

УДК 629.78.05.076.8.017.1

А. В. ГОЛУБЕК, Н. М. ДРОНЬ, Л. Г. ДУБОВИК, Н. В. ПОЛЯКОВ

Днепровский национальный университет имени Олеся Гончара, Украина

ОПТИМИЗАЦИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ЗАТРАТ ПРИ КОМБИНИРОВАННОМ УВОДЕ ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

Предложен метод увода крупногабаритных объектов космического мусора с низких околоземных орбит в плотные слои атмосферы с использованием реактивной двигательной установки и аэродинамического паруса. Проведена параметрическая оптимизация массы компонентов топлива, необходимых для формирования орбиты увода со временем существования 25 лет с круговых орбит высотой 500...1500 км, в зависимости от фазы солнечной активности в момент начала увода и баллистического коэффициента. Получены области минимальных затрат компонентов топлива, обеспечивающих увод. Выполнена оценка эффективности предложенного комбинированного метода относительно увода включением реактивной двигательной установки.

Ключевые слова: космический мусор, средства увода, низкая околоземная орбита, космический аппарат, реактивная двигательная установка, аэродинамический парус, эффективность

Введение

Насущной проблемой современной космонавтики является очистка околоземного космического пространства (ОКП) от объектов так называемого космического мусора (КМ), поскольку скопившийся на околоземных орбитах космический мусор превратился в фактор повышенной опасности и нередко угрожает орбитальным полетам. При этом запасы КМ постоянно пополняются и, если интенсивность космических запусков не уменьшится, то в будущем загрязненность ОКП ускорится из-за столкновений, связанных с увеличением числа обломков на орбите. Особенно это относится к низким околоземным орбитам (НОО) высотой до 2000 км, где сосредоточены многочисленные группировки космических аппаратов (КА) различного целевого назначения [1]. Здесь вероятность столкновений КА с осколками и мелкими частицами искусственного происхождения выше, нежели с естественными телами и частицами тех же размеров.

Для того, чтобы сдерживать рост космического мусора, нужно обязательно уводить с эксплуатируемых орбит КА, вышедшие из строя или прекратившие срок активного существования, а также находящиеся там недействующие крупные космические объекты (КО) [2]. В соответствии с ограничением срока пребывания космической техники в регионах околоземного космического пространства после окончания эксплуатации, определенных Правилами космической деятельности в Украине [3], последнее является важным и актуальным. При этом

одним из наиболее используемых путей удаления космического мусора с НОО является дополнительное его снижение с последующим сгоранием в атмосфере Земли.

1. Постановка задачи

В настоящее время рассматривается несколько схем увода нефункционирующих космических аппаратов и объектов с околоземных орбит.

Это активные средства, позволяющие с помощью реактивной двигательной установки (РДУ) обеспечить гарантированный увод в заданные сроки, что является их неоспоримым преимуществом. Недостаток их использования – большие энергетические затраты, связанные с необходимостью значительных запасов топлива для работы РДУ.

Пассивные средства просты и менее затратны в реализации, но процесс увода с их использованием может продолжаться в течение десятков и сотен лет. К ним следует отнести парусные устройства [4], тросовые системы [5], устройства, создающие искусственную атмосферу на пути движения целевого объекта [6] или использующие направленное излучение от средства увода [7], что приводит к постепенному торможению целевого объекта.

Предложенный нами комбинированный метод увода сочетает активные и пассивные технические средства на основе использования реактивной двигательной установки и, например, парусного устройства [8, 9]. РДУ обеспечивает формирование эллиптической орбиты увода с перигеем в верхних

слоях атмосферы Земли, а аэродинамический парус – постепенное снижение скорости за счёт воздействия на объект увода силы аэродинамического сопротивления атмосферы. Это позволяет частично компенсировать недостатки обоих методов и реализовать увод объекта космического мусора в плотные слои атмосферы с минимальными энергетическими затратами в заданные сроки.

