) \right\}$$

$m_T \rightarrow \min$

для расчёта фазы солнечной активности в момент начала увода.

5. Построение математической модели движения космического объекта в атмосфере Земли при комбинированном уводе

Для решения поставленной задачи необходимо разработать математическую модель движения связки с учётом динамически изменяющейся атмосферы Земли.

Введём предположения:

- связка «средство увода – космический объект» – твёрдое тело;
- аэродинамические характеристики связки по трём связанным с телом осям равны;
- рассматривается только поступательное движение центра масс связки;
- Земля – общий земной эллипсоид WGS-84;
- гравитационный потенциал Земли – учитывает влияние 2, 3 и 4 гармоник;
- атмосфера Земли – стандартная;
- притяжение других небесных тел и давление солнечного света не учитываются;
- индекс геомагнитной активности постоянный и равный 10.

Разработаем математическую модель движения связки на орбите увода под воздействием сил притяжения и аэродинамического сопротивления атмосферы Земли. Рассмотрим дифференциальные уравнения движения в оскулирующих орбитальных элементах, которые имеют вид:

$$\left. \begin{aligned} \frac{dp}{dt} &= 2\sqrt{\frac{p}{\mu}}TR, \\ \frac{di}{dt} &= \frac{WR\cos u}{\sqrt{\mu p}}, \\ \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{WR\sin u}{\sqrt{\mu p}\sin i}, \\ \frac{dl}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[S\sin u + T \left(\frac{p+R}{p}\cos u + \frac{R}{p}l \right) + W\frac{R}{p}h\operatorname{ctg}i\sin u \right], \\ \frac{dh}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[-S\cos u + T \left(\frac{p+R}{p}\sin u + \frac{R}{p}h \right) - W\frac{R}{p}l\operatorname{ctg}i\sin u \right], \\ \frac{du}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left(\frac{\mu}{R^2} - W\frac{R}{p}\operatorname{ctg}i\sin u \right), \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

где p – фокальный параметр; i – наклонение; Ω – долгота восходящего узла; l и h – параметры Лапласа; u – аргумент широты; S, T, W – радиальное, бинор-

мальное и трансверсальное возмущающие ускорения; $R = p / (1 + l \cos u + h \sin u)$ — геоцентрическое расстояние до связки.

Определим возмущающие ускорения, входящие в (3). Согласно введенным предположениям, ускорения будут определяться в виде геометрической суммы ускорений возмущения силы притяжения Земли и силы аэродинамического сопротивления атмосферы, то есть:

$$\left. \begin{aligned} S &= g_S + b_S, \\ T &= g_T + b_T, \\ W &= g_W + b_W, \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

где g_S, g_T, g_W — радиальная, трансверсальная и бинормальная проекции возмущения гравитационного потенциала Земли; b_S, b_T, b_W — радиальная, трансверсальная и бинормальная проекции ускорения силы аэродинамического сопротивления атмосферы.

Учитывая принятый нормальный гравитационный потенциал Земли, запишем:

$$\left. \begin{aligned} g_S &= g_R + g_\omega \sin \varphi_e, \\ g_T &= g_\omega \sin i \cos u, \\ g_W &= g_\omega \cos i, \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

$$g_R = -\frac{\mu}{R^2} \left\{ \frac{3}{2} \frac{a_e^2}{R^2} C_{2,0} (5 \sin^2 \varphi_e - 1) + \frac{5}{2} \frac{a_e^3}{R^3} C_{3,0} \sin \varphi_e (7 \sin^2 \varphi_e - 3) + \frac{15}{8} \frac{a_e^4}{R^4} C_{4,0} [7 \sin^2 \varphi_e (3 \sin^2 \varphi_e - 2) + 1] \right\},$$

