

УДК 629.764

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771332017102049>

А. В. Голубек¹, доцент, **Н. М. Дронь**², профессор, **А. Н. Ляшенко**³, студент

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ЗАТРАТЫ НА КОМБИНИРОВАННЫЙ УВОД КРУПНОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА С УЧЁТОМ ДИНАМИЧЕСКИ ИЗМЕНЯЮЩЕЙСЯ АТМОСФЕРЫ ЗЕМЛИ

En

The ecological state of the near-Earth space continues to deteriorate gradually. Disintegration and collisions of space debris objects occurring all the time have led to the fact that in the low orbits more than a million objects of a total mass exceeding 3500 tons are moving creating a serious problem of using near-Earth space for human needs. About 5 thousand of them are large-scale objects representing

¹ Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, кафедра систем автоматизированного управления

² Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, кафедра систем автоматизированного управления

³ Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, кафедра систем автоматизированного управления

potential threat (defunct satellites and upper stages of carrier rockets), the destruction of which due to various reasons can significantly worsen the current space situation.

One of the most promising ways of cleaning near-Earth space from such objects is the use of combined means of removal implemented on the basis of a jet propulsion system and an aerodynamic sail. At the same time, according to the International Convention on the Non-Proliferation of Space Debris, the lifetime of a tether in the orbit of disposal should not exceed 25 years. Obviously, the effectiveness of such means of withdrawal largely depends on the state of the upper atmosphere, which, according to the standards, functionally depends on solar activity, changing cyclically with a period of 11 years. Consequently, the energy costs for withdrawal will depend not only on the height of the initial orbit, the ballistic coefficient, but also on the phase of solar activity at the time when the removal of the space object begins.

After analyzing the available achievements and publications it can be concluded that a number of organizations and specialists are engaged in the analysis of the debris removal processes, but the analysis of the effect of the solar activity phase on the process of removing large-sized objects of space debris using combined means has not been carried out.

This paper presents the simulation analysis of the large space debris objects removal by a garbage collector made on the basis of a jet propulsion system and a sailing device from circular equatorial orbits with a height of up to 1500 km. Dependences of the perigee height of the displacement orbit with the lifetime of no more than 25 years on the height of the initial orbit, the ballistic coefficient, and the phase of solar activity at the time of the departure beginning are obtained.

The ranges of the speed pulse change as well as the minimum energy requirements for the formation of the decay orbit of a garbage collector tethered to an object of removal with a mass of 3 tons and a specific impulse of the jet propulsion system of 330 s. are determined.

Ua

Проведене імітаційне моделювання відводу великогабаритних об'єктів космічного сміття з колових сонячно-синхронних орбіт висотою до 1500 км. Отримані залежності висоти перигею орбіти відводу з часом існування не більше 25 років від висоти початкової орбіти, балістичного коефіцієнта та фази сонячної активності в момент початку відводу. Визначені мінімальні енергетичні витрати на формування орбіти відводу зв'язки сміттєзбирач – об'єкт відводу масою 3 т і питомим імпульсом реактивної рушійної установки 330 с. Показана можливість економії компонентів палива для відводу з навколоземної орбіти до 5% за рахунок відповідного вибору дати початку відводу в поточному циклі сонячної активності.

Введение

Текущее состояние околоземной космической обстановки не может не вызывать опасения для будущего космонавтики. Так, на данный момент на околоземных орбитах движется более 17 тысяч каталогизированных космических объектов, из которых около тысячи являются функционирующими спутниками. В то же время в околоземном космическом пространстве на низких орбитах движется более миллиона объектов [1, 2] суммарной

массой превышающей 5000 т [2], создающих реальную проблему использования околоземного пространства для нужд человечества.

Наибольшую потенциальную опасность дальнейшего увеличения количества космических объектов представляют крупногабаритные объекты [1] – прекратившие свой срок активного существования спутники и орбитальные ступени ракет-носителей, на борту которых имеются различные нестабильные элементы. Разрушение таких объектов вследствие естественных причин или попадания объекта космического мусора может привести к значительному ухудшению космической обстановки, включая начало синдрома Кесслера – лавинообразного увеличения количества космических объектов за счёт их взаимного столкновения между собой.