Данная статья посвящена решению оптимизационной задачи использования комбинированного метода увода крупногабаритных объектов космического мусора за счёт минимизации энергетических затрат при наличии ограничений на время орбитального существования с учетом динамически изменяющейся атмосферы Земли.

В проведенных исследованиях использовано имитационное моделирование движения связки «средство увода – космический объект» в околоземном космическом пространстве под действием сил тяжести и аэродинамического сопротивления атмосферы Земли и параметрическая оптимизация массы затрачиваемых компонентов топлива.

2. Решение поставленной задачи

Для решения поставленной задачи рассмотрим увод крупногабаритных КО с применением комбинированного средства увода на основе реактивной двигательной установки и аэродинамического парусного устройства.

Схема увода (рис. 1) 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, подлежащий уводу;

III – участок преследования КО;

IV – участок захвата КО;

V – участок переориентации объекта увода (объект космического мусора вместе со средством увода), включение двигательной установки, формирование орбиты увода

VI – пассивный участок полёта объекта увода до приземления или прекращения существования.

Как отмечено в [9], время существования комбинированного средства увода на базе РДУ и аэродинамического паруса является функцией высоты начальной орбиты, высоты перигея орбиты увода после придания связке «средство увода – космический объект» тормозного импульса скорости, баллистического коэффициента и фазы солнечной активности (определяется датой запуска) в момент начала увода, т.е.

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

где h_n – высота начальной орбиты;

h_π – высота перигея орбиты увода;

σ – баллистический коэффициент;

v_C – фаза солнечной активности в момент начала увода;

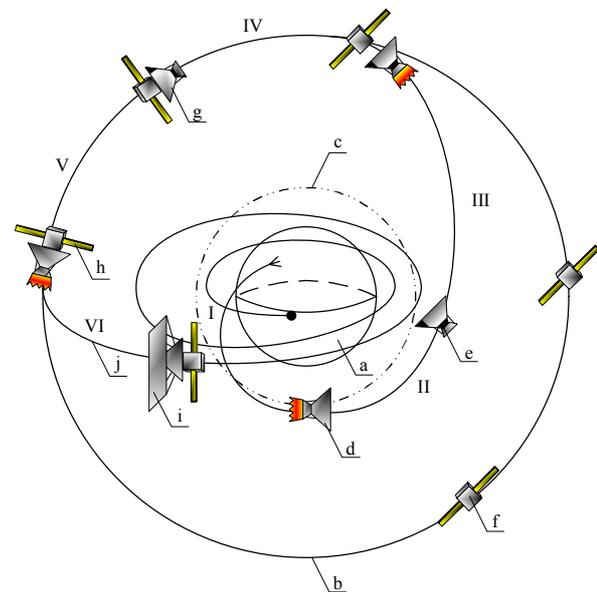


Рис. 1. Схема комбинированного увода крупногабаритных КО:

a – Земля; b – орбита уводимого КО; c – верхняя граница плотных слоев атмосферы Земли; d – средство увода с включенной ДУ; e – средство увода с выключенной ДУ; f – уводимый КО; g – связка «средство увода – КО» с выключенной ДУ; h – связка «средство увода – КО» с включенной ДУ; i – связка «средство увода – КО» с развёрнутым аэродинамическим парусом; j – орбита увода

Согласно (1) принципиальную схему увода, обеспечивающую заданное время существования связки «средство увода – космический объект» с учётом минимизации энергетических затрат РДУ представим в виде обратной задачи с использованием функционала:

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

$$\begin{matrix} t_C \leq t_{\max} \\ m_T \rightarrow \min \end{matrix}$$

где t_{\max} – максимальное время существования связки «средство увода – космический объект» на околоземной орбите;

m_T – масса компонентов топлива, необходимого для формирования орбиты увода включением РДУ.

Для формирования орбиты увода будем использовать Гомановскую компланарную схему перелётов между двумя орбитами, которая в случае

необходимости минимизации энергетических затрат является оптимальной. При этом методику решения (2) представим в следующем виде.

