

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.764

doi: 10.18698/0536-1044-2022-7-101-111

Оптимальные затраты на комбинированный увод крупногабаритных объектов космического мусора с использованием электрореактивной двигательной установки

А.В. Голубек

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

Optimal Costs for Combined Deorbiting Outsized Orbital Debris Using an Electric Propulsion Engine

A.V. Golubek

Oles Honchar Dnipro National University

Предложено развитие метода комбинированного увода крупногабаритных объектов космического мусора с низких околоземных орбит, выполняемого с использованием электрореактивной двигательной установки и аэродинамического парусного устройства. Проведено имитационное моделирование комбинированного увода при различных сочетаниях таких параметров его схемы, как высота начальной орбиты, фаза солнечной активности в момент начала увода, баллистический коэффициент, время активного функционирования системы управления и время одной зарядки аккумуляторной батареи. Определены аналитические зависимости минимального приращения скорости электрореактивной двигательной установки, набираемого за одно включение, и минимального количества включений от параметров схемы увода, необходимые для обеспечения увода в течение 25 лет. Выявлены области фазы солнечной активности в момент начала увода, обеспечивающие оптимальные энергетические затраты на этот процесс. Полученные результаты представляют практический интерес для задач проектирования современных средств увода крупногабаритных космических объектов с низких околоземных орбит на предприятиях ракетно-космической отрасли.

Ключевые слова: комбинированный увод, электрореактивная двигательная установка, энергетические затраты

The article proposes the development of a method for the combined deorbiting large space debris objects from low Earth orbits, performed using an electric propulsion engine and an aerodynamic sailing device. Simulation modeling of the combined deorbiting was carried out for various combinations of parameters of deorbit scheme, such as the altitude of the initial orbit, the phase of solar activity at the moment of deorbiting start, the ballistic coefficient, the time of active operation of the control system, and the time of one battery charge. Analytical dependences of the minimum increment in the velocity of an electric propulsion

system, gained in one impulse, and the minimum number of impulses on the parameters of the deorbiting scheme, necessary to ensure the withdrawal for 25 years, are determined. Sectors of the solar activity phase at the moment of the deorbiting start providing optimal energy costs for the withdrawal process, are identified. The results obtained are of practical interest for the problems of designing modern means of deorbiting large space objects from low Earth orbits at enterprises in the rocket and space industry.

Keywords: combined deorbiting, electric propulsion engine, energy costs

Согласно данным каталога NORAD, на низких околоземных орбитах (НОО) находится более трех тысяч крупногабаритных объектов космического мусора. Среди них преимущественно отработавшие срок активного функционирования спутники и верхние ступени ракет-носителей, на борту которых могут находиться деградировавшие устройства: баки с остатками компонентов топлива, аккумуляторные батареи и др.

С одной стороны, эти космические объекты (КО) представляют потенциальную угрозу безопасности выполнения миссий спутников и ракет-носителей, с другой — нештатные ситуации с КО с высокой долей вероятности могут привести к их разрушению или взрыву с образованием большого количества мелких обломков, что усугубит состояние загрязненности НОО.

Исходя из рекомендаций Международного комитета по космическому мусору, очистка НОО должна осуществляться посредством увода КО в области космического пространства с низкой концентрацией мусора или в плотные слои атмосферы Земли.

Анализ достижений и публикаций. В настоящее время эксплуатируются и находятся в разработке такие методы очистки НОО от крупногабаритных объектов космического мусора [1–3] как:

- активный увод помощью реактивной двигательной установки [4–6];
- пассивный увод с использованием аэродинамических [7–10], солнечных [11, 12] и магнитных парусов [13];
- увод с применением магнитодинамических систем [14];
- увод посредством электродинамических тросовых систем [15, 16];
- дистанционное торможение КО с помощью направленного ионного излучения [17–19], электростатического толкателя [20] и лазерного излучения [21, 22].

Также рассматриваются комбинации перечисленных методов [1, 23–25]. Совместное ис-

пользование нескольких методов увода позволяет частично компенсировать недостатки каждого из них, снизить энергетические затраты, повысить область применения устройств и др.

Одним из таких вариантов является комбинация активного увода с помощью реактивной двигательной установки и пассивного увода посредством аэродинамического парусного устройства (АПУ) [1, 23, 24]. Реактивная двигательная установка предназначена для формирования орбиты увода с перигеем, располагаемым ниже высоты целевой орбиты КО, а АПУ — для постепенного снижения высоты полета под воздействием силы аэродинамического сопротивления атмосферы Земли.

Такая комбинация позволяет частично компенсировать недостатки методов активного и пассивного увода. С одной стороны, снижаются затраты компонентов топлива, необходимых для работы реактивной двигательной установки, с другой — повышается область высот применения АПУ.

Одним из этапов развития комбинированного метода увода [1] является использование электрореактивной двигательной установки (ЭРДУ). К преимуществам ЭРДУ перед химической реактивной двигательной установкой относятся низкие массогабаритные характеристики и высокое значение удельного импульса.

В то же время ЭРДУ имеет недостатки, связанные с низкой силой тяги и зависимостью от характеристик системы энергообеспечения и системы управления (СУ) в целом. Основные вопросы применения ЭРДУ для комбинированного метода увода рассмотрены в работе [1].

Другим вариантом комбинирования методов увода является использование аэромагнитного метода увода [25], обеспечивающего максимальную эффективность плоского АПУ.

Выявление нерешенных частей задачи. Как уже отмечалось, основные особенности применения ЭРДУ для комбинированного увода описаны в статье [1], включая разработку схемы

увода и методики определения ее параметров, имитационное моделирование увода крупногабаритных КО с НОО и оценку влияния баллистических аспектов на параметры схемы комбинированного увода.

В то же время остались нерешенными вопросы анализа влияния высоты начальной орбиты, баллистического коэффициента, времени активного функционирования СУ и времени зарядки аккумуляторной батареи на суммарное приращение скорости и количество включений ЭРДУ.

Цель работы — дальнейшее развитие комбинированного метода увода КО с НОО с использованием ЭРДУ и АПУ.

Постановка задачи исследования. Для достижения цели поставлены следующие задачи:

- исследование влияния высоты начальной орбиты, баллистического коэффициента, времени активного функционирования СУ и времени зарядки аккумуляторной батареи на приращение скорости, набираемое за одно включение, и на количество включений ЭРДУ;

- определение аналитической зависимости необходимого для реализации комбинированного увода минимального приращения скорости, набираемого за одно включение ЭРДУ, от параметров схемы увода;

- получение аналитической зависимости минимального количества включений ЭРДУ, необходимого для реализации комбинированного увода от параметров его схемы;

- нахождение зависимости фазы солнечной активности в момент начала увода, обеспечивающей минимальное суммарное приращение скорости.