$$g_\omega = -\frac{\mu}{R^2} \left\{ \begin{aligned} &3 \frac{a_e^2}{R^2} C_{2,0} \sin \varphi_e - \frac{3}{2} \frac{a_e^3}{R^3} C_{3,0} (5 \sin^2 \varphi_e - 1) - \\ &-\frac{5}{2} \frac{a_e^4}{R^4} C_{4,0} \sin \varphi_e (7 \sin^2 \varphi_e - 3) \end{aligned} \right\},$$

$$\sin \varphi_e = \sin i \sin u,$$

где φ_e — геоцентрическая широта; a_e — большая полуось ОЗЭ; $C_{2,0}, C_{3,0}$ и $C_{4,0}$ — зональные гармоники гравитационного потенциала Земли.

Проекции ускорения силы аэродинамического сопротивления атмосферы определим из выражения

$$\left. \begin{aligned} b_s &= \sigma \rho V_o V_{os}, \\ b_T &= \sigma \rho V_o V_{OT}, \\ b_w &= \sigma \rho V_o V_{OW}, \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

где ρ — плотность атмосферы; V_{os} , V_{OT} , V_{OW} — радиальная, трансверсальная и бинормальная проекции относительной скорости; $V_o = \sqrt{V_{os}^2 + V_{OT}^2 + V_{OW}^2}$.

Проекции относительной скорости определим из соотношений

$$\left. \begin{aligned} V_{os} &= \sqrt{\frac{\mu}{p}} (l \sin u - h \cos u), \\ V_{OT} &= \sqrt{\frac{\mu}{p}} (1 + l \cos u + h \sin u) - \omega_e R \cos i, \\ V_{OW} &= \omega_e R \sin i \cos u, \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

где ω_e — угловая скорость суточного вращения Земли.

Плотность атмосферы является сложной функцией, которая зависит от высоты полёта, индекса солнечной активности на частоте 2800 МГц, индекса геомагнитной активности, прямого восхождения и склонения Солнца, а также гринвичских координат текущего положения рассматриваемого объекта.

Определим последние

$$\left. \begin{aligned} x &= R (\cos(\Omega - \gamma) \cos u - \sin(\Omega - \gamma) \sin u \cos i), \\ y &= R (\sin(\Omega - \gamma) \cos u + \cos(\Omega - \gamma) \sin u \cos i), \\ z &= R \sin \phi_e, \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

где γ — угол, определяющий положение гринвичского меридиана относительно направления на весеннее равноденствие.

Индекс солнечной активности удобно представлять в виде разложения в ряд Фурье [16]. Аппроксимируем статистические данные среднесуточного и средневзвешенного за 81 сутки индексов солнечной активности за два последних цикла функциями вида

$$F_{10,7} = a_0 + \sum_{i=1}^{N_F} a_i \sin(m_i \omega \tau + v_i), \quad (9)$$

$$F_{81} = a_0 + \sum_{i=1}^{N_F} a_i \sin(m_i \omega \tau + \psi_i), \quad (10)$$

где $F_{10,7}$ – среднесуточный индекс солнечной активности; F_{81} – средневзвешенный индекс солнечной активности за 81 сутки; τ – количество суток от 01.01.1987 г; ω, m, v, ψ – коэффициенты (табл. 1); N_F – количество гармоник.

Таблица 1
Коэффициенты аппроксимации индексов солнечной активности

i	$A \cdot 10^{22}$	ω	m	v	ψ
0	120,0	–	–	–	–
1	–52,8	0,001499	1	2,748076	2,671873
2	–11,9		2	1,129520	1,000345
3	–7,6		4	0,673236	0,461934
4	7,2		6	2,427329	2,073972

Начальные условия движения:

В момент после подачи тормозного импульса скорости, связка «средство увода – космический объект» движется по орбите увода с параметрами:

$$p_0 = \frac{2R_H R_\pi}{R_H + R_\pi}, \quad R_H = h_H + R_e, \quad R_\pi = h_\pi + R_e,$$

$$i_0 = i_H, \quad \Omega_0 = \Omega_H, \quad u_0 = u_H, \quad l_0 = \frac{R_\pi - R_H}{R_H + R_\pi} \cos u_H, \quad h_0 = \frac{R_\pi - R_H}{R_H + R_\pi} \sin u_H,$$

где i_H, Ω_H, u_H – наклонение, долгота восходящего узла и аргумент широты перигея начальной орбиты.