Одним из наиболее перспективных способов очистки околоземного космического пространства от подобных объектов является использование комбинированных средств увода, выполненных на базе реактивной двигательной установки и аэродинамического паруса [3]. Двигательная установка обеспечивает формирование эллиптической орбиты увода с перигеем в верхних слоях атмосферы Земли, а аэродинамический парус – постепенное снижение скорости за счёт воздействия на связку мусоросборщик – объект увода силы аэродинамического сопротивления атмосферы. При этом время существования связки на орбите увода согласно [4] не должно превышать 25 лет.

Очевидно, что эффективность подобных средств увода во многом зависит от состояния верхней атмосферы, которая является функцией, изменяющейся циклично с периодом в 11 лет солнечной активности. Следовательно и энергетические затраты будут зависеть не только от высоты начальной орбиты, баллистического коэффициента, но и от фазы солнечной активности в момент начала увода космического объекта.

Современные доступные достижения и публикации посвящены следующим вопросам:

- анализу возможных путей уменьшения техногенного засорения околоземного космического пространства [3];
- краткосрочному прогнозированию времени и района прекращения существования спутника по данным наблюдений [5];
- усовершенствованию метода аналитической оценки времени существования космических объектов на околоземных орбитах [6];
- оценке возможности увода космического мусора мусоросборщиком с электрореактивной двигательной установкой [7];
- выработке рекомендаций по уводу космического объекта с околополярных орбит наклоном 86° и 98° для различных значений баллистического коэффициента и моделей солнечной активности с оценкой необходимых энергетических затрат [8];

- сравнительному анализу моделей прекращения существования космических объектов *ORSAT* и *SCARAB* [9];
- поиску способов повышения точности прогнозирования процессов прекращения существования спутников [10];
- разработке метода прогнозирования процесса разрушения сгорающих космических объектов в атмосфере Земли [11].

Анализ доступных достижений и публикаций показал, что исследования процессов увода объектов космического мусора ведутся рядом организаций и специалистов, но анализ влияния солнечной активности на энергетические затраты процесса увода крупногабаритных объектов космического мусора с низких круговых орбит не проводился.

Постановка задачи

Сформулируем постановку задачи в следующем виде.

Дано:

- связка мусоросборщик – крупногабаритный объект космического мусора массой 3 т и баллистическим коэффициентом 0,001, 0,01 и 0,1 м²/кг, движущаяся на круговой экваториальной и солнечно-синхронной орбитах высотой от 300 до 1500 км;
- удельный импульс тяги реактивной двигательной установки мусоросборщика составляет 330 с.

Необходимо:

- определить потребный для формирования орбиты увода связки мусоросборщик – объект увода 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.

Основной материал исследований

Введём предположения:

- связка мусоросборщик – объект увода – материальная точка;
- Земля – общий земной эллипсоид *WGS-84*;
- гравитационный потенциал Земли – нормальный, учитывается влияние 2, 3 и 4 гармоник;
- атмосфера Земли: выше высоты 120 км используется стандарт [12], ниже – [13];
- притяжение других небесных тел и давление солнечного света не учитывается;

– индекс геомагнитной активности постоянный и равный 10.

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

$$\left. \begin{aligned} \frac{dp}{dt} &= 2\sqrt{\frac{p}{\mu}}TR \\ \frac{di}{dt} &= \frac{WR\cos u}{\sqrt{\mu p}} \\ \frac{d\Omega}{dt} &= \frac{WR\sin u}{\sqrt{\mu p}\sin i} \\ \frac{dl}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[S\sin u + T\left(\frac{p+R}{p}\cos u + \frac{R}{p}l\right) + W\frac{R}{p}h\operatorname{ctg}i\sin u \right] \\ \frac{dh}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left[-S\cos u + T\left(\frac{p+R}{p}\sin u + \frac{R}{p}h\right) - W\frac{R}{p}l\operatorname{ctg}i\sin u \right] \\ \frac{du}{dt} &= \sqrt{\frac{p}{\mu}} \left(\frac{\mu}{R^2} - W\frac{R}{p}\operatorname{ctg}i\sin u \right) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где p – фокальный параметр; i – наклонение;

Ω – долгота восходящего узла; l и h – параметры Лапласа;

u – аргумент широты; S, T, W – радиальное, трансверсальное и бинормальное возмущающие ускорения;

$\mu = 3,9860047 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – гравитационная постоянная;

$R = p/(1 + l\cos u + h\sin u)$ – геоцентрическое расстояние до связки мусоросборщик – объект увода.