Основной материал исследований. В статье [1] предложено определять время существования КО в процессе комбинированного увода с использованием ЭРДУ и АПУ в виде функции

$$t_c = F_c(h_n, \sigma_o, v_c, \Delta v_3, n_3, \tau_6, \tau_c), \quad (1)$$

где F_c — функциональная зависимость времени существования КО от характеристик процесса увода; h_n — высота начальной орбиты; σ_o — баллистический коэффициент КО; v_c — фаза солнечной активности в момент начала увода; Δv_3 — приращение скорости, набираемое за одно включение ЭРДУ; n_3 — количество включений ЭРДУ; τ_6 — время одной зарядки аккумуляторной батареи; τ_c — время активного функционирования СУ.

В качестве величины, характеризующей энергетические затраты, примем приращение скорости ЭРДУ, набираемое за все время работы. Эта величина является универсальной. Зная ее и используя формулу Циолковского, для каждого заданного КО и параметров схемы увода можно определить затраты рабочего тела, необходимого для работы ЭРДУ.

Определим ее в виде функции

$$\Delta v_\Sigma = \Delta v_3 n_3.$$

Исходя из выражения (1), представим зависимость приращения скорости, набираемого за одно включение, и количества включений ЭРДУ в виде функционала

$$\begin{aligned} & [\Delta v_y, n_y]^T = \\ & = \arg \left\{ F_c(h_n, \sigma_o, v_c, \Delta v_3, n_3, \tau_6, \tau_c) \right\}_{t_c = t_{c \max}}, \quad (2) \end{aligned}$$

где $t_{c \max}$ — максимальное время существования КО, которое в соответствии с рекомендациями Международного комитета по космическому мусору составляет 25 лет.

Входящие в состав выражения (2) параметры схемы увода исследованы в заданных пределах:

- высота начальной орбиты $h_n = 500 \dots 1500$ км;

- баллистический коэффициент КО $\sigma_o = 10^{-3}, 10^{-2}, 10^{-1}, 10^0$ м²/кг;

- время одной зарядки аккумуляторной батареи $\tau_6 = 1, 3, 12, 24, 48, 168$ ч;

- время активного функционирования СУ $\tau_c = 0,5, 1, 5, 10, 15$ лет;

- фаза солнечной активности в момент начала увода v_c изменяется в пределах 24-го цикла солнечной активности с 01.01.2009 по 01.01.2019 г.

В результате моделирования с рассмотренными параметрами получены зависимости приращения скорости, набираемого за одно включение, и количества включений ЭРДУ от параметров схемы увода — высоты начальной орбиты, фазы солнечной активности, баллистического коэффициента КО, времени одной зарядки аккумуляторной батареи и времени активного функционирования СУ. Типовые зависимости $\Delta v_y = f_v(h_n, v_c, \sigma_o, \tau_c, \tau_6)$ и $n_y = f_n(h_n, v_c, \sigma_o, \tau_c, \tau_6)$ приведены на рис. 1 и 2 соответственно.

Как видно из рис. 1, приращение скорости, набираемое за одно включение ЭРДУ, изменяется прямо пропорционально высоте началь-