1. Построение зависимостей времени существования связки «средство увода – КО» от высоты начальной орбиты, высоты перигея орбиты увода после придания связке тормозного импульса скорости и баллистического коэффициента.

2. Определение высоты перигея орбиты увода путём решения функционала для каждой из рассматриваемых фаз солнечной активности:

$$h_{\pi}(v_C) = \arg\{F(h_n, h_{\pi}, \sigma, v_C)\}_{t_C \leq t_{\max}}$$

3. Определение зависимости энергетических затрат от фазы солнечной активности с использованием формулы Циолковского и соотношений для Гомановского перехода

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

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

где m_0 – масса связки «средство увода – космический объект» до включения РДУ;

J – удельный импульс РДУ;

R_e – средний радиус Земли;

h_n – высота начальной орбиты;

h_{π} – высота перигея орбиты увода,

μ – гравитационная постоянная;

4. Расчёт фазы солнечной активности в момент начала увода путём минимизации функционала

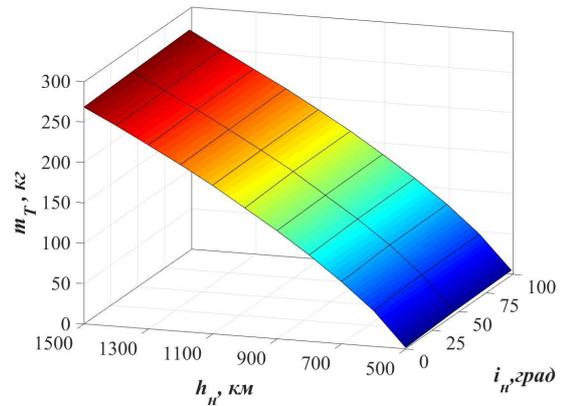
$$v_C = \arg\{m_T(v_C)\}_{m_T \rightarrow \min}$$

Рассмотрим баллистический анализ связки «средство увода – КО» массой 3 т и баллистическим коэффициентом 0,001, 0,01 и 0,1 м²/кг, движущейся на круговой орбите высотой 500...1500 км. Удельный импульс РДУ составляет 330 с.

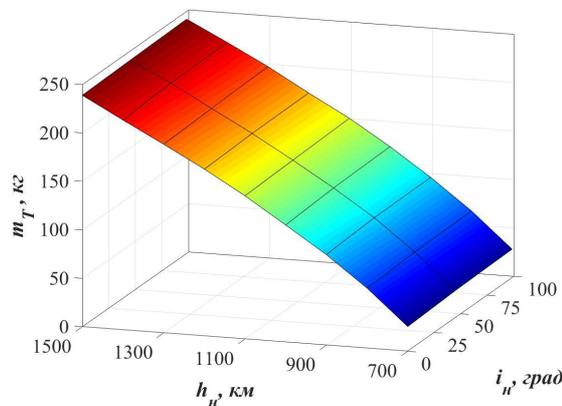
Необходимо определить минимальные затраты компонентов топлива для обеспечения процесса увода за время, не превышающее 25 лет, с учётом изменения солнечной активности в пределах 11-летнего цикла.

В результате проведенной оптимизации получены минимальные затраты компонентов топлива для увода (рис. 2), соответствующие им фаза солнечной активности в момент начала увода (рис. 3) и высота перигея первого витка (рис. 4) в зависимости

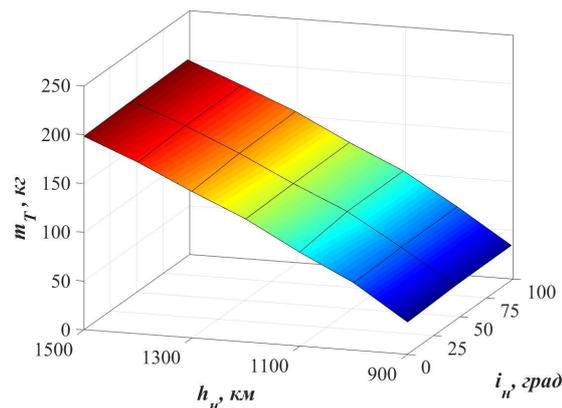
от высоты и наклона начальной орбиты, а также различных значений баллистического коэффициента.