Определим возмущающие ускорения, входящие в (1). Согласно введенным предположениям, они будут определяться в виде суммы ускорений возмущения силы притяжения Земли и силы аэродинамического сопротивления атмосферы, то есть:

$$\left. \begin{aligned} S &= g_s - b_s \\ T &= g_T - b_T \\ W &= g_w - b_w \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

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:

$$\left. \begin{aligned} g_s &= g_R + g_\omega \sin \phi_e \\ g_T &= g_\omega \sin i \cos u \\ g_w &= g_\omega \cos i \end{aligned} \right\}, \quad (3)$$

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

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

$$\sin \phi_e = \sin u \sin i,$$

где ϕ_e – геоцентрическая широта связки мусоросборщик – объект увода;

$a_e = 6378137$ м – большая полуось ОЗЭ;

$C_{2,0}$, $C_{3,0}$ и $C_{4,0}$ – зональные гармоники гравитационного потенциала Земли [14].

Проекция ускорения силы аэродинамического сопротивления атмосферы определим из выражения:

$$\left. \begin{aligned} b_s &= \sigma \rho V_o V_{os} \\ b_T &= \sigma \rho V_o V_{oT} \\ b_w &= \sigma \rho V_o V_{ow} \end{aligned} \right\}, \quad (4)$$

где σ – баллистический коэффициент связки мусоросборщик–объект увода;

ρ – плотность атмосферы;

V_{os}, V_{oT}, V_{ow} – радиальная, трансверсальная и бинормальная проекции

относительной скорости; $V_o = \sqrt{V_{os}^2 + V_{oT}^2 + V_{ow}^2}$.

Проекция относительной скорости определим из соотношений:

$$\left. \begin{aligned} V_{os} &= \sqrt{\frac{\mu}{p}} (l \sin u - h \cos u) \\ V_{ot} &= \sqrt{\frac{\mu}{p}} (1 + l \cos u + h \sin u) - \omega_e R \cos i \\ V_{ow} &= \omega_e R \sin i \cos u \end{aligned} \right\}, \quad (5)$$

где $\omega_e = 7,292115 \cdot 10^{-5}$ рад/с – угловая скорость суточного вращения Земли.

Плотность атмосферы является сложной функцией, которая согласно [12] 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 связки мусоросборщик – объект увода.

Определим последние:

$$\left. \begin{aligned} x &= R (\cos(\Omega - \gamma) \cos u - \sin(\Omega - \gamma) \sin u \cos i) \\ y &= R (\sin(\Omega - \gamma) \cos u + \cos(\Omega - \gamma) \sin u \cos i) \\ z &= R \sin \phi_e \end{aligned} \right\}, \quad (6)$$

где γ – угол, определяющий положение гринвичского меридиана относительно направления на весеннее равноденствие, определяемый в соответствии с [15].

Прямое восхождение и склонение Солнца определяются в соответствии с [16] с использованием фундаментальных параметров движения Земли относительно Солнца [15], а высота полёта – с использованием [17].

Исходя из материалов исследования [18], индекс солнечной активности удобно представлять в виде разложения в ряд Фурье. Аппроксимируем статистические данные среднесуточного и средневзвешенного за 81 сутки индексов солнечной активности за два последних цикла функциями вида:

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

$$F_{81} = a_0 + \sum_{i=1}^{N_F} a_i \sin(m_i \omega \tau + \psi_i), \quad (8)$$

где $F_{10,7}$ – среднесуточный индекс солнечной активности;

F_{81} – средневзвешенный индекс солнечной активности за 81 сутки;

τ – количество суток от 01.01.1987;

a , ω , m , v , ψ – коэффициенты (табл. 1);

N_F – количество гармоник.