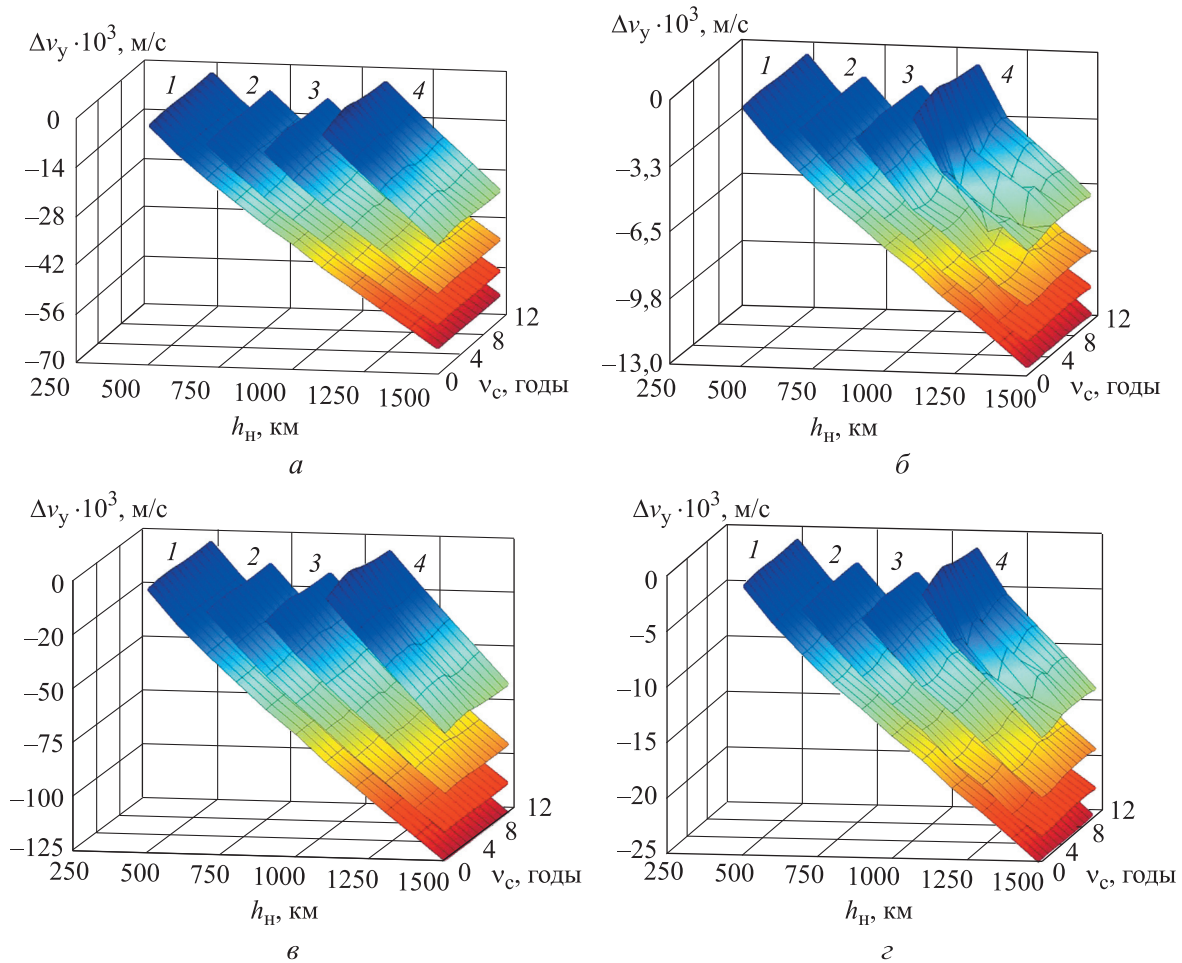


Рис. 1. Типовые зависимости приращения скорости, набираемого за одно включение ЭРДУ, Δv_y от высоты начальной орбиты h_n , фазы солнечной активности v_c при баллистическом коэффициенте КО $\sigma_0 = 10^{-3}$ (1), 10^{-2} (2), 10^{-1} (3), 10^0 (4) и различных значениях времени активного функционирования СУ и времени одной зарядки аккумуляторной батареи:

а — $\tau_c = 1$ год, $\tau_6 = 1$ ч; б — $\tau_c = 5$ лет, $\tau_6 = 1$ ч; в — $\tau_c = 1$ год, $\tau_6 = 3$ ч; г — $\tau_c = 5$ лет, $\tau_6 = 3$ ч

ной орбиты по экспоненциальному закону. Влияние фазы солнечной активности выражается в колебании приращения скорости до 5 %, которое с ростом высоты начальной орбиты снижается по экспоненте до 0,1 % (высота начальной орбиты 1500 км). Наблюдается прямая зависимость Δv_y от времени заряда аккумуляторной батареи и обратная — от времени активного функционирования СУ.

Как видно из рис. 2, количество включений ЭРДУ имеет близкую к линейной зависимость от высоты начальной орбиты. Зависимость n_y от фазы солнечной активности не превышала 1...2 %. Зависимость количества включений ЭРДУ от баллистического коэффициента и времени заряда аккумуляторной батареи обратная, а от времени функционирования СУ — прямая.

Анализ полученных результатов, позволяет сделать вывод, что учет влияния солнечной ак-

тивности вносит периодическую составляющую в изменение как приращения скорости, набираемого за одно включение ЭРДУ, так и количества ее включений. Следовательно, суммарное приращение скорости также будет изменяться периодически (в зависимости от фазы солнечной активности в момент начала увода) и иметь минимум.

Определим оптимальное сочетание суммарного приращения скорости и фазы солнечной активности, которое в соответствии с работой [1] будем искать в виде функционала

$$\begin{aligned} & [\Delta v_{\text{опт}}, n_{\text{опт}}, v_{\text{опт}}]^T = \\ & = \arg \left\{ F_c \left(h_n, \sigma_0, v_c, \Delta v_y, n_y, \tau_6, \tau_c \right) \right\}, \quad (3) \end{aligned}$$

$t_c = t_{c \max}$
 $\Delta v_y \rightarrow \min$

где $\Delta v_{\text{опт}}, n_{\text{опт}}, v_{\text{опт}}$ — оптимальные значения параметров $\Delta v, n, v$.

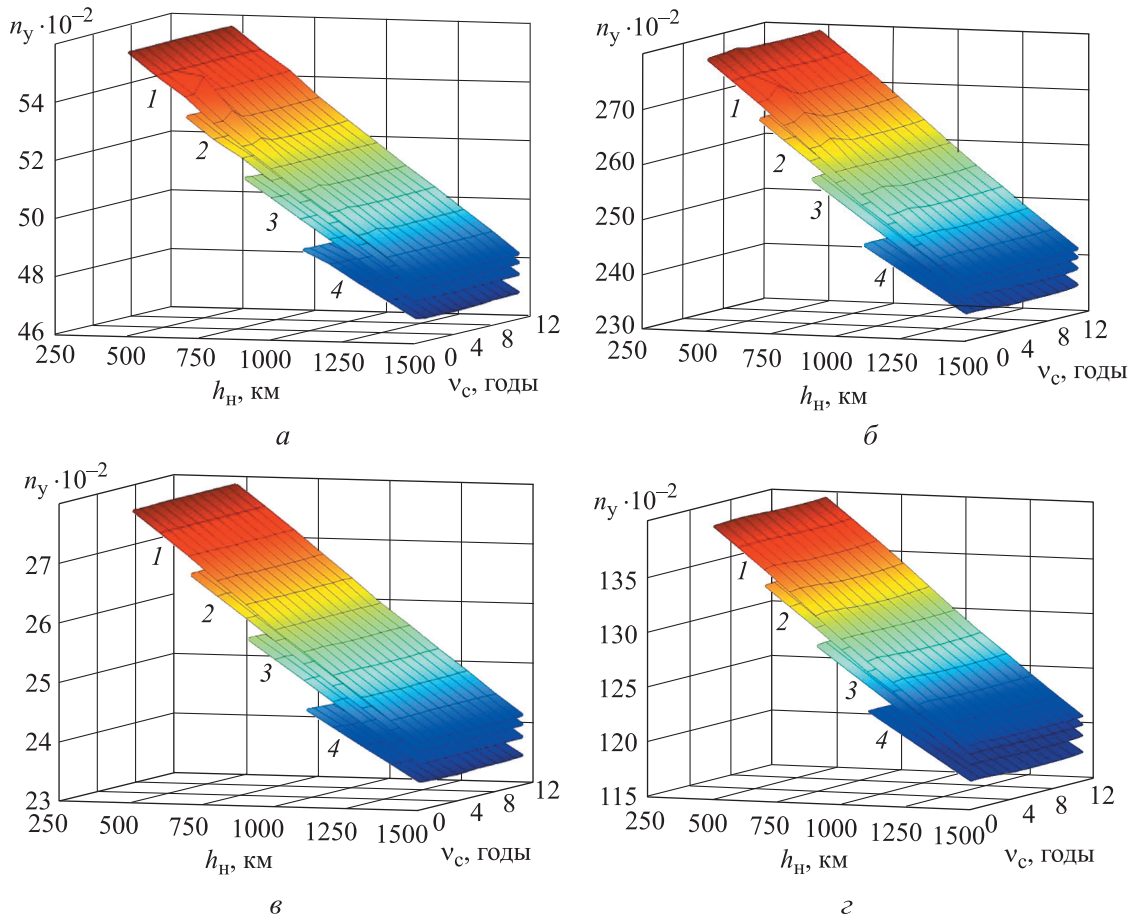


Рис. 2. Типовые зависимости количества включений ЭРДУ n_y от высоты начальной орбиты h_n , фазы солнечной активности v_c при баллистическом коэффициенте КО $\sigma_0 = 10^{-3}$ (1), 10^{-2} (2), 10^{-1} (3), 10^0 (4) и различных значениях времени одной зарядки аккумуляторной батареи и активного функционирования СУ:
 а — $\tau_c = 1$ год, $\tau_6 = 1$ ч; б — $\tau_c = 5$ лет, $\tau_6 = 1$ ч; в — $\tau_c = 1$ год, $\tau_6 = 3$ ч; г — $\tau_c = 5$ лет, $\tau_6 = 3$ ч