а



б



в

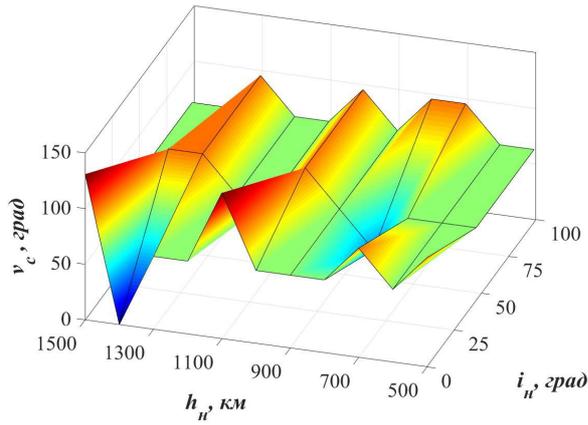
Рис. 2. Значения минимальной массы компонентов топлива m_T , необходимого для формирования орбиты

увода связки «средство увода – космический объект» с круговых околоземных орбит высотой

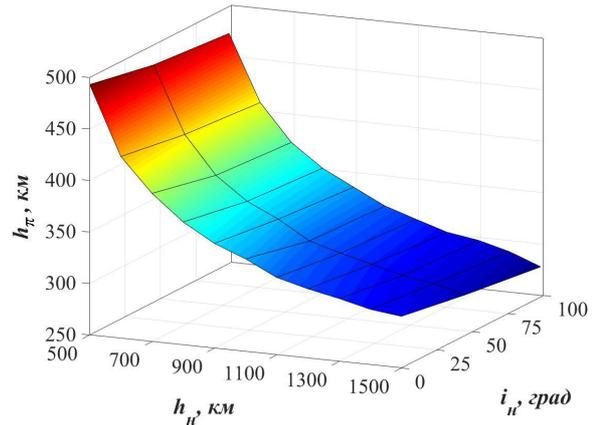
h_n и наклоном i_n с временем

существования не более 25 лет:

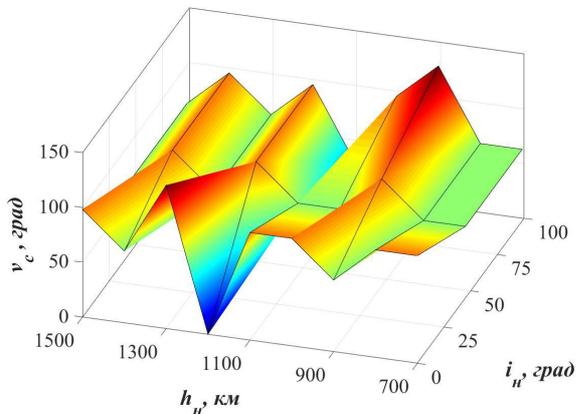
а – $\sigma = 0,001$ м²/кг; б – $\sigma = 0,01$ м²/кг; в – $\sigma = 0,1$ м²/кг