6. Результаты имитационного моделирования увода космических объектов с околоземных орбит с использованием комбинированного метода

Рассмотрим баллистический анализ активно-пассивного средства увода, выполненного на базе реактивной двигательной установки и аэродинамического паруса.

Дано:

– связка «средство увода – космический объект» массой 3 т и баллистическим коэффициентом 0,001, 0,01 и 0,1 м²/кг, движущаяся на круговой орбите наклонением (0 и 98,1 град) и высотой от 300 до 1500 км;

– удельный импульс тяги реактивной двигательной установки средства увода составляет 330 с.

Необходимо:

– определить потребный для формирования орбиты увода связки с временем существования не более 25 лет импульс скорости, учитывающий изменение состояния атмосферы в 11-летнем цикле солнечной активности;

- определить минимальные затраты компонентов топлива для обеспечения увода с учётом изменения солнечной активности в пределах 11-летнего цикла;
- определить фазу солнечной активности, обеспечивающую минимальные энергетические затраты на увод с низких околоземных орбит.

Учёт фазы солнечной активности в момент начала увода осуществим путём соответствующего выбора даты увода в пределах 24-го цикла солнечной активности, выбрав 11 моментов времени с 01.01.2009 00:00:00 по 01.01.2019 00:00:00 с шагом в один год.

В результате проведенного имитационного моделирования процесса увода связи с использованием (3)–(10) получены зависимости высоты перигея первого витка орбиты увода, обеспечивающей время существования не более 25 лет (рис. 2). На рис. 3 представлены величины импульса скорости необходимого для формирования орбиты увода. Затраты компонентов топлива на формирование орбиты увода приведены на рис. 4.

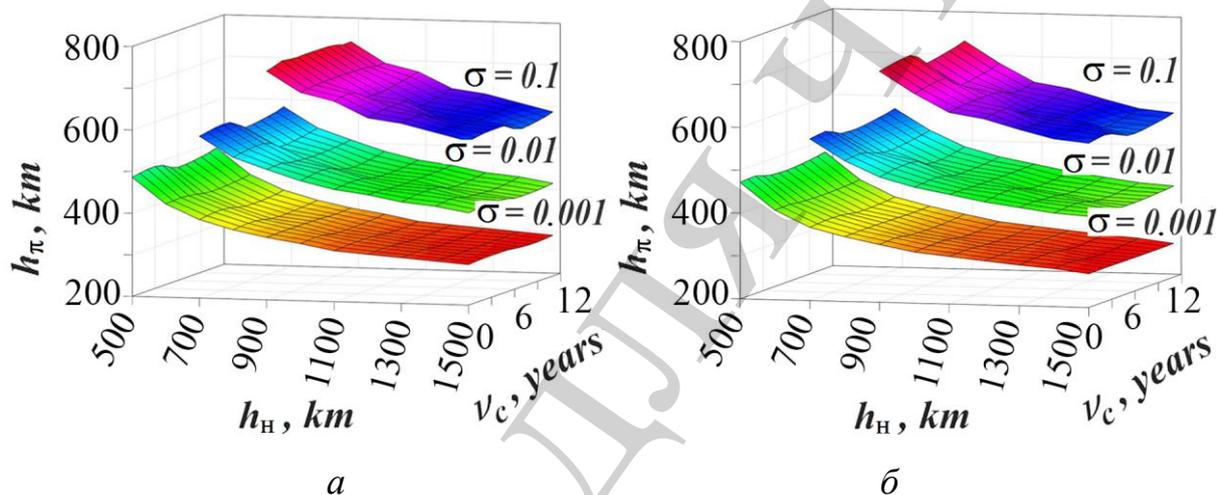


Рис. 2. Зависимость высоты перигея первого витка h_p от начальной высоты орбиты h_n и фазы солнечной активности v_c : а – $i_n = 0^\circ$; б – $i_n = 98,1^\circ$

