



Известия Саратовского университета. Новая серия. Серия: Математика. Механика. Информатика. 2021. Т. 21, вып. 2. С. 202–212
Izvestiya of Saratov University. Mathematics. Mechanics. Informatics, 2021, vol. 21, iss. 2, pp. 202–212

Научная статья

УДК 531.13

<https://doi.org/10.18500/1816-9791-2021-21-2-202-212>

Искусственные точки либрации в задаче буксировки космического мусора ионным потоком

В. Г. Петухов¹, В. В. Рязанов²✉

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Россия, 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4

²Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева, Россия, 443086, г. Самара, Московское шоссе, д. 34

Петухов Вячеслав Георгиевич, доктор технических наук, первый заместитель директора Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики МАИ, vgpetukhov@mail.ru, <https://orcid.org/0000-0002-9966-5488>

Рязанов Владимир Владимирович, аспирант, инженер кафедры теоретической механики, rvv345@inbox.ru, <https://orcid.org/0000-0002-3890-0472>

Аннотация. Работа посвящена проблеме буксировки космического мусора с геостационарной орбиты до орбиты захоронения бесконтактным способом с помощью ионного потока, создаваемого двигателем активного космического аппарата. Для плоского случая с помощью модифицированной задачи Хилла определены точки относительного равновесия (точки либрации) активного космического аппарата относительно объекта увода и произведена оценка их устойчивости. Показано, что в зависимости от значений радиального ускорения существует до 6 точек либрации, но лишь одна точка пригодна для буксировки объекта космического мусора. Определено необходимое количество топлива при различных значениях тяги и удельного импульса компенсирующего двигателя активного космического аппарата при одновременной работе электрореактивных двигателей. Полученные результаты можно использовать при стабилизации относительного движения активного космического аппарата и определении необходимого количества топлива для миссии увода объекта космического мусора.

Ключевые слова: космический мусор, бесконтактный способ, устойчивость, точка либрации

Благодарности: Работа выполнена при государственной поддержке научных исследований под руководством ученых в российских вузах и государственных исследовательских центрах Российской Федерации (7 этап, постановление Правительства РФ № 220 от 09 апреля 2010 г.), контракт № 075-15-2019-1894 от 03.12.2019.

Для цитирования: Петухов В. Г., Рязанов В. В. Искусственные точки либрации в задаче буксировки космического мусора ионным потоком // Известия Саратовского университета. Новая серия. Серия: Математика. Механика. Информатика. 2021. Т. 21, вып. 2. С. 202–212. <https://doi.org/10.18500/1816-9791-2021-21-2-202-212>

Статья опубликована на условиях лицензии Creative Commons Attribution License (CC-BY 4.0)



Article

<https://doi.org/10.18500/1816-9791-2021-21-2-202-212>

Artificial libration points in the task of towing space debris by an ion beam

V. G. Petukhov¹, V. V. Riazanov²✉

¹Moscow Aviation Institute, 4 Volokolamskoe shosse, Moscow 125993, Russia

²Samara National Research University, 34 Moskovskoye shosse, Samara 443086, Russia

Viacheslav G. Petukhov, vgpetukhov@mail.ru, <https://orcid.org/0000-0002-9966-5488>

Vladimir V. Riazanov, rvv345@inbox.ru, <https://orcid.org/0000-0002-3890-0472>

Abstract. The work is devoted to the problem of towing space debris from a geostationary orbit to a graveyard orbit by a non-contact method using an ion beam created by the engine of an active spacecraft. For the planar case using the modified Hill task, the points of relative equilibrium (libration points) of the active spacecraft relative to the object of removal are determined and their stability is estimated. It is shown that, depending on the values of radial acceleration, there are up to 6 libration points, but only one point is suitable for towing a space debris object. The required amount of fuel was determined for different values of thrust and specific impulse of the active spacecraft compensating engine during simultaneous operation of electric propulsion thrusters. The results can be used to stabilize the relative motion of the active spacecraft and determine the required amount of fuel for the mission to remove space debris.

Keywords: space debris, noncontact method, stability, libration point

Acknowledgements: This work was supported by the state of scientific research led by scientists at Russian universities and state research centers of the Russian Federation (Stage 7, RF Government Resolution № 220 from April 9, 2010), contract No. 075-15-2019-1894 dated December 3, 2019.

For citation: Petukhov V. G., Riazanov V. V. Artificial libration points in the task of towing space debris by an ion beam. *Izvestiya of Saratov University. Mathematics. Mechanics. Informatics*, 2021, vol. 21, iss. 2, pp. 202–212 (in Russian). <https://doi.org/10.18500/1816-9791-2021-21-2-202-212>

This is an open access article distributed under the terms of Creative Commons Attribution License (CC-BY 4.0)

Введение

Космический мусор представляет серьезную угрозу для функционирования космических аппаратов (КА). При столкновении с космическим мусором может произойти выход КА из строя. При взаимном столкновении объектов на орбите происходит образование нового, более мелкого мусора, что со временем приведет к неконтролируемому росту объектов космического мусора на орбите. Согласно исследованию D. J. Kessler [1], игнорирование проблемы засоренности орбиты сделает невозможным использование околоземного космического пространства.