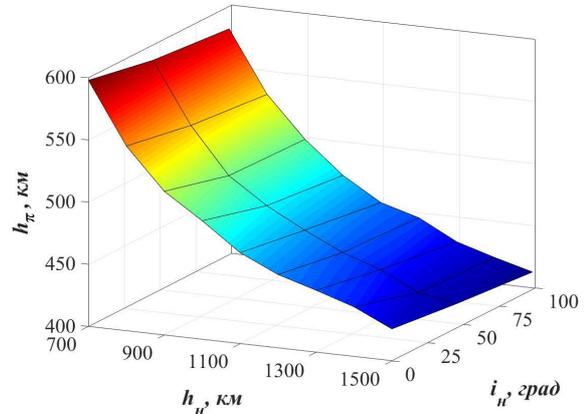
а



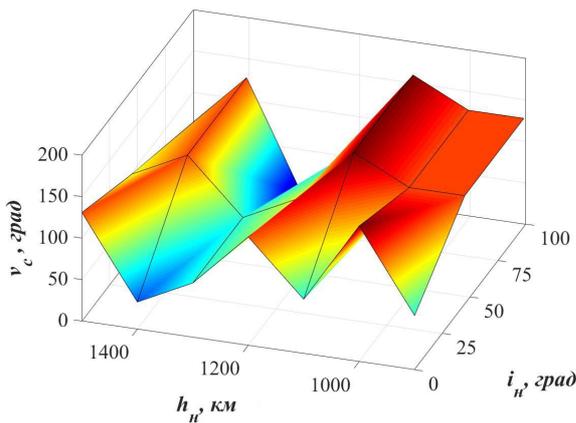
а



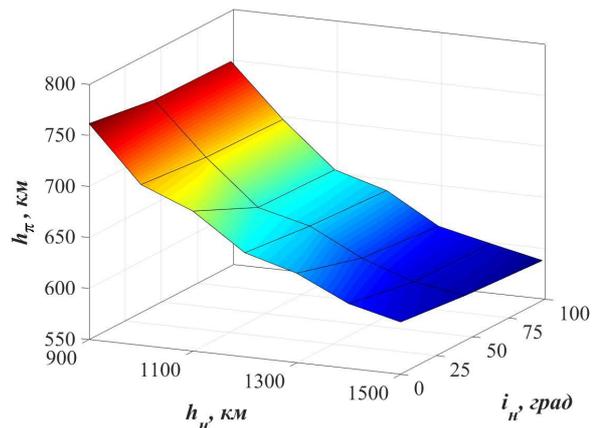
б



б



в



в

Рис. 3. Значения фазы солнечной активности, соответствующие минимальным энергетическим затратам на формирование орбиты увода связки «средство увода – космический объект» с круговых околоземных орбит высотой h_n и наклонением i_n с временем существования не более 25 лет: а – $\sigma=0,001 \text{ м}^2/\text{кг}$; б – $\sigma=0,01 \text{ м}^2/\text{кг}$; в – $\sigma=0,1 \text{ м}^2/\text{кг}$

Рис. 4. Значения высоты перигея h_{π} первого витка орбиты увода, обеспечивающей прекращение существования связки «средство увода – космический объект» с круговых околоземных орбит высотой h_n и наклонением i_n , соответствующие минимальным энергетическим затратам: а – $\sigma=0,001 \text{ м}^2/\text{кг}$; б – $\sigma=0,01 \text{ м}^2/\text{кг}$; в – $\sigma=0,1 \text{ м}^2/\text{кг}$

Как видно из полученных результатов, фаза солнечной активности, соответствующая минимальным энергетическим затратам на формирование орбиты увода, колеблется в пределах от 0 до 130 град в зависимости от высоты начальной орбиты и баллистического коэффициента. Высота перигея первого витка орбиты увода, обеспечивающая время существования 25 лет, слабо зависит от наклона начальной орбиты. При этом необходимые затраты компонентов топлива на увод с экваториальной орбиты в среднем на 4-5 кг ниже, чем для солнечно-синхронной.

Сравним энергетические затраты на увод включением РДУ (высота перигея равна 0) и комбинированным методом (рис. 5).

Из рисунка следует, что комбинированный увод обеспечивает экономию массы компонентов топлива в сравнении с уводом орбитальной ступенью с РДУ в пределах от 20 % до 90 % в зависимости от высоты начальной орбиты и баллистического коэффициента.

Заключение

Таким образом, можно сделать вывод что путём соответствующего выбора фазы солнечной активности (даты) в момент начала увода можно, снизив энергетические затраты на увод до минимальных, обеспечить эффективное использование комбинированного средства увода на базе РДУ и аэродинамического паруса.

Предметом дальнейших исследований должно быть вопросы эффективного выведения средства увода на рабочую орбиту.