В результате решения выражения (3) получены зависимости оптимального приращения скорости, набираемого за одно включение ЭРДУ, оптимального количества включений ЭРДУ, оптимальной фазы солнечной активности и оптимального приращения скорости, набираемого за все время работы ЭРДУ, от параметров схемы увода (рис. 3, а и б).

Как видно из рис. 3, а, функция оптимального приращения скорости имеет сложный характер. Она возрастает с увеличением высоты начальной орбиты и времени активного функционирования СУ. Зависимость оптимальных контролируемых параметров от баллистического коэффициента носит обратный характер. Функция оптимального количества включений ЭРДУ имеет слабую зависимость от баллистического коэффициента, не превышающую 1...2%. Наблюдаются прямая зависимость оптимальных контролируемых параметров от

времени функционирования СУ и обратная — от высоты начальной орбиты. Обе зависимости близки к линейной.

Согласно рис. 3, б, оптимальная фаза солнечной активности (соответствующая минимальному приращению скорости) в среднем увеличивается с ростом высоты начальной орбиты. Баллистический коэффициент КО влияет на оптимальную фазу солнечной активности следующим образом. При $\sigma_0 = 10^{-3} \text{ м}^2/\text{кг}$ оптимальная фаза солнечной активности в основном колеблется от третьего до десятого года текущего цикла солнечной активности, при $\sigma_0 = 10^{-2} \text{ м}^2/\text{кг}$ — от четвертого до девятого, при $\sigma_0 = 10^{-1} \text{ м}^2/\text{кг}$ — от пятого до девятого, $\sigma_0 = 10^0 \text{ м}^2/\text{кг}$ — от пятого до шестого.

Оптимальное приращение скорости, набираемое за все время работы ЭРДУ, $\Delta v_{\Sigma \text{ опт}}$ существенно зависит от времени заряда аккумуляторной батареи, что позволяет пренебречь

влиянием этого фактора в дальнейшем. Аппроксимируем зависимость оптимальной суммарной скорости от высоты начальной орбиты, баллистического коэффициента и времени активного функционирования СУ с использованием функции

$$\Delta \tilde{v}_{\Sigma \text{опт}} = v_{1\Sigma} \left\{ 1 - \exp \left[v_{2\Sigma} (h_{\text{н}} - v_{3\Sigma})^{v_{4\Sigma}} \right] \right\}, \quad (4)$$

где $v_{1\Sigma}$, $v_{2\Sigma}$, $v_{3\Sigma}$, $v_{4\Sigma}$ — коэффициенты аппроксимации.

Коэффициенты аппроксимации определяют следующими выражениями:

$$v_{1\Sigma} = \alpha_{01\Sigma} \tau_c^3 + \alpha_{11\Sigma} \tau_c^2 + \alpha_{21\Sigma} \tau_c + \alpha_{31\Sigma}; \quad (5)$$

$$v_{2\Sigma} = (\alpha_{02\Sigma} \tau_c^3 + \alpha_{12\Sigma} \tau_c^2 + \alpha_{22\Sigma} \tau_c + \alpha_{32\Sigma}) \cdot 10^{-9}; \quad (6)$$

$$v_{3\Sigma} = 6,333472 \sigma_{LO}^3 + 63,0 \sigma_{LO}^2 + 334,7 \sigma_{LO} + 1098; \quad (7)$$

$$v_{4\Sigma} = \alpha_{24\Sigma} \tau_c + \alpha_{34\Sigma}, \quad (8)$$

где

$$\alpha_{01\Sigma} = -0,01469 \sigma_{LO} - 0,17884; \quad (9)$$

$$\alpha_{11\Sigma} = 0,424856 \sigma_{LO} + 3,00379; \quad (10)$$

$$\alpha_{21\Sigma} = 1,289592 \sigma_{LO}^3 - 0,83654 \sigma_{LO}^2 - 1,55223 \sigma_{LO} - 66,6; \quad (11)$$

$$\alpha_{31\Sigma} = 31,3 \sigma_{LO}^3 + 44,3 \sigma_{LO}^2 + 198,8 \sigma_{LO} - 924,3;$$

$$\alpha_{02\Sigma} = 0,373019 \sigma_{LO}^3 + 1,021142 \sigma_{LO}^2 + 2,602269 \sigma_{LO} + 32,5; \quad (12)$$

$$\alpha_{12\Sigma} = -12,0 \sigma_{LO}^2 - 33,0 \sigma_{LO} - 84,1 \sigma_{LO} - 1050; \quad (13)$$

$$\alpha_{22\Sigma} = 154,3 \sigma_{LO}^3 + 422,2 \sigma_{LO}^2 + 1081 \sigma_{LO} + 13509; \quad (14)$$

$$\alpha_{32\Sigma} = -7804 \sigma_{LO}^3 - 21360 \sigma_{LO}^2 - 54711 \sigma_{LO} - 683719; \quad (15)$$

$$\sigma_{LO} = \lg \sigma_O; \quad (16)$$

$$\alpha_{24\Sigma} = -0,00015 \sigma_{LO} - 0,00516; \quad (17)$$

$$\alpha_{34\Sigma} = 0,027609 \sigma_{LO} + 0,919621. \quad (18)$$

Полученные соотношения (4)–(18) позволяют найти минимальную суммарную скорость увода в зависимости от высоты начальной орбиты, баллистического коэффициента и времени функционирования СУ.