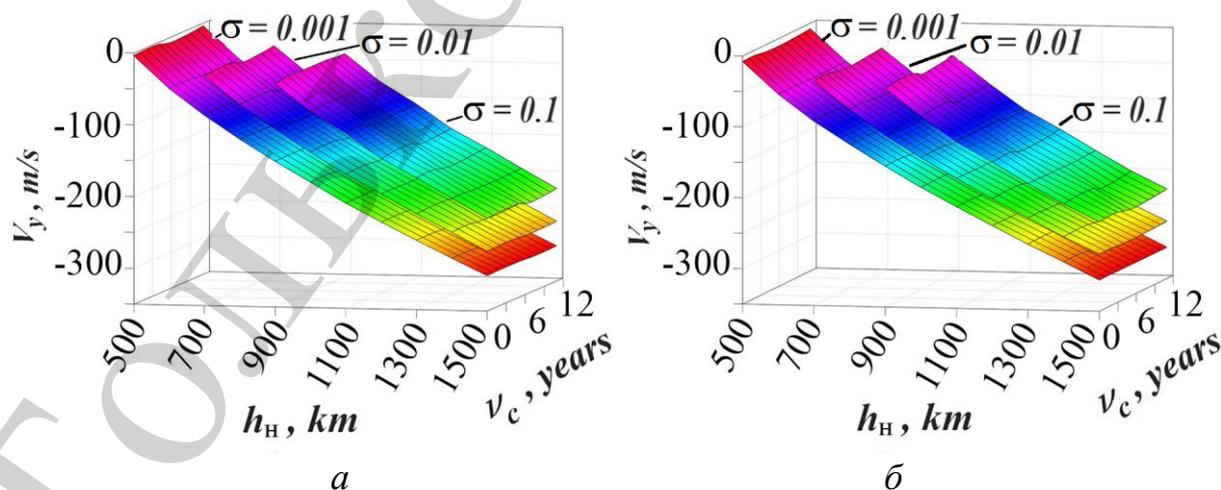


Рис. 3. Зависимость импульса скорости V_y от начальной высоты орбиты h_n и фазы солнечной активности v_c : а – $i_n = 0^\circ$; б – $i_n = 98,1^\circ$