Предложены различные варианты увода космического мусора [2, 3], которые можно разделить на два вида: контактный и бесконтактный. При контактном способе происходит взаимодействие с объектом удаления с помощью вспомогательных устройств, таких как гарпун [4, 5], сеть [6], механические манипуляторы [7]. К бесконтактным способам относят удаление с помощью кулоновского взаимодействия [8], внешнего ионного потока [9], лазерных установок [10], пены [11].



В статье рассматривается очистка околоземного космического пространства бесконтактным способом с помощью активного КА, оборудованного двумя электрореактивными двигателями: ионной пушкой и компенсирующим двигателем. С помощью потока ионов, испускаемого ионной пушкой, происходит взаимодействие с объектом космического мусора, с помощью компенсирующего двигателя происходит управление системой «активный КА — космический мусор» (рис. 1).

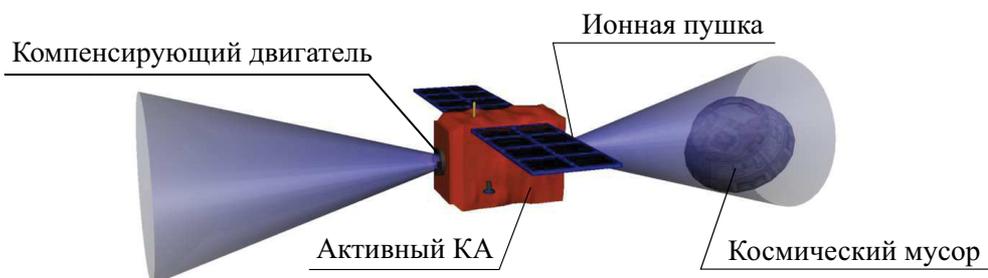


Рис. 1. Схема удаления космического мусора с помощью ионного потока (цвет online)
Fig. 1. The scheme for removing space debris using an ion beam (color online)

В зависимости от расстояния от сопла ионной пушки до объекта увода возможно частичное или полное покрытие ионным потоком объекта космического мусора. В статье рассматривается вариант полного нахождения объекта увода внутри ионного потока, так как в этом случае задача буксировки легче реализуема в части отслеживания попадания ионного потока на объект космического мусора, коррекции положения активного КА относительно космического мусора, определения силы от ионного потока, например, с помощью аэродинамических характеристик объекта увода [12]. Одной из проблемных задач буксировки является стабилизация относительного движения активного КА и объекта космического мусора при полном покрытии ионного потока объекта космического мусора. Целью работы являются определение точки относительного равновесия (точки либрации) активного КА относительно объекта увода и оценка ее устойчивости. Для буксировки космического мусора с геостационарной орбиты до орбиты захоронения определяется необходимое количество топлива при одновременной работе ионной пушки и компенсирующего двигателя. Предполагается, что до начала этапа буксировки произошла стабилизация движения активного КА и уводимый объект космического мусора полностью находится внутри ионного потока, исходящего из ионной пушки [13].

1. Математические модели

В данном разделе описан метод нахождения точки относительного равновесия активного КА относительно объекта космического мусора для плоской задачи и получена оценка ее устойчивости с помощью рассмотрения модифицированной задачи Хилла. Выведена формула определения необходимого количества топлива на этапе буксировки космического мусора при одновременной работе ионной пушки и компенсирующего двигателя.

1.1. Определение точки либрации

Для выявления основных качественных особенностей задачи примем следующие упрощающие предположения:

- 1) форма удаляемого объекта космического мусора близка к сфере;



- 2) взаимодействие корпускул ионного потока с удаляемым объектом космического мусора происходит по схеме абсолютно неупругого соударения;
- 3) угол полураствора ионного потока постоянен во всем диапазоне рассматриваемых расстояний между активным КА и удаляемым объектом;
- 4) активный КА отслеживает направление на удаляемый объект с помощью разворотов вокруг центра масс так, что ось ионного потока всегда направлена на объект космического мусора;
- 5) величины тяги ионной пушки и компенсирующего двигателя не меняются на всем этапе увода космического мусора;
- 6) изменение массы активного КА и объекта космического мусора в процессе удаления мало, и им можно пренебречь;
- 7) рассматривается движение системы в центральном гравитационном поле, внешние возмущающие ускорения не учитываются;
- 8) расстояние между активным КА и удаляемым объектом мало по сравнению со средним радиусом их орбиты.

При принятых допущениях сила воздействия ионного потока на объект космического мусора постоянна, если расстояние между активным КА и удаляемым объектом меньше некоторого минимального, и изменяется обратно пропорционально квадрату этого расстояния, если оно больше минимального.

На рис. 2 показана зависимость минимального расстояния d_{\min} до объекта космического мусора при различных значениях угла полураствора ионного потока, при котором транспортируемый объект космического мусора целиком находится внутри ионного потока, исходящего из ионной пушки.

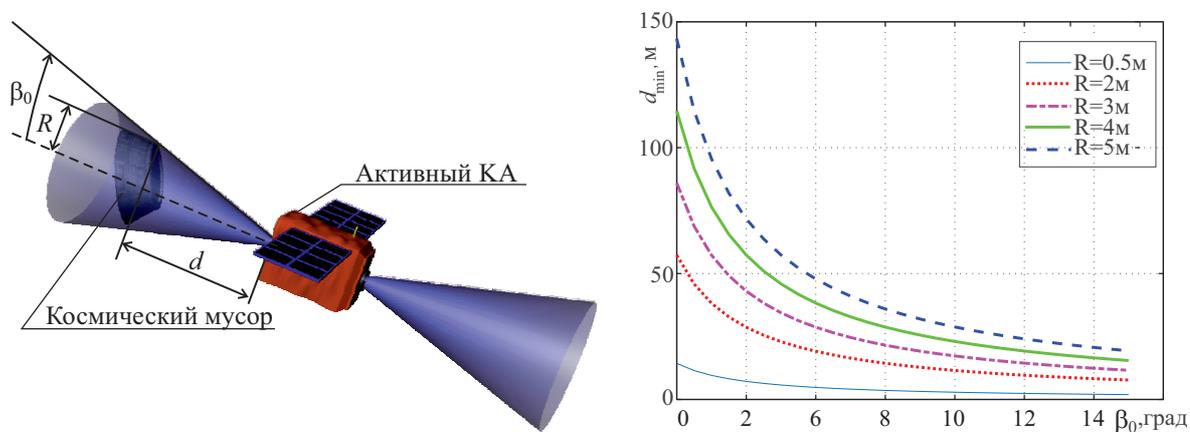


Рис. 2. Зависимость минимального расстояния до объекта космического мусора при различных значениях угла полураствора ионного потока (цвет online)

Fig. 2. The dependence of the minimum distance to the space debris object at different values of the half-angle of the ion beam (color online)

С увеличением размера космического мусора R , при фиксированном значении угла полураствора ионного потока, происходит увеличение минимального расстояния до объекта удаления. Максимальное значение передаваемой силы достигается при полном перекрытии ионного потока удаляемым объектом космического мусора.

Введем орбитальную систему координат относительно заданной точки опорной орбиты (рис. 3). Ось Ox направлена вдоль радиус-вектора к Земле, ось Oy против направления движения.

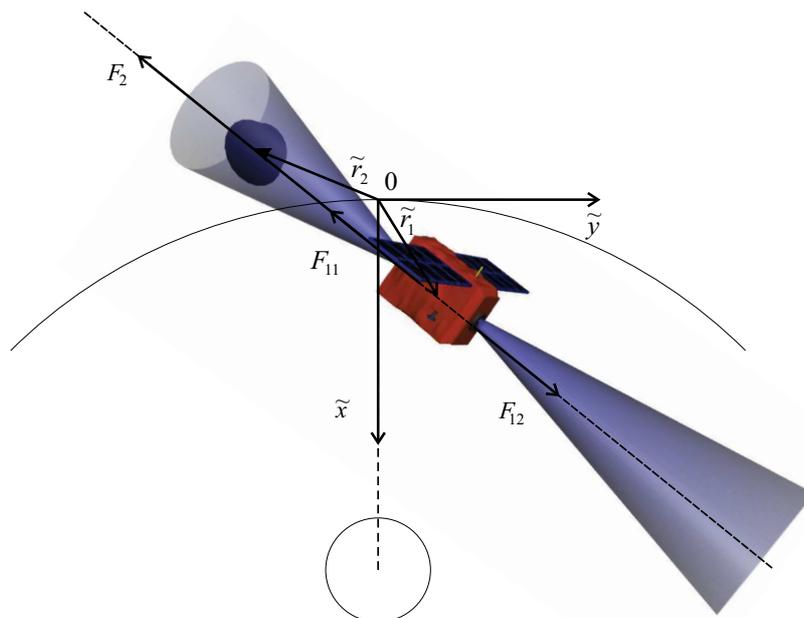


Рис. 3. Орбитальная система координат и силы, действующие на активный КА (цвет online)
 Fig. 3. The orbital coordinate system and forces acting on an active spacecraft (color online)

Уравнение движения в данном случае будут иметь вид [14]:

$$\begin{aligned} \frac{d^2 \tilde{x}_1}{dt'^2} - 2\omega \frac{d\tilde{y}_1}{dt'} - 3\tilde{x}_1 \omega^2 &= \tilde{a}_{1x}, & \frac{d^2 \tilde{y}_1}{dt'^2} + 2\omega \frac{d\tilde{x}_1}{dt'} &= \tilde{a}_{1y}, \\ \frac{d^2 \tilde{x}_2}{dt'^2} - 2\omega \frac{d\tilde{y}_2}{dt'} - 3\tilde{x}_2 \omega^2 &= \tilde{a}_{2x}, & \frac{d^2 \tilde{y}_2}{dt'^2} + 2\omega \frac{d\tilde{x}_2}{dt'} &= \tilde{a}_{2y}. \end{aligned} \quad (1)$$

где \tilde{a}_x, \tilde{a}_y — проекции управляющих и возмущающих ускорений на оси орбитальной системы координат, $\tilde{r}_1 = \begin{Bmatrix} \tilde{x}_1 \\ \tilde{y}_1 \end{Bmatrix}$ и $\tilde{r}_2 = \begin{Bmatrix} \tilde{x}_2 \\ \tilde{y}_2 \end{Bmatrix}$ — удаление активного КА и космического мусора от заданной точки опорной орбиты, t' — время, ω — угловая скорость движения опорной точки по заданной круговой орбите.

Введем безразмерные переменные с единицей времени $t = 1/\omega$ и единицей длины $l = (\mu/\omega^2)^{1/3}$, где $\mu = F_{12} d_{\min}^2 / m_4$ (F_{12} — тяга ионной пушки, m_4 — масса космического мусора, при этом вектор реактивного ускорения, которое действует на космический мусор, равен $-\frac{\mu}{r^3} \mathbf{r}$). Введя обозначения $\tilde{r} = \begin{Bmatrix} \tilde{x} \\ \tilde{y} \end{Bmatrix} = \tilde{r}_1 - \tilde{r}_2$, $\tilde{a} = \begin{Bmatrix} \tilde{a}_x \\ \tilde{a}_y \end{Bmatrix} = \tilde{a}_1 - \tilde{a}_2$ и вычитая из первой системы уравнений (1) вторую, после перехода к безразмерным величинам получаем следующую систему уравнений:

$$\frac{d^2 x}{dt^2} - 2 \frac{dy}{dt} - 3x = a_{cx} + \frac{x}{r^3}, \quad \frac{d^2 y}{dt^2} + 2 \frac{dx}{dt} = a_{cy} + \frac{y}{r^3}. \quad (2)$$

При $a_{cx} = a_{cy} = 0$ система (2) представляет собой уравнения задачи Хилла, в которой сила притяжения между пассивно-гравитирующим телом (активным КА) и притягивающим телом малой массы (объектом космического мусора) заменена на равную по величине, но обратную по направлению силу (силу отталкивания). При рассматриваемой схеме компенсации силы тяги ионного источника $a_{cx} = a_r \frac{x}{r}$, $a_{cy} = a_r \frac{y}{r}$, причем $a_r = \frac{F_{11} - F_{12}}{m_1} \frac{t^2}{l}$, где F_{11} — тяга компенсирующего двигателя, m_1 —



масса активного КА. При радиальном ускорении $a_r = \text{const}$ систему (2) можно переписать:

$$\frac{d^2x}{dt^2} - 2\frac{dy}{dt} = \Omega_x, \quad \frac{d^2y}{dt^2} + 2\frac{dx}{dt} = \Omega_y,$$

где $\Omega = \frac{3}{2}x^2 - \frac{1}{r} + a_r$ — силовая функция рассматриваемой задачи, $r = \sqrt{x^2 + y^2}$.

Первый интеграл будет иметь вид

$$\left(\frac{dx}{dt}\right)^2 + \left(\frac{dy}{dt}\right)^2 = 2\Omega + H,$$

где H — произвольная постоянная. Этот интеграл определяет область возможного движения активного КА неравенством $2\Omega + H \geq 0$.

На рис. 4, 5 показаны изолинии силовой функции Ω при различных значениях радиального ускорения a_r . При достаточно малых значениях a_r в модифицированной задаче Хилла появляются две неустойчивые точки либрации на оси Oy с координатами $(0; \pm|a_r|^{-1/2})$ (рис. 4, б, в).

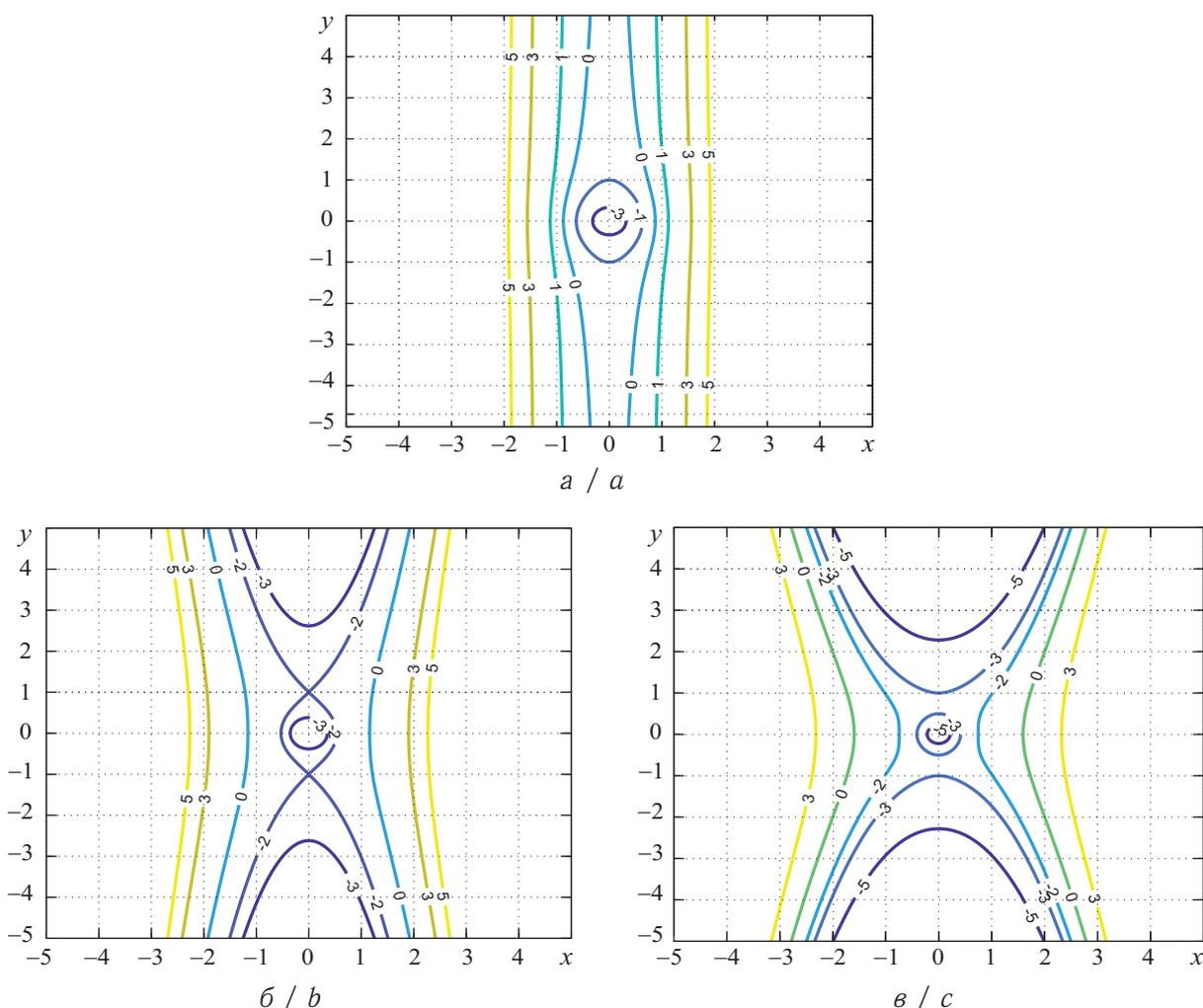


Рис. 4. Изолинии силовой функции Ω при $a_r = 0$ (а), $a_r = -1$ (б), $a_r = -2$ (в) (цвет online)
 Fig. 4. The isolines of the force function Ω for $a_r = 0$ (a), $a_r = -1$ (b), $a_r = -2$ (c) (color online)



С увеличением абсолютной величины a_r происходит перестраивание топологии кривых нулевой скорости, появляются две неустойчивые коллинеарные точки либрации на Ox (рис. 5, а), каждая из которых при дальнейшем росте a_r расщепляется на пару коллинеарных точек либрации (устойчивую и неустойчивую). При критическом значении $a_r = 4,68$ (рис. 5, б) происходит перецепление сепаратрис, проходящих через неустойчивые точки либрации.

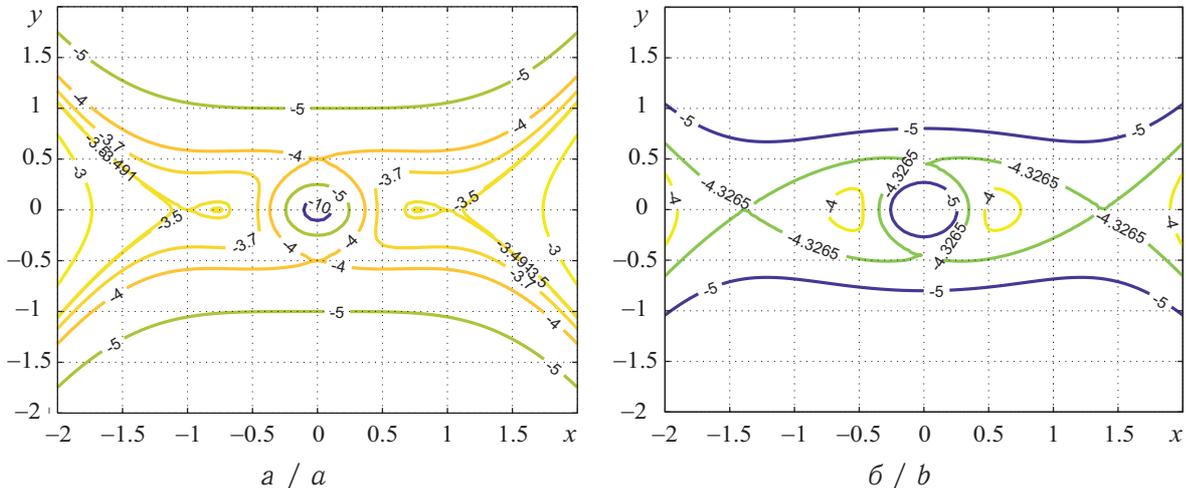


Рис. 5. Изолинии силовой функции Ω при $a_r = -4$ (а), $a_r = -4,68$ (б) (цвет online)
 Fig. 5. The isolines of the force function Ω for $a_r = -4$ (a), $a_r = -4,68$ (b) (color online)

Таким образом, в зависимости от значений радиального ускорения a_r существует до 6 точек либрации, но лишь точка с координатами $(0; \pm|a_r|^{-1/2})$ пригодна для буксировки объекта космического мусора.

1.2. Определение необходимого количества топлива

Для определения количества топлива m_3 , необходимого для буксировки космического мусора с геостационарной орбиты до орбиты захоронения ($\Delta h = 200$ км), воспользуемся [14]:

$$m_3 = m_1 \left[1 - \exp\left(\frac{-\Delta v}{J_2 g_0}\right) \right], \tag{3}$$

где g_0 — ускорение свободного падения над средним уровнем моря, m_1 — масса активного КА, $J_2 = \frac{F_2}{g_0 m_2}$ — удельный импульс активного КА при работе компенсирующего двигателя и ионной пушки, Δv — разница между начальной и конечной орбитальной скоростью:

$$\Delta v = \sqrt{\frac{\mu}{h_0}} - \sqrt{\frac{\mu}{h_k}},$$

где μ — гравитационный параметр, h_0 — высота геостационарной орбиты, $h_k = h_0 + \Delta h$ км — высота орбиты захоронения.

Массовый расход топлива \dot{m}_2 активного КА будет равен сумме массового расхода топлива компенсирующего двигателя \dot{m}_{11} и ионной пушки \dot{m}_{12} активного КА:

$$\dot{m}_2 = \dot{m}_{11} + \dot{m}_{12} = \frac{1}{g_0} \left(\frac{F_{11}}{J_{11}} + \frac{F_{12}}{J_{12}} \right), \tag{4}$$



где J_{11} , F_{11} — удельный импульс и тяга компенсирующего двигателя, F_{12} , J_{12} — удельный импульс и тяга ионной пушки.

Суммарная тяга F_2 , действующая на КА при работе компенсирующего двигателя и ионной пушки:

$$F_2 = F_{11} - F_{12}. \tag{5}$$

С учетом (4), (5) выражение (3) примет вид

$$m_3 = m_1 \left[1 - \exp \left(\frac{-\Delta v}{g_0 (F_{11} - F_{12})} \left(\frac{F_{11}}{J_{11}} + \frac{F_{12}}{J_{12}} \right) \right) \right]. \tag{6}$$

Выражение (6) позволяет определить необходимое количество топлива на этапе буксировки космического мусора при одновременно работающими компенсирующем двигателе и ионной пушке. Время буксировки объекта космического мусора до геостационарной орбиты составит

$$t = \frac{m_3}{\dot{m}_2}. \tag{7}$$

2. Результаты численного моделирования

Рассмотрим буксировку космического мусора с геостационарной орбиты до орбиты захоронения. Предполагается, что на этапе буксировки объекта космического мусора работают компенсирующий двигатель и ионная пушка. Масса активного КА составляет $m_1 = 1500$ кг. Удельный импульс и тяга компенсирующего двигателя равны $J_{11} = 2800$ с, $F_{11} = 170 \cdot 10^{-3}$ Н, значения импульса и тяги ионной пушки равны $J_{12} = 1500$ с, $F_{12} = 100 \cdot 10^{-3}$ Н соответственно.

С учетом (6), (7) необходимое количество топлива — $m_3 \sim 2$ кг, время буксировки — $t \sim 43$ ч. Расход топлива и время буксировки при различных значениях удельного импульса и тяги компенсирующего двигателя при фиксированных значениях соответствующих величин ионной пушки показаны на рис. 6. С уменьшением тяги и уменьшением импульса компенсирующего двигателя расход топлива увеличивается. При выбранном диапазоне удельного импульса и тяги потребуется минимальное количество топлива $m_3 = 0.64$ кг при $J_{11} = 4500$ с, $F_{11} = 350 \cdot 10^{-3}$ Н.

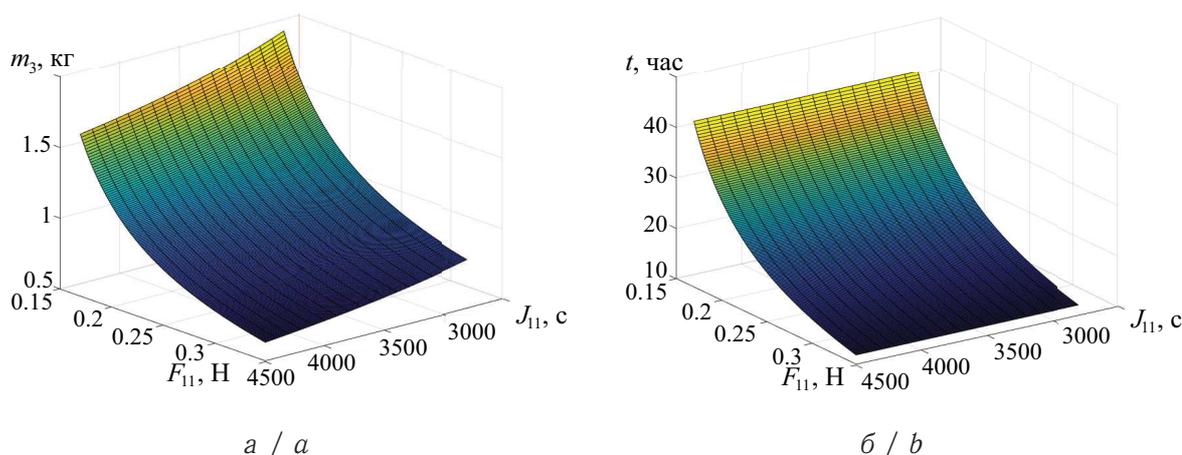


Рис. 6. Расход топлива (а) и время буксировки (б) при различных значениях тяги и удельного импульса компенсирующего двигателя (цвет online)

Fig. 6. Fuel consumption (a) and towing time (b) at different values of thrust and specific impulse of the compensating engine (color online)

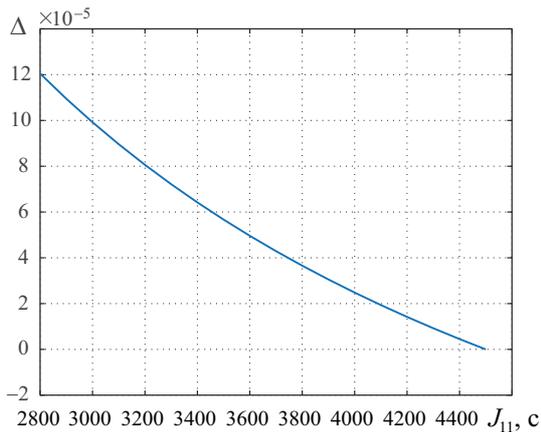


Рис. 7. Зависимость величины Δ при различных значениях J_{11}

Fig. 7. The dependence of the value Δ for different values of J_{11}

неустойчива, поэтому для стабилизации относительного движения активного КА необходима периодическая коррекция относительного положения КА.

Определено количество топлива, необходимое для буксировки космического мусора. Показано, что на расход и время буксировки космического мусора влияет тяга компенсирующего двигателя и почти не влияет удельный импульс. При выбранном диапазоне удельного импульса и тяги минимальное количество топлива $m_3 = 0.64$ кг потребуется при $J_{11} = 4500$ с, $F_{11} = 350 \cdot 10^{-3}$ Н.

Результаты работы могут быть использованы при отработке технологии буксировки космического мусора бесконтактным способом и при проектировании активного КА.

Увеличение удельного импульса компенсирующего двигателя с 2800 с до 4500 с при $F_{11} = 170 \cdot 10^{-3}$ Н не приводит к изменению времени буксировки, так как максимальное значение величины $\Delta = \frac{t_2 - t_1}{t_2} = 1.2 \cdot 10^{-4}$ (рис. 7), где t_2, t_1 — время буксировки при $J_{11} = 4500$ с и $J_{11} \in [2800; 4500]$ с соответственно.

Вывод

В статье рассмотрена задача нахождения точки либрации активного КА относительно объекта космического мусора. Показано, что существует единственная точка с координатами $(0; \pm|a_r|^{-1/2})$, пригодная для буксировки объекта удаления на орбиту захоронения. Точка $(0; \pm|a_r|^{-1/2})$

Список литературы

1. Kessler D. J., Cour-Palais B. G. Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt // Journal of Geophysical Research. Space Physics. 1978. Vol. 83, iss. A6. P. 2637–2646. <https://doi.org/10.1029/JA083iA06p02637>
2. 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. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.11.001>
3. Пикалов Р. С., Юдинцев В. В. Обзор и выбор средств увода крупногабаритного космического мусора // Электронный журнал «Труды МАИ». 2018. № 100. URL: https://trudymai.ru/upload/iblock/239/Pikalov_YUdintsev_rus.pdf (дата обращения: 01.05.2020).
4. Сизов Д. А., Асланов В. С. Способ захвата космического мусора, обеспечивающий его безопасную тросовую буксировку // Электронный журнал «Труды МАИ». 2019. № 109. URL: https://trudymai.ru/upload/iblock/b9a/Sizov_Aslanov_rus.pdf (дата обращения: 01.05.2020). <https://doi.org/10.34759/trd-2019-109-1>
5. Forshaw J. L., Aglietti G. S., Salmon T., Retat I., Roe M., Burgess C., Chabot T., Pisseloup A., Phipps A., Bernal C., Chaumette F., Pollini A., Steyn W. H. Final payload test results for the Remove Debris active debris removal mission // Acta Astronautica. 2017. Vol. 138. P. 326–342. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.06.003>
6. Sharf I., Thomsen B., Botta E. M., Misra A. K. Experiments and simulation of a net closing mechanism for tether-net capture of space debris // Acta Astronautica. 2017. Vol. 139. P. 332–343. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.07.026>



7. Larouche B. P., Zhu Z. H. Autonomous robotic capture of non-cooperative target using visual servoing and motion predictive control // *Autonomous Robots*. 2014. Vol. 37, iss. 2. P. 157–167. <https://doi.org/10.1007/s10514-014-9383-2>
8. Aslanov V., Yudinsev V. Motion control of space tug during debris removal by a coulomb force // *Journal of Guidance, Control and Dynamics*. 2018. Vol. 41, no. 7. P. 1476–1484. <https://doi.org/10.2514/1.G003251>
9. Merino M., Ahedo E., Bombardelli C., Urrutxua H., Pelaez J. Ion beam shepherd satellite for space debris removal // *Progress in Propulsion Physics*. 2013. Vol. 4. P. 789–802. <https://doi.org/10.1051/eucass/201304789>
10. Ашурбейли И. Р., Лаговвиер А. И., Игнатъев А. Б., Назаренко А. В. Возможности использования авиационной лазерной системы для борьбы с космическим мусором и поддержания орбит космического аппарата // *Электронный журнал «Труды МАИ»*. 2011. № 43. URL: <https://trudymai.ru/upload/iblock/e6e/vozmozhnosti-ispolzovaniya-aviatsionnoy-lazernoy-sistemy-dlya-borby-s-kosmicheskim-musorom-i-podderzhaniya-orbit-kosmicheskogo-apparata.pdf> (дата обращения: 01.05.2020).
11. Andrenucci M., Pergola P., Ruggiero A. Active removal of space debris-expanding foam application for active debris removal. Pisa : Esa Final Report, 2011. 132 p. URL: https://www.esa.int/gsp/ACT/doc/ARI/ARI%20Study%20Report/ACT-RPT-MAD-ARI-10-6411-Pisa-Active_Removal_of_Space_Debris-Foam.pdf (дата обращения: 21.05.2018).
12. 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. Т. 19, вып. 1. С. 82–93. <https://doi.org/10.18500/1816-9791-2019-19-1-82-93>
13. Рязанов В. В. Управление движением космического аппарата при бесконтактном уводе космического мусора // *Электронный журнал «Труды МАИ»*. 2019. № 7. URL: https://trudymai.ru/upload/iblock/5c7/Ryazanov_rus.pdf (дата обращения: 01.05.2020).
14. Kluever C. A. *Space Flight Dynamics*. Hoboken, NJ : John Wiley & Sons, 2018. 584 p.

References

1. Kessler D. J., Cour-Palais B. G. Collision frequency of artificial satellites: The creation of a debris belt. *Journal of Geophysical Research. Space Physics*, 1978, vol. 83, iss. A6, pp. 2637–2646. <https://doi.org/10.1029/JA083iA06p02637>
2. Shan M., Guo J., Gill E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods. *Progress in Aerospace Sciences*, 2016, vol. 80, pp. 18–32. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.11.001>
3. Pikalov R. S., Iudinsev V. V. Bulky space debris removal means review and selection. *Electronic journal "Trudy MAI"*, 2018, no. 100 (in Russian). Available at: http://trudymai.ru/upload/iblock/239/Pikalov_YUdintsev_rus.pdf (accessed 1 May 2020).
4. Sizov D. A., Aslanov V. S. Space debris capturing technique ensuring its safe tether-assisted towing. *Electronic journal "Trudy MAI"*, 2019, no. 109 (in Russian). Available at: http://trudymai.ru/upload/iblock/b9a/Sizov_Aslanov_rus.pdf (accessed 1 May 2020). <https://doi.org/10.34759/trd-2019-109-1>
5. Forshaw J. L., Aglietti G. S., Salmon T., Retat I., Roe M., Burgess C., Chabot T., Pisseloup A., Phipps A., Bernal C., Chaumette F., Pollini A., Steyn W. H. Final payload test results for the Remove Debris active debris removal mission. *Acta Astronautica*, 2017, vol. 138, pp. 326–342. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.06.003>
6. Sharf I., Thomsen B., Botta E. M., Misra A. K. Experiments and simulation of a net closing mechanism for tether-net capture of space debris. *Acta Astronautica*, 2017, vol. 139, pp. 332–343. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.07.026>



7. Larouche B. P., Zhu Z. H. Autonomous robotic capture of non-cooperative target using visual servoing and motion predictive control. *Autonomous Robots*, 2014, vol. 37, iss. 2, pp. 157–167. <https://doi.org/10.1007/s10514-014-9383-2>
8. Aslanov V., Yudinsev V. Motion Control of Space Tug During Debris Removal by a Coulomb Force. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2018, vol. 41, no. 7, pp. 1476–1484. <https://doi.org/10.2514/1.G003251>
9. Merino M., Ahedo E., Bombardelli C., Urrutxua H., Pelaez J. Ion beam shepherd satellite for space debris removal. *Progress in Propulsion Physics*, 2013, vol. 4, pp. 789–802. <https://doi.org/10.1051/eucass/201304789>
10. Ashurbeili I. R., Lagovier A. I., Ignat'ev A. B., Nazarenko A. V. Possibilities of using an aviation laser system to combat space debris and maintain spacecraft orbits. *Electronic journal "Trudy MAI"*, 2011, no. 43 (in Russian). Available at: <http://trudymai.ru/upload/iblock/e6e/vozmozhnosti-ispolzovaniya-aviatsionnoy-lazernoy-sistemy-dlya-borby-s-kosmicheskimi-musorom-i-podderzhaniya-orbit-kosmicheskogo-apparata.pdf> (accessed 1 May 2020).
11. Andrenucci M., Pergola P., Ruggiero A. *Active removal of space debris-expanding foam application for active debris removal*. Piza, Esa Final Report, 2011. 132 p. Available at: https://www.esa.int/gsp/ACT/doc/ARI/ARI%20Study%20Report/ACT-RPT-MAD-ARI-10-6411-Pisa-Active_Removal_of_Space_Debris-Foam.pdf (accessed 21 