Таблица 1.

Коэффициенты аппроксимации индексов солнечной активности

i	$a \times 10^{22}$	ω	m	ν	Ψ
0	120,0	–	–	–	–
1	-52,8		1	2,748076	2,671873
2	-11,9	0,001499	2	1,129520	1,000345
3	-7,6		4	0,673236	0,461934
4	7,2		6	2,427329	2,073972

Очевидно, что на время существования слятки будет оказывать влияние и фаза солнечной активности в момент начала увода, учёт которой 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 связки мусоросборщик – объект увода с использованием математической модели (1) – (8) для различных фаз солнечной активности в момент начала увода и значений баллистического коэффициента получены зависимости высоты перигея первого витка орбиты увода, обеспечивающей время существования не более 25 лет (рис. 1, *a* – для экваториальной орбиты, *b* – для солнечно-синхронной).

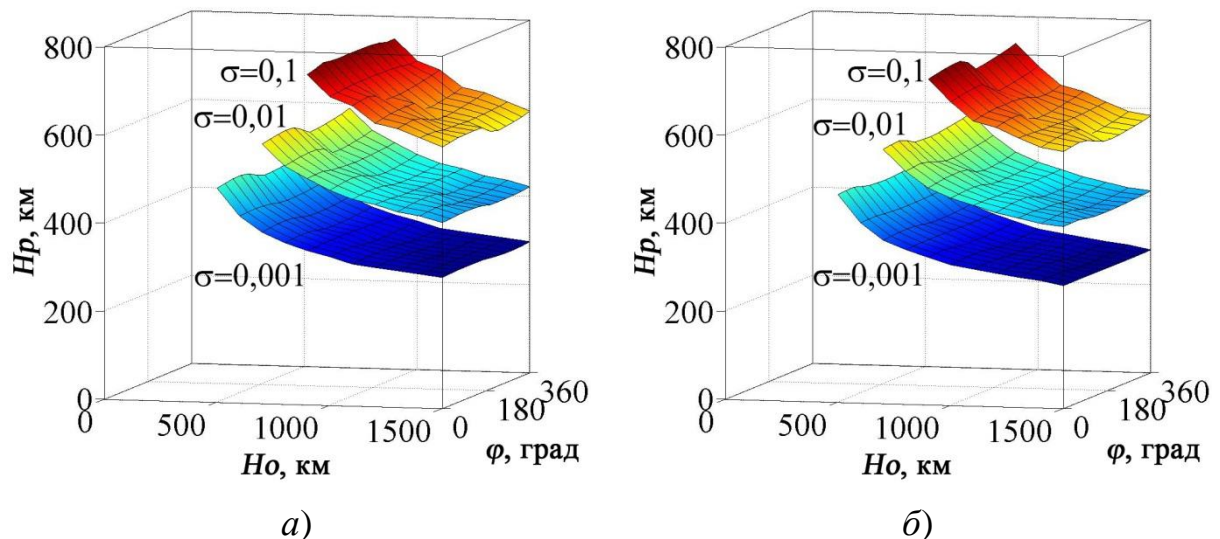


Рис. 1. Зависимость высоты перигея первого витка орбиты увода от высоты целевой орбиты, фазы солнечной активности и баллистического коэффициента: H_0 – высота начальной орбиты; ϕ – фаза солнечной активности; H_p – высота перигея первого витка орбиты увода; σ – баллистический коэффициент, $\text{м}^2/\text{кг}$.

Как можно видеть из полученных результатов, изменение фазы солнечной активности в момент начала увода приводит к колебанию высоты перигея орбиты относительно среднего значения в пределах $\pm 2,5\%$. Кроме того, для солнечно-синхронной орбиты требуемая высота перигея на первом витке, в среднем, на 12 км ниже.