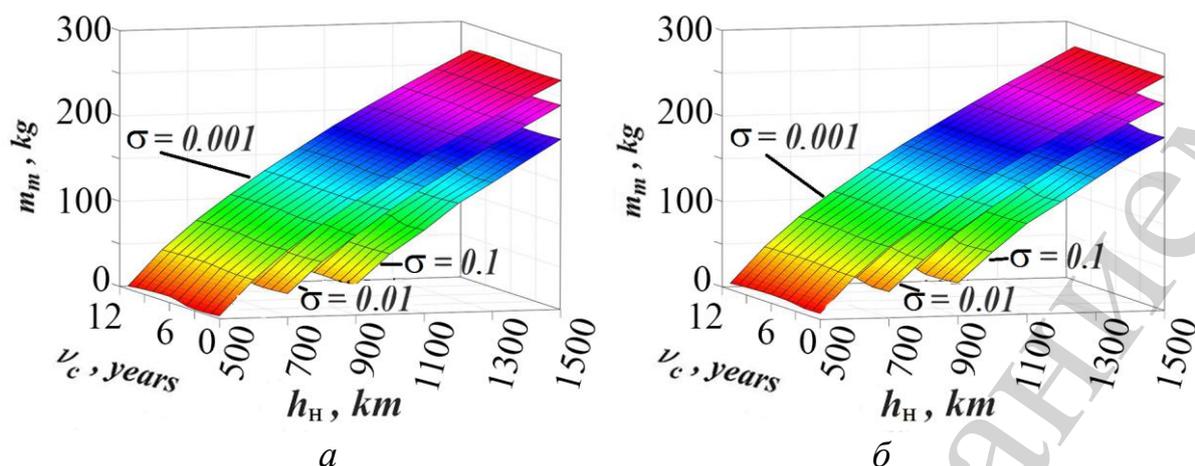


Рис. 4. Зависимость затрат компонента топлива m_m , от начальной высоты орбиты h_H и фазы солнечной активности \square_c : $a - i_H=0^\circ$; $b - i_H=98,1^\circ$

В результате решения функционала (2) получены следующие зависимости фазы солнечной активности, обеспечивающие минимальные энергетические затраты на увод связки «средство увода – космический объект» с круговых околоземных орбит, от высоты и наклона начальной орбиты (рис. 5).

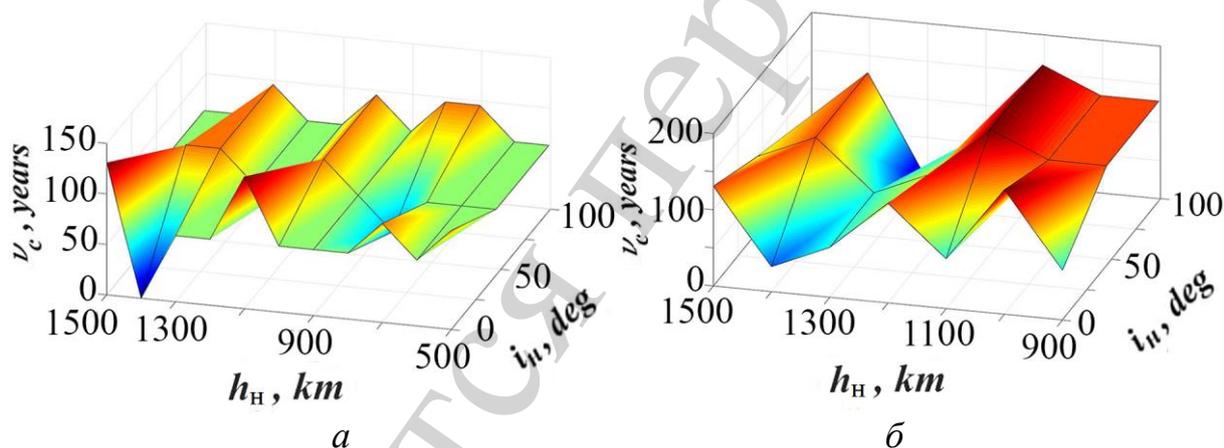


Рис. 5. Зависимость оптимальных фаз солнечной активности ν_c от начальной высоты орбиты h_H и угла наклона начальной орбиты i_H :
 $a - \square=0,001 \text{ м}^2/\text{кг}$; $b - \square=0,1 \text{ м}^2/\text{кг}$

Полученные результаты демонстрируют влияние различных баллистических аспектов на эффективность увода рассматриваемого объекта в верхние слои атмосферы.

7. Обсуждение влияния баллистических аспектов на эффективность комбинированного метода увода

Из представленных выше зависимостей следует:

– высота перигея первого витка орбиты увода, обеспечивающая время существования 25 лет, слабо зависит от наклона начальной орбиты. Ее значения при минимальных энергетических затратах на увод в диапазоне принятых

начальных условий составляют: для $\alpha=0,001 \text{ м}^2/\text{кг}$ – 98...20 %; $\alpha=0,01 \text{ м}^2/\text{кг}$ – 90...30 %; $\alpha=0,1 \text{ м}^2/\text{кг}$ – 80–40 % от высоты начальной орбиты;