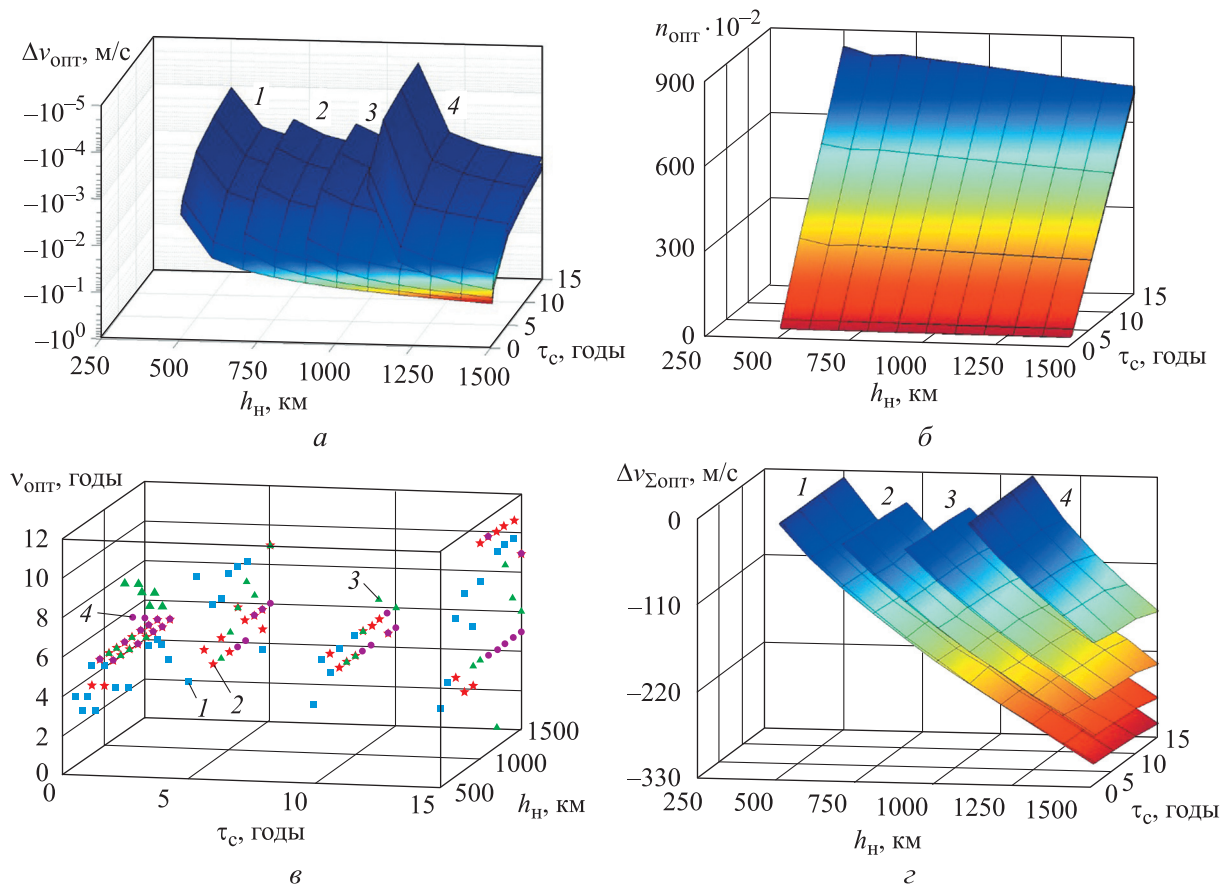


Рис. 3. Типовые зависимости оптимальных контролируемых параметров от высоты начальной орбиты $h_{\text{н}}$ и времени активного функционирования СУ τ_c при баллистическом коэффициенте КО

$\sigma_0 = 10^{-3}$ (1), 10^{-2} (2), 10^{-1} (3), 10^0 (4);

а — оптимального приращения скорости, набираемого за одно включение ЭРДУ, $\Delta v_{\text{опт}}$; б — оптимального количества включений ЭРДУ $n_{\text{опт}}$; в — оптимальной фазы солнечной активности $v_{\text{опт}}$; г — оптимального приращения скорости, набираемого за все время работы ЭРДУ $\Delta v_{\Sigma \text{опт}}$

Определим зависимость минимального приращения скорости, набираемого за одно включение ЭРДУ, от высоты начальной орбиты, баллистического коэффициента, времени зарядки аккумуляторной батареи и времени функционирования СУ. Представим его в виде

$$\Delta \tilde{v}_{\text{опт}} = \frac{\Delta \tilde{v}_{\Sigma \text{опт}}}{\tilde{n}_{\text{опт}}}. \tag{19}$$

Здесь $\tilde{n}_{\text{опт}}$ — аппроксимация минимального количества включений ЭРДУ,

$$\tilde{n}_{\text{опт}} = a_{0N} (h_n - a_{1N}) + a_{2N}, \tag{20}$$

где a_{0N}, a_{1N}, a_{2N} — коэффициенты.

В выражении (20):

$$a_{0N} = b_{00N} \tau_c + b_{01N}; \tag{21}$$

$$a_{1N} = 35\sigma_{LO}^2 + 307\sigma_{LO} + 1098; \tag{22}$$

$$a_{2N} = b_{20N} \tau_c + 1. \tag{23}$$

Здесь

$$b_{00N} = c_{01N} \exp(c_{02N} \tau_6^{c_{03N}}); \tag{24}$$

$$b_{01N} = d_{01N} \exp(d_{02N} \ln \tau_6^{d_{03N}}); \tag{25}$$

$$c_{0iN} = e_{0iN} \sigma_{LO}^2 + e_{1iN} \sigma_{LO} + e_{2iN}; \tag{26}$$

$$d_{0iN} = f_{0iN} \sigma_{LO}^2 + f_{1iN} \sigma_{LO} + f_{2iN}; \tag{27}$$

$$b_{20N} = c_{21N} \exp(c_{22N} \tau_6^{c_{23N}}); \tag{28}$$

$$c_{2iN} = h_{0iN} \sigma_{LO}^2 + h_{1iN} \sigma_{LO} + h_{2iN}, \tag{29}$$

где $e_{0iN}, e_{1iN}, e_{2iN}, f_{0iN}, f_{1iN}, f_{2iN}$ и $h_{0iN}, h_{1iN}, h_{2iN}$ — коэффициенты аппроксимации, указанные в табл. 1–3, $i = 1, 2, 3$.

Зависимости (4)–(29) и коэффициенты аппроксимации, указанные в табл. 1–3, определяют аппроксимирующую зависимость минимального приращения скорости, набираемого за одно включение ЭРДУ, и ее количества включений, от высоты начальной орбиты, баллистического коэффициента, времени зарядки аккумуляторной батареи и времени функционирования СУ.