На основании полученных данных с использованием Гомановской схемы перелёта [19] определим зависимость потребного для формирования орбиты увода с временем существования не более 25 лет импульса скорости:

$$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{1000(Ho + Re)}} \left(\sqrt{\frac{2\tilde{r}}{1 + \tilde{r}}} - 1 \right), \quad \tilde{r} = \frac{Hp + Re}{Ho + Re},$$

где Ho – высота начальной орбиты;

Hp – высота перигея первого витка орбиты увода;

$Re = 6371,11$ км – средний радиус Земли.

Рассмотрим зависимость границ диапазонов изменения импульса скорости, обусловленных минимальным и максимальным влиянием атмосферы, от высоты начальной орбиты и баллистического коэффициента (рис. 2, *a* – для экваториальной орбиты, *б* – для солнечно-синхронной).

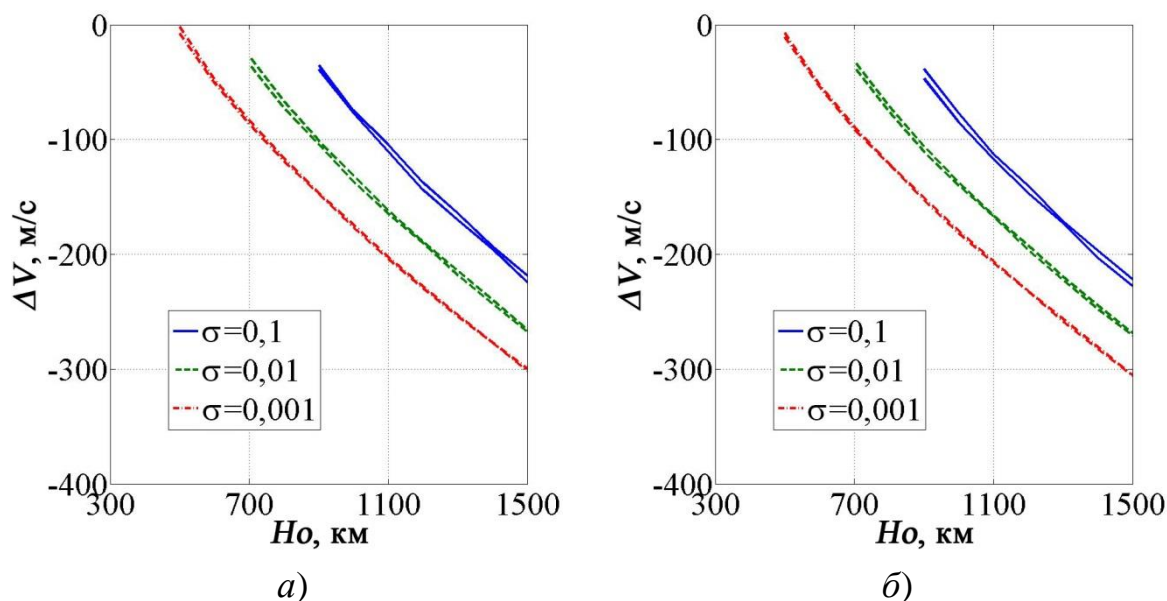


Рис. 2. Диапазоны изменения импульса скорости

Как можно видеть из полученных результатов, формирование орбиты увода с временем существования менее 25 лет на экваториальных орбитах требует меньших затрат скорости (в среднем на 4-5 м/с). Кроме того, в зависимости от фазы солнечной активности, в момент начала увода величина импульса скорости колеблется в пределах до 4% относительно среднего значения.

Определим минимальные затраты компонентов топлива, необходимые для формирования орбиты увода с временем существования менее 25 лет в случае наименьшего влияния силы аэродинамического сопротивления атмосферы на связку мусоросборщик – объект увода:

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

где Δm – масса затраченных компонентов топлива;

m_0 – масса связки мусоросборщик – объект увода до начала формирования орбиты увода;

I – удельный импульс двигательной установки.

Так для заданных массы связки мусоросборщик – объект увода 3 т и удельного импульса реактивной двигательной установки 330 с, минимальные затраты компонентов топлива представим в виде рис. 3 (рис. 3, а – для экваториальной орбиты, рис. 3, б – для солнечно-синхронной).