Литература

1. Микиша, А. Н. Загрязнение космоса [Текст] / А. Н. Микиша, Л. В. Рышлова, М. А. Смирнов // Вестник РАН. – 2001. – Т. 71, № 1. – С. 26-31.
2. Дронь, Н. М. Пути уменьшения техногенного засорения околоземного космического пространства [Текст] / Н.М. Дронь, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Науковий Вісник Національного гірничого університету. – 2014. – № 3 (141). – С. 125-130.
3. УРКТ-11-03. Правила космічної діяльності в Україні. Обмеження дослідження навколоземного космічного простору при експлуатації космічної техніки [Текст]. – Київ : НКАУ, 2004. – 21 с.
4. Трофимов, С. П. Увод малых космических аппаратов с верхнего сегмента низких орбит с помощью паруса для увеличения силы светового давления [Электронный ресурс] / С. П. Трофимов // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. – 2015. – № 32. – 32 с. Режим доступа: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2015-32>. – 12.03.2016.
5. Less, L. Satellite de-orbiting by means electrodynamic tethers. Part II: System configuration and performance [Text] / L. Less, C. Bruno, C. Olivieri, G. Vannoroni // Acta Astronautica. – 2002. – № 7. – P. 407-416.
6. Pat. № US 20130306799 A1 Int. Cl. B64G 1/24. Space debris removal using upper atmosphere [Text] / Daniel Alan Gregory, John-Francis Mergen ; Appl. № 13/929,248 ; 07.01.2011 ; Publ. 21.11.2013.
7. Bombardelli, C. Ion beam Shepherd for contactless space debris removal [Text] / C. Bombardelli, J. Peldez // J. Guidance, Contr., and Dynamics. – 2011. – Vol. 34, N 3. – P. 916-920.

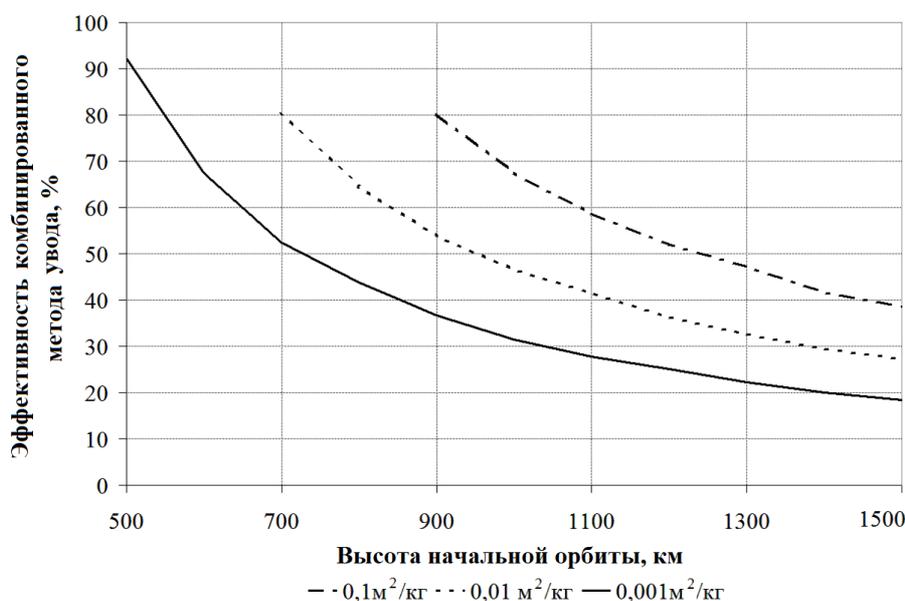


Рис. 5. Эффективность комбинированного метода относительно увода включением РДУ

8. Пат. 116393 Україна, МПК В64 G 1/00, 1/62. Спосіб відводу космічних об'єктів з навколоземних орбіт / М. М. Дронь, О. В. Голубек, В. В. Ємець. – № u201608073 ; заявл. 21.07.16 ; опуб. 25.05.2017, Бюл. № 10. – 6 с.