Выводы

1. Предложено развитие метода комбинированного увода КО с НОО с использованием ЭРДУ и АПУ.

2. Проанализировано влияние высоты начальной орбиты, баллистического коэффициента, времени активного функционирования СУ и времени зарядки аккумуляторной батареи на приращение скорости, набираемое за одно включение ЭРДУ, и на количество включений ЭРДУ.

Таблица 1

Значения коэффициентов аппроксимации уравнения (26)

i	e_{0iN}	e_{1iN}	e_{2iN}
1	$-1,178452 \cdot 10^{-2}$	$-2,201379 \cdot 10^{-1}$	$-3,569176 \cdot 10^0$
2	$1,291436 \cdot 10^{-4}$	$-8,937730 \cdot 10^{-2}$	$-1,632239 \cdot 10^0$
3	$7,536625 \cdot 10^{-4}$	$-1,083015 \cdot 10^{-2}$	$3,325187 \cdot 10^{-1}$

Таблица 2

Значения коэффициентов аппроксимации уравнения (27)

i	f_{0iN}	f_{1iN}	f_{2iN}
1	$1,278853 \cdot 10^{-4}$	$1,081764 \cdot 10^{-3}$	$3,497105 \cdot 10^{-2}$
2	$1,868910 \cdot 10^{-3}$	$1,209050 \cdot 10^{-2}$	$-9,594542 \cdot 10^{-1}$
3	$1,300126 \cdot 10^{-2}$	$8,016459 \cdot 10^{-2}$	$1,151486 \cdot 10^0$

Таблица 3

Значения коэффициентов аппроксимации уравнения (29)

i	h_{0iN}	h_{1iN}	h_{2iN}
1	$1,665162 \cdot 10^1$	$4,559628 \cdot 10^0$	$5,472710 \cdot 10^3$
2	$-2,229510 \cdot 10^{-3}$	$-1,106098 \cdot 10^{-2}$	$-6,460616 \cdot 10^{-1}$
3	$-1,841633 \cdot 10^{-3}$	$-1,191240 \cdot 10^{-2}$	$1,145981 \cdot 10^0$

3. Определены аналитические зависимости минимального приращения скорости, набираемого за одно включение ЭРДУ, и минимального количества включений ЭРДУ от высоты начальной орбиты, баллистического коэффициента, времени активного функционирования СУ и времени зарядки аккумуляторной батареи, необходимых для обеспечения увода в течение 25 лет.

4. Показано, что оптимальная для обеспечения комбинированного увода фаза солнеч-

ной активности при баллистическом коэффициенте 10^{-3} м²/кг колеблется от третьего до десятого года текущего цикла солнечной активности, при 10^{-2} м²/кг — от четвертого до девятого, при 10^{-1} м²/кг — от пятого до девятого, при 10^0 м²/кг — от пятого до шестого.

5. Результаты исследования представляют практический интерес в задачах проектирования современных средств увода крупногабаритных КО с НОО для предприятий ракетно-космической отрасли.

Литература

- [1] Golubek A., Dron' M., Dubovik L. et al. Development of the combined method to de-orbit space objects using an electric rocket propulsion system. *EasternEuropean J. Enterp. Technol.*, 2020, vol. 4, no. 5, pp. 78–87, doi: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2020.210378>
- [2] Пикалов Р.С., Юдинцев В.В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора. *Труды МАИ*, 2018, № 100. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93299>
- [3] Mark C.P., Kamath S. Review of active space debris removal methods. *Space Policy*, 2019, vol. 47, pp. 194–206, doi: <https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2018.12.005>
- [4] Guerra G., Muresan A.C., Nordqvist K.G. et al. Active space debris removal system. *INCAS Bull.*, 2017, vol. 9, no. 2, pp. 97–116.
- [5] Li J., Hu M., Wang X. et al. Optimal control method for low thrust deorbit of the low earth orbit satellite based on ALPSO algorithm. *Systems Eng. Electron.*, 2021, vol. 43, no. 1, pp. 199–207.
- [6] Коловский И.К., Подолякин В.Н., Шмаков Д.Н. Оценка возможности проведения маневра увода с рабочей орбиты космических аппаратов «ГОНЕЦ-М». *Космонавтика и ракетостроение*, 2018, № 2, с. 107–113.
- [7] Alpatov A.P., Pali O.S., Skorik O.D. The development of structural design and the selection of design parameters of aerodynamic systems for de-orbiting upper-stage rocket launcher. *Sci. Innov.*, 2017, vol. 13, no. 4, pp. 29–39, doi: <http://dx.doi.org/10.15407/scine13.04.029>
- [8] Пичхадзе К.М., Сысоев В.К., Фирсюк С.О. и др. Анализ конструкции устройства аэродинамического торможения спутников CubeSat для увода с низких околоземных орбит. *Инженерный журнал: Наука и инновации*, 2020, № 5, doi: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-5-1982>
- [9] Карчаев Х.Ж., Пичхадзе К.М., Сысоев В.К. и др. Анализ методов увода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит. *Полет*, 2019, № 4, с. 19–28.
- [10] Nikolajsen J.Á., Kristensen A.S. Self-deployable drag sail folded nine times. *Adv. Space Res.*, 2021, vol. 68, no. 10, pp. 4242–4251, doi: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2021.08.005>
- [11] Kelly P., Bevilacqua R., Mazal L. et al. TugSat: removing space debris from geostationary orbits using solar sails. *J. Spacecr. Rockets.*, 2018, vol. 55, no. 2, pp. 437–450, doi: <https://doi.org/10.2514/1.A33872>
- [12] Lücking C., Colombo C., McInnes C.R. A passive satellite deorbiting strategy for medium Earth orbit using solar radiation pressure and the J2 effect. *Acta Astronaut.*, 2012, vol. 77, pp. 197–206, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.03.026>
- [13] Онищук С.Ю. Использование силы Лоренца для увода объектов крупногабаритного космического мусора. *Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли. Мат. XIII Всерос. науч.-тех. конф.* Омск, ОМГТУ, 2019, с. 25–31.
- [14] Shuvalov V.A., Gorev N.B., Tokmak N.A. et al. Drag on a spacecraft produced by the interaction of its magnetic field with the Earth's ionosphere. Physical modelling. *Acta Astronaut.*, 2020, vol. 166, pp. 41–51, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.10.018>
- [15] Li G., Zhu Z.H., Ruel S. et al. Multiphysics elastodynamic finite element analysis of space debris deorbit stability and efficiency by electrodynamic tethers. *Acta Astronaut.*, 2017, vol. 137, pp. 320–333, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.04.025>