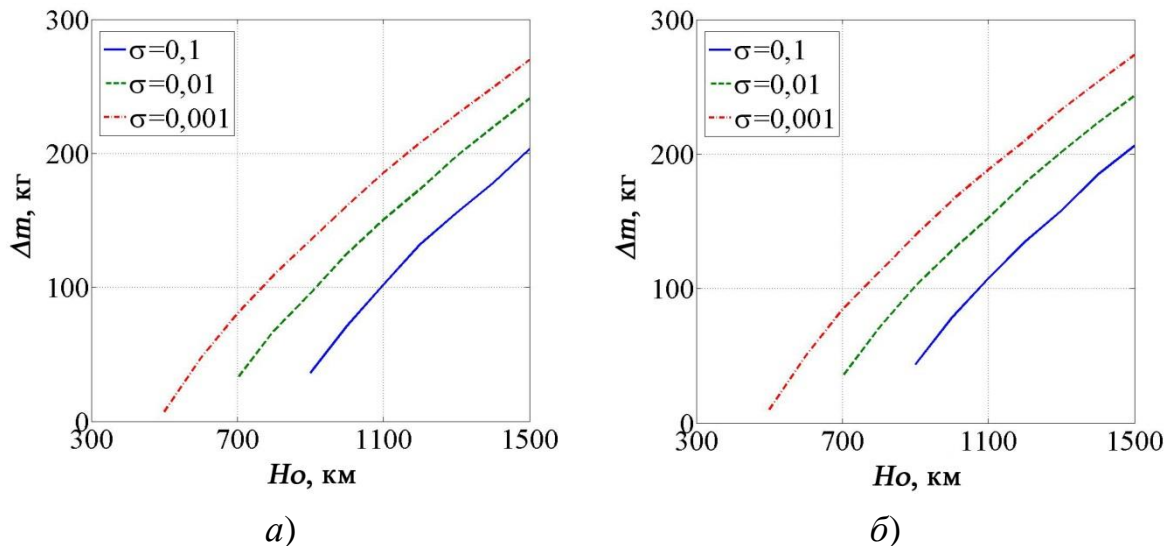


Рис. 3. Минимальные затраты компонентов топлива, необходимые для формирования орбиты увода с временем существования 25 лет

Как можно видеть из полученных графиков, необходимые затраты компонентов топлива на увод с экваториальной орбиты в среднем на 4 - 5 кг ниже, чем для солнечно синхронной. Исходя из данных рис. 3, определим верхнюю границу области пассивного увода (без включения реактивной двигательной установки) (табл. 2).

Таблица 2.

Верхняя граница области пассивного увода

σ , м ² /кг	0,001	0,01	0,1
экваториальная орбита h , км	485	624	812
солнечно-синхронная орбита h , км	478	615	795

Выводы

В результате проведенной работы можно сделать следующие выводы:

- получены зависимости высоты перигея орбиты увода с временем существования менее 25 лет от высоты начальной орбиты, баллистического коэффициента и фазы солнечной активности в момент начала увода;
- определены диапазоны изменения импульса скорости и минимальные затраты компонентов топлива, необходимые для выполнения увода;
- изменение солнечной активности на протяжении 11-летнего цикла оказывает сравнительно незначительное влияние на обеспечение процесса увода крупногабаритного космического мусора, которое выражается в колебаниях импульса скорости, необходимого для формирования орбиты увода, в пределах $\pm 4\%$ относительно среднего значения;
- потребный импульс скорости для увода с экваториальной орбиты в среднем на 4-5 м/с ниже, чем для солнечно-синхронной;
- определены верхние границы области пассивного увода для экваториальных и солнечно-синхронных орбит;
- определение времени начала увода в зависимости от фазы солнечной активности может дать экономию массы компонентов топлива при фиксированном времени увода.