– влияние фазы солнечной активности на энергетические затраты носит периодический характер. В первом приближении его можно представить в виде гармонической функции с уменьшающейся по мере роста высоты начальной орбиты амплитудой. Амплитуда колебаний относительно среднего значения изменяется в пределах ± 4 %. При этом амплитуда колебаний импульса скорости относительно среднего значения не превышает для баллистического коэффициента $0,001 \text{ м}^2/\text{кг}$ 2 м/с, для $0,01 \text{ м}^2/\text{кг}$ – 3 м/с, для $0,1 \text{ м}^2/\text{кг}$ – 4 м/с;

– энергетические затраты на увод с экваториальной орбиты (наклонение – 0 град) в среднем на 4–5 м/с ниже, чем для солнечно-синхронной (наклонение 98,1 град).

Исходя из данных на рис. 5, минимум энергетических затрат на формирование орбиты увода с временем существования 25 лет наблюдается для фазы солнечной активности от 0° до 130° . Полученный минимум зависит от высоты начальной орбиты и баллистического коэффициента (до 4 лет с начала текущего цикла солнечной активности).

В целом, можно утверждать, что для увода крупногабаритных объектов космического мусора с низких околоземных орбит целесообразно использовать комбинированный метод, основанный на использовании как реактивной двигательной установки, так и аэродинамического парусного устройства.

Результаты проведенных исследований [17] показали, что область применения комбинированного метода снизу ограничена высотами орбит 700–900 км в зависимости от баллистического коэффициента. Сверху данная область ограничена высотами 2000–2300 км, когда затраты компонентов топлива на комбинированный увод становятся соизмеримыми с чисто активным методом. При этом усложняется конструкция и увеличивается масса системы увода за счёт аэродинамического паруса.

К перспективам дальнейших исследований следует отнести разработку комбинированного метода увода с использованием двигателей малой тяги и электрореактивных двигателей. Кроме того, значительный интерес представляет разработка проектно-баллистического обеспечения увода с использованием автофажных ракет-носителей [8], обладающих меньшей стоимостью и большей экологичностью в сравнении с традиционными ракетами-носителями.

8. Выводы

1. Разработаны принципиальная схема комбинированного увода космических объектов с околоземных орбит, позволяющая обеспечить увод объектов космического мусора в заданные сроки с минимальными энергетическими затратами реактивной двигательной установки.

2. Предложена методика обеспечения комбинированной схемы увода, с обеспечением заданного времени существования объекта космического мусора и минимальных энергетических затрат реактивной двигательной установки.

3. Разработана математическая модель для определения эффективных траекторий движения объектов космического мусора в верхних слоях атмосферы, которая учитывает влияние динамики атмосферы и циклы солнечной активности, что позволило решить задачу о движении тела в гравитационном поле Земли при использовании комбинированного метода увода ос низких околоземных орбит.

4. Проведено имитационное моделирование влияния фазы солнечной активности на энергетические затраты. Показано, что такое влияние носит периодический характер, который в первом приближении можно представить в виде гармонической функции с уменьшающейся по мере роста высоты начальной орбиты амплитудой. При этом амплитуда колебаний относительно среднего значения изменяется в пределах $\square 4\%$.

5. Показано, что энергетические затраты на увод с экваториальной орбиты в среднем на 4–5 м/с ниже, чем для солнечно-синхронной. Минимум энергетических затрат на формирование орбиты увода с временем существования 25 лет наблюдается для фазы солнечной активности от 0 до 130 град.

Благодарности

Работа выполнена в рамках проекта № 0117U001211 «Закономірності функціонування комбінованих засобів очищення орбіт з врахуванням динаміки навколоземного середовища», финансируемого Министерством образования и науки Украины.