- [16] Sarego G., Olivieri L., Valmorbida A. et al. Deployment requirements for deorbiting electrodynamic tether technology. *CEAS Space J.*, 2021, vol. 13, no. 4, pp. 567–581, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-021-00349-5>
- [17] Alpatov A., Khoroshylov S., Bombardelli C. Relative control of an ion beam shepherd satellite using the impulse compensation thruster. *Acta Astronaut.*, 2018, vol. 151, pp. 543–554, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.06.056>
- [18] Aslanov V., Ledkov A.S., Konstantinov M.S. Attitude motion of a space object during its contactless ion beam transportation. *Acta Astronaut.*, 2020, vol. 179, pp. 359–370, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.11.017>
- [19] Рязанов В.В., Ледков А.С. Увод наноспутника с низкой орбиты с помощью ионного потока. *Известия Саратовского университета. Новая серия. Серия: Математика. Механика. Информатика*, 2019, № 1, с. 82–93, doi: <https://doi.org/10.18500/1816-9791-2019-19-1-82-93>
- [20] Aslanov V., Schaub H. Detumbling Attitude control analysis considering an electrostatic pusher configuration. *J. Guid. Control Dyn.*, 2019, vol. 42, no. 3, pp. 900–910, doi: <https://doi.org/10.2514/1.G003966>
- [21] Scharring S., Wilken J., Eckel H.A. Laser-based removal of irregularly shaped space debris. *Opt. Eng.*, 2016, vol. 56, no. 1, art. 011007, doi: <https://doi.org/10.1117/1.OE.56.1.011007>
- [22] Кузнецов И.И., Мухин И.Б., Снетков И.Л. и др. Схемы орбитальных лазеров для удаления космического мусора. *Всерос. науч. конф. с межд. уч. Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы*. Москва, ИКИ РАН, 2019, с. 199–206, doi: <https://doi.org/10.21046/spacedebris2019-199-206>
- [23] Dron' M., Golubek A., Dubovik L. et al. Analysis of ballistic aspects in the combined method for removing space objects from the near-Earth orbits. *EasternEuropean J. Enterp. Technol.*, 2019, vol. 2, no. 5, pp. 49–54, doi: 10. <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2019.161778>
- [24] Дронь Н.М., Голубек А.В., Дреус А.Ю. и др. Перспективы использования комбинированного метода очистки околоземного пространства от крупногабаритного космического мусора. *Космічна наука і технологія*, 2019, т. 25, № 6, с. 61–69, doi: <https://doi.org/10.15407/knit2019.06.061>
- [25] Lapkhanov E., Khoroshylov S. Development of the aeromagnetic space debris deorbiting system. *EasternEuropean J. Enterp. Technol.*, 2019, vol. 5, no. 5, pp. 30–37, doi: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2019.179382>

References

- [1] Golubek A., Dron' M., Dubovik L. et al. Development of the combined method to de-orbit space objects using an electric rocket propulsion system. *EasternEuropean J. Enterp. Technol.*, 2020, vol. 4, no. 5, pp. 78–87, doi: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2020.210378>
- [2] Pikalov R.S., Yudinsev V.V. Bulky space debris removal means review and selection. *Trudy MAI*, 2018, no. 100. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=93299> (in Russ.).
- [3] Mark C.P., Kamath S. Review of active space debris removal methods. *Space Policy*, 2019, vol. 47, pp. 194–206, doi: <https://doi.org/10.1016/j.spacepol.2018.12.005>
- [4] Guerra G., Muresan A.C., Nordqvist K.G. et al. Active space debris removal system. *INCAS Bull.*, 2017, vol. 9, no. 2, pp. 97–116.
- [5] Li J., Hu M., Wang X. et al. Optimal control method for low thrust deorbit of the low earth orbit satellite based on ALPSO algorithm. *Systems Eng. Electron.*, 2021, vol. 43, no. 1, pp. 199–207.
- [6] Kolovskiy I.K., Podolyakin V.N., Shmakov D.N. Evaluation of capability to perform deorbiting maneuver to take spacecraft Gonets-M from operating orbit. *Kosmonavtika i raketostroyeniye* [Cosmonautics and Rocket Engineering], 2018, no. 2, pp. 107–113. (In Russ.).
- [7] Alpatov A.P., Palii O.S., Skorik O.D. The development of structural design and the selection of design parameters of aerodynamic systems for de-orbiting upper-stage rocket launcher. *Sci. Innov.*, 2017, vol. 13, no. 4, pp. 29–39, doi: <http://dx.doi.org/10.15407/scine13.04.029>
- [8] Pichkhadze K.M., Sysoev V.K., Firsyuk S.O. et al. Analysis of the design of the drag braking device for CubeSat satellites for withdrawal from low near-Earth orbits. *Inzhenernyy zhurnal: Nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2020, no. 5, doi: <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-5-1982> (in Russ.).
- [9] Karchaev Kh.Zh., Pichkhadze K.M., Sysoev V.K. et al. Analyses of methods remove nanospacecraft CubeSat in low earth orbit. *Polet* [Flight], 2019, no. 4, pp. 19–28. (In Russ.).

- [10] Nikolajsen J.Á., Kristensen A.S. Self-deployable drag sail folded nine times. *Adv. Space Res.*, 2021, vol. 68, no. 10, pp. 4242–4251, doi: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2021.08.005>
- [11] Kelly P., Bevilacqua R., Mazal L. et al. TugSat: removing space debris from geostationary orbits using solar sails. *J. Spacecr. Rockets.*, 2018, vol. 55, no. 2, pp. 437–450, doi: <https://doi.org/10.2514/1.A33872>
- [12] Lücking C., Colombo C., McInnes C.R. A passive satellite deorbiting strategy for medium Earth orbit using solar radiation pressure and the J2 effect. *Acta Astronaut.*, 2012, vol. 77, pp. 197–206, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2012.03.026>
- [13] Onishchuk S.Yu. [Application of Lorenz force for withdrawal of large space debris objects]. *Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy tekhniki i podgotovki inzhenernykh kadrov dlya aviakosmicheskoy otrasli. Mat. XIII Vseros. nauch.-tekh. konf.* [Problems of Development, Production and Exploitation of Rocket-Space Technics and Training Engineering Staff for Aerospace Branch. Proc. XIII Russ. Sci.-Tech. Conf.]. Omsk, OmGTU Publ., 2019, pp. 25–31. (In Russ.).
- [14] Shuvalov V.A., Gorev N.B., Tokmak N.A. et al. Drag on a spacecraft produced by the interaction of its magnetic field with the Earth's ionosphere. Physical modelling. *Acta Astronaut.*, 2020, vol. 166, pp. 41–51, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.10.018>
- [15] Li G., Zhu Z.H., Ruel S. et al. Multiphysics elastodynamic finite element analysis of space debris deorbit stability and efficiency by electrodynamic tethers. *Acta Astronaut.*, 2017, vol. 137, pp. 320–333, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.04.025>
- [16] Sarego G., Olivieri L., Valmorbidia A. et al. Deployment requirements for deorbiting electrodynamic tether technology. *CEAS Space J.*, 2021, vol. 13, no. 4, pp. 567–581, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-021-00349-5>
- [17] Alpatov A., Khoroshylov S., Bombardelli C. Relative control of an ion beam shepherd satellite using the impulse compensation thruster. *Acta Astronaut.*, 2018, vol. 151, pp. 543–554, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.06.056>
- [18] Aslanov V., Ledkov A.S., Konstantinov M.S. Attitude motion of a space object during its contactless ion beam transportation. *Acta Astronaut.*, 2020, vol. 179, pp. 359–370, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.11.017>
- [19] Ryazanov V.V., Ledkov A.S. Descent of nanosatellite from low Earth orbit by ion beam. *Izvestiya Saratovskogo universiteta. Novaya seriya. Seriya: Matematika. Mekhanika. Informatika* [Izvestiya of Saratov University. New Series. Series: Mathematics. Mechanics. Informatics], 2019, no. 1, pp. 82–93, doi: <https://doi.org/10.18500/1816-9791-2019-19-1-82-93> (in Russ.).
- [20] Aslanov V., Schaub H. Detumbling Attitude control analysis considering an electrostatic pusher configuration. *J. Guid. Control Dyn.*, 2019, vol. 42, no. 3, pp. 900–910, doi: <https://doi.org/10.2514/1.G003966>
- [21] Scharring S., Wilken J., Eckel H.A. Laser-based removal of irregularly shaped space debris. *Opt. Eng.*, 2016, vol. 56, no. 1, art. 011007, doi: <https://doi.org/10.1117/1.OE.56.1.011007>
- [22] Kuznetsov I.I., Mukhin I.B., Snetkov I.L. et al. [Schemes of orbital lasers for removing space debris]. *Vseros. nauch. konf. s mezhd. uch. Kosmicheskii musor: fundamental'nye i prakticheskie aspekty ugrozy* [Russ. Sci. Conf. with Int. Anticipation. Space Debris: Fundamental and Practical Aspects of the Threat]. Moscow, IKI RAN Publ., 2019, pp. 199–206, doi: <https://doi.org/10.21046/spacedebris2019-199-206> (in Russ.).
- [23] Dron' M., Golubek A., Dubovik L. et al. Analysis of ballistic aspects in the combined method for removing space objects from the near-Earth orbits. *EasternEuropean J. Enterp. Technol.*, 2019, vol. 2, no. 5, pp. 49–54, doi: [10.15587/1729-4061.2019.161778](https://doi.org/10.15587/1729-4061.2019.161778)
- [24] Dron' N.M., Golubek A.V., Dreus A.Yu. et al. Prospects for the use of the combined method for deorbiting of large-scale space debris from near-Earth space. *Kosmichna nauka i tekhnologiya* [Space Science and Technology], 2019, t. 25, no. 6, pp. 61–69, doi: <https://doi.org/10.15407/knit2019.06.061> (in Russ.).
- [25] Lapkhanov E., Khoroshylov S. Development of the aeromagnetic space debris deorbiting system. *EasternEuropean J. Enterp. Technol.*, 2019, vol. 5, no. 5, pp. 30–37, doi: <https://doi.org/10.15587/1729-4061.2019.179382>

Информация об авторе

ГОЛУБЕК Александр Вячеславович — доктор технических наук, доцент, доцент кафедры «Системы автоматизированного управления». Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара (49010, Днепр, Украина, пр. Гагарина, д. 72, e-mail: juffin79@yandex.ru).

Information about the author

GOLUBEK Aleksandr Vyacheslavovich — Doctor of Science (Eng.), Associate Professor, Department of Automated Control Systems. Oles Honchar Dnipro National university (49010, Dnipro, Ukraine, Gagarin Ave., 72, e-mail: juffin79@yandex.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Голубек А.В. Оптимальные затраты на комбинированный увод крупногабаритных объектов космического мусора с использованием электрореактивной двигательной установки. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2022, № 7, с. 101–111, doi: 10.18698/0536-1044-2022-7-101-111

Please cite this article in English as:

Golubek A.V. Optimal Costs for Combined Deorbiting Outsized Orbital Debris Using an Electric Propulsion Engine. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2022, no. 7, pp. 101–111, doi: 10.18698/0536-1044-2022-7-101-111



Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана предлагает читателям монографию В.Г. Цегельского «Эволюция далеких от равновесия термодинамических систем в примерах»

Проанализированы условия, определяющие процесс эволюции в изолированных и открытых неравновесных термодинамических системах. Особое внимание уделено открытым неравновесным системам, далеким от равновесия. Экспериментально-расчетным путем показано, что неравновесные процессы, протекающие в гидродинамике, теплообмене, аэродинамике, магнетизме, гетерогенных каталитических и гомогенных периодических химических реакциях, в биологических системах и ряде других, подчиняются одним и тем же закономерностям изменения состояний неравновесных термодинамических систем в процессе их эволюции. В основе этих закономерностей лежит общий принцип, сформулированный в виде аксиомы о стремлении к совершенству процессов в природе. Представлены схемы процессов эволюции неравновесных термодинамических систем, имеющих как несколько неперекрываемых, так и перекрываемых стационарных состояний. Полученные закономерности эволюции неравновесных систем применены к атмосфере Земли. Показано влияние некоторых природных и антропогенных факторов, увеличивающих производство энтропии в атмосфере и приближающих ледниковый период на Земле.

Для широкого круга научных работников, преподавателей, инженеров и аспирантов, специализирующихся в области термодинамики, физики, химии, биологии, экологии и др.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, к. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@baumanpress.ru; <https://bmstu.press>