Список использованной литературы

1. *Вениаминов С. С.* Космический мусор – угроза человечеству / С. С. Вениаминов. – М.: Институт космических исследований Российской академии наук, 2013. – 207 с.
2. *Klinkrad H.* Space Debris Models and Risk Analysis / Klinkrad H. – Chichester: Praxis Publishing Ltd., 2006. – 430 p.
3. *Дронь Н. М.* Пути уменьшения техногенного засорения околоземного космического пространства / Н. М. Дронь, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Науковий Вісник Національного гірничого університету. – 2014. – № 3 (141). – С. 125–130.
4. IADC Space Debris Mitigation Guidelines: IADC-02-01 Revision 1. App. by Inter-agency space debris coordination committee. – 2007. – 1 sep. – 10 p.
5. *Козелков С. В.* Анализ результатов прогноза времени и района прекращения существования космического аппарата «Фобос-Грунт» / С. В. Козелков, Е. И. Махонин, А. А. Моргун, Е. С. Козелкова, С. С. Москаленко // Системи обробки інформації. – 2012. – Т. 1, №3 (101). – С. 32–36.
6. *Ямницкий В. А.* Метод аналитической оценки времени существования космических объектов на околоземных орбитах / В. А. Ямницкий,

- Е. И. Жилин, Е. В. Ветлугин, И. В. Ветлугина // Системы обработки информации. – 2006. – №9 (58). – С. 89–92.
7. *Dron' M.* Estimation of Capacity of Debris Collector with Electric Propulsion System Creation Taking in a Count Energy Response of the Existing Launch Vehicles / M. Dron', P. Khorolskiy, L. Dubovik, A. Khitko, I. Velikiy // Proc. of 63-th International Astronautical Congress, 1–5 October, 2012, Naples, Italy. – Naples, 2012. – 5 p.
 8. *Kolyuka Y. F.* Search for the disposal orbits with a given lifetime for a near-polar space debris / Y. F. Kolyuka, N. M. Ivanov, T. I. Afanaseva, T. A. Gridchina // Journal of Aerospace Engineering, Sciences and Applications. – 2012. – Vol. IV, №2. – P. 82–92.
 9. *Lips T.* A comparison of commonly used re-entry analysis tools / T. Lips, B. Fritsche // Acta Astronautica. – 2005. – №57. – P. 312–323.
 10. *Pardini C.* Pilot Service for improving satellite re-entry predictions and orbital decay modeling [Electronic resource] / C. Pardini, W. K. Tobiska, L. Anselmo. – Access mode: www.spacewx.com/pdf/sww_isti.pdf.
 11. *Ziniu W.* Space debris reentry analysis methods and tools / W. Ziniu, H. Ruifeng, Q. Xib, W. Xiang, W. Zhea // Chinese Journal of Aeronautics. – 2011. – №4. – P. 387–395.
 12. ГОСТ 25645.115-84. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. Взамен ГОСТ 22721-77; введ. 01.07.1985. – М.: Издательство стандартов, 1984. – 31 с.
 13. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры [Текст]. Взамен ГОСТ 4401-73; введ. 01.07.1982. – М.: Издательство стандартов, 1981. – 180 с.
 14. *Жданюк Б. Ф.* Основы статистической обработки траекторных измерений / Б. Ф. Жданюк. – М.: Советское радио, 1978. – 384 с.
 15. Астрономический ежегодник на 2014 год / Рос. акад. наук, Ин-т приклад. астрономии. – Санкт-Петербург: Наука, 2013. – 682 с.
 16. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / В. К. Абалакин [и др.]; под общ. ред. Г. Н. Дубошина. Изд. 2-е, перераб. и доп. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1976. – 864 с.
 17. ГОСТ Р 51794-2008. Глобальные навигационные спутниковые системы. Системы координат. Методы преобразований координат определяемых точек. Взамен ГОСТ Р 51794-2001; введ. 18.12.2008. – М.: Стандартинформ, 2009. – 20 с.
 18. *Vavrin A. B.* Solar Cycle Sensitivity Study of Breakup Events in LEO [Electronic resource] / A. B. Vavrin // Orbital Debris Quarterly News. – 2015. – Vol. 19, Issue 1. – P. 6–7. – Access mode: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/Quarterly-News/pdfs/ODQNV19i1.pdf>.

19. *Охоцимский Д. Е.* Основы механики космического полета: учеб. пособие / Д. Е. Охоцимский, Ю. Г. Сихарулидзе. – М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990. – 448 с.