9. Голубек, А. В. Комбинированный ввод крупногабаритного космического мусора с учетом динамически изменяющейся атмосферы Земли [Текст] / А. В. Голубек, Н. М. Дронь, А. Н. Ляшенко // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. – 2016. – Т. XXI. – С. 34-41.

References

1. Mikisha, A. N., Ryhlova L. V, Smirnov M. A. Zagrijaznenie kosmosa [Cosmic space pollution]. *Vestnik RAN*, 2001, vol. 71, no 1, pp. 26-31.

2. Dron', N. M., Horol'skij, P. G., Dubovik, L. G. Puti umen'shenija tehnogenogo zasorenija okolozemnogo kosmicheskogo prostranstva [Ways for near-earth technogeneous pollution reduction]. *Naukovij Visnik Nacional'nogo girnichogo universitetu*, 2014, no. 3 (141), pp. 125-130.

3. URKT-11-03. Pravyly kosmichnoyi diyal'nosti v Ukraini. Obmezheniya doslidzhennya navkolozemnogo kosmichnogo prostoru pry ekspluatatsiyi kosmichnoyi tekhniki. Kyiv, NKAU Publ., 2004, 21 p.

4. Trofimov, S. P. Uvod malyh kosmicheskikh apparatov s verhnego segmenta nizkikh orbit s pomoshh'ju parusa dlja uvelichenija sily svetovogo davlenija [Small spacecrafts withdrawal from the upper segment of low orbits by a sail for the light pressure augmentation]. Available at: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2015-32/> (accessed 12.03.2016).

5. Less, L., Bruno, C., Ulivieri, C., Vannroni, G. Satellite de-orbiting by means electrodynamic tethers. Part II: System configuration and performance. *Acta Astronautica*, 2002, no. 2, pp. 407-416.

6. Daniel, Alan Gregory., John-Francis, Mergen. *Space debris removal using upper atmosphere*. Patent US, № 20130306799, 2013.

7. Bombardelli, C., Peldez, J. Ion beam Shepherd for contact-less space debris removal. *J. Guidance, Contr. and Dynamics*, 2011, vol. 34, no. 3, pp. 916-920.

8. Dron', M. M., Golubek, O. V., Emets, V. V. Sposib vidvodu kosmichnikh ob'ektiv z navkolozemnikh orbit [The way of withdrawal of space objects from earth orbits]. Patent UA, № 116393, 2017.

9. Golubek, A. V., Dron', N. M. Lyashenko, A. N. Kombinirovannyj uvod krupnogabaritnogo kosmicheskogo musora s uchetom dinamicheski izmenjajushhejsja atmosfery Zemli. [Combined withdrawal of large-size space debris taking into account dynamics of variable Earth atmosphere]. *Sistemne projektuvannja ta analiz karakteristik aerokosmichnoyi tekhniki*, 2016, vol. XXI, pp. 34-41.

Поступила в редакцию 31.05.2018, рассмотрена на редколлегии 25.07.2018

ОПТИМІЗАЦІЯ ЕНЕРГЕТИЧНИХ ВИТРАТ ПРИ КОМБІНОВАНОМУ ВІДВОДІ ОБ'ЄКТІВ КОСМІЧНОГО СМІТТЯ З НИЗЬКИХ НАВКОЛОЗЕМНИХ ОРБІТ

О. В. Голубек, М. М. Дронь, Л. Г. Дубовик, М. В. Поляков

Запропоновано метод відводу великогабаритних об'єктів космічного сміття з низьких навколоземних орбіт у щільні шари атмосфери з використанням реактивної двигунної установки й аеродинамічного вітрила. Проведено параметричну оптимізацію маси компонентів палива, необхідних для формування орбіти відводу з часом існування 25 років з колових орбіт висотою 500...1500 км, залежно від фази сонячної активності в момент початку відводу й балістичного коефіцієнта. Отримано області мінімальних витрат компонентів палива, що забезпечують відвід. Виконано оцінку ефективності запропонованого методу відносно відводу вмиканням реактивної двигунної установки.