Література

1. Risk to space sustainability from large constellations of satellites / Bastida Virgili B., Dolado J. C., Lewis H. G., Radtke J., Krag H., Revelin B. et. al. // *Acta Astronautica*. 2016. Vol. 126. P. 154–162. doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.03.034>
2. Zaccariotto M., Francesconi A., Galvanetto U. A contribution to the definition of a new method to predict the catastrophic disintegration of spacecraft after collision with large orbital debris // *Acta Astronautica*. 2016. Vol. 127. P. 95–102. doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2016.05.026>
3. Дронь Н. М., Хорольский П. Г., Дубовик Л. Г. Пути уменьшения техногенного засорения околоземного космического пространства // *Науковий Вісник Національного гірничого університету*. 2014. № 3. С. 125–130.
4. Investigation of aerodynamics heating of space debris object at reentry to earth atmosphere / Dron M., Dreus A., Golubek A., Abramovsky Y. // 69th International Astronautical Congress, IAC-18-A6.1.5. Bremen, 2018. 7 p.
5. Shan M., Guo J., Gill E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods // *Progress in Aerospace Sciences*. 2016. Vol. 80. P. 18–32. doi: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.11.001>
6. Large Debris Removal Mission in LEO based on Hybrid Propulsion / DeLuca L. T., Lavagna M., Maggi F., Tadini P., Pardini C., Anselmo L. et. al. // *Aerotecnicca Missili & Spazio*. 2014. Vol. 93, Issue 1-2. P. 51–58. doi: <https://doi.org/10.1007/bf03404676>

7. The infinite Staging Rocket – A progress to Realization / Yemets V., Dron M., Yemets T., Kostrisyn O. // Proceedings of the 66th International Conference IAC-15, D2.7.7. Jerusalem, 2015. 7 p.
8. Autophage Engines: Toward a Throttleable Solid Motor / Yemets V., Harkness P., Dron' M., Pashkov A., Worrall K., Middleton M. // Journal of Spacecraft and Rockets. 2018. Vol. 55, Issue 4. P. 984–992. doi: <https://doi.org/10.2514/1.a34153>
9. Bondarenko S., Dreus A., Lysenko K. The investigation of thermal and gas dynamic processes in the combustion chamber of the rocket engine using slurry fuel // Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering. 2018. Vol. 232, Issue 10. P. 1903–1910. doi: <https://doi.org/10.1177/0954410017704216>
10. TugSat: Removing Space Debris from Geostationary Orbits Using Solar Sails / Kelly P. W., Bevilacqua R., Mazal L., Erwin R. S. // Journal of Spacecraft and Rockets. 2018. Vol. 55, Issue 2. P. 437–450. doi: <https://doi.org/10.2514/1.a33872>
11. Visagie L., Lappas V., Erb S. Drag sails for space debris mitigation // Acta Astronautica. 2015. Vol. 109. P. 65–75. doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.12.013>
12. Bombardelli C., Pelaez J. Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2011. Vol. 34, Issue 3. P. 916–920. doi: <https://doi.org/10.2514/1.51832>
13. Cichocki F., Merino M., Ahedo E. Spacecraft-plasma-debris interaction in an ion beam shepherd mission // Acta Astronautica. 2018. Vol. 146. P. 216–227. doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.02.030>
14. Space vehicle with an electric thruster for gathering fine space debris / Alpatov A., Gusynin V., Slyunyayev N., Khitko A. // Proceedings of the 66th International Conference IAC-08, A6.5.8. Glasgow, 2008. 7 p.
15. Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полета: учеб. пос. М., 1990. 448 с.
16. Vavrin A. B. Solar Cycle Sensitivity Study of Breakup Events in LEO // Orbital Debris Quarterly News. 2015. Vol. 19, Issue 1. P. 6–7.
17. Системи відводу космічних об'єктів з низьких навколосемних орбіт / Дронь М. М., Дубовик Л. Г., Голубек О. В., Дреус А. Ю. та ін. Дніпро: ЛІРА, 2019. 218 с.