Ключові слова: космічне сміття, засіб відводу, низька навколоземна орбіта, космічний апарат, реактивна двигунна установка, аеродинамічне вітрило, ефективність

OPTIMIZATION OF ENERGY COSTS AT COMBINED WITHDRAWAL OF OBJECTS SPACE DEBRIS FROM LOW EARTH ORBITS

A. V. Golubek, N. M. Dron', L. G. Dubovik, N. V. Polyakov

The given article is devoted one of most acute problems of use of a space – clearing of low earth orbits from space debris. As one of ways of its solution is offered withdrawal of large objects of space debris in dense layers of atmosphere of the Earth with use of the propulsion system and an aerodynamic sail. The propulsion system supplies formation of an elliptical orbit of withdrawal with a perigee in an upper atmosphere, and an aerodynamic sail - gradual slowing down at the expense of effect on a sheaf «a withdrawal means - space object» forces of an aerodynamic drag of atmosphere. Obviously that efficiency of such method of withdrawal in many respects depends on a condition of the upper atmosphere which is function of solar activity. Hence, and energy expenses will depend not only on altitude of an initial orbit, ballistic factor, but also from a phase of solar activity at the moment of the beginning of withdrawal of space object, changing cyclically with the period in 11 years. On the basis of it is possible to draw a conclusion on repetition of change of energy expenses and minimum presence.

The problem of minimization of energy expenses for withdrawal taking into account dynamically changing atmosphere of the Earth in the presence of limitations on lifetime is considered. For its solution imitating modeling of motion a sheaf «a withdrawal means - space object» in a near-earth space under the influence of gravity and an aerodynamic drag of atmosphere of the Earth is used. Parametric optimization of weight of the fuel components necessary for formation of an orbit of withdrawal with lifetime 25 years from circular orbits in altitude 500...1500 km, depending on a phase of solar activity at the moment of the beginning of withdrawal and ballistic factor is conducted. Areas of the minimum expenses of the fuel components supplying withdrawal are received. The estimation of efficiency of an offered combined method concerning withdrawal by actuation of propulsion system is executed. It is shown that combined withdrawal supplies economies of weight of fuel components in comparison with withdrawal by an orbital stage with propulsion system in limits from 20 % to 90 % depending on altitude of an initial orbit and ballistic factor.

Keywords: space debris, withdrawal means, a low earth orbit, the space craft, a propulsion system, an aerodynamic sail, efficiency

Голубек Александр Вячеславович – канд. техн. наук, доцент кафедры систем автоматического управления Днепропетровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: juffin@i.ua.

Дронь Николай Михайлович – д-р техн. наук, профессор кафедры проектирования и конструкций летательных аппаратов Днепропетровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: nord@mail.dsu.dp.ua.

Дубовик Людмила Григорьевна – ст. науч. сотр. НИИ энергетики Днепропетровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: dubovik066@gmail.com.

Поляков Николай Викторович – д-р физ.-мат. наук, профессор, ректор Днепропетровского национального университета имени Олеся Гончара, Днепр, Украина, e-mail: cdep@dnu.dp.ua.

Golubek Aleksandr Vyacheslavovich – Candidate of Technical Science, Assoc. Professor of Dept. of Automated Control Systems, Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: juffin@i.ua.

Dron' Nicolay Mikhaylovich – Doctor of Technical Science, Professor of Dept. of Design and Construction of Aircraft, Oles Honchar Dnipropetrovsk National University, Dnepropetrovsk, Ukraine, e-mail: nord@mail.dsu.dp.ua.

Dubovik Ludmila Grigor'evna – Senior Scientific Employee of Power Research Institute, Oles Honchar Dnipropetrovsk National University, Dnepropetrovsk, Ukraine, e-mail: dubovik066@gmail.com.

Polyakov Nicolay Victorovich – Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Rector of Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine, e-mail: cdep@dnu.dp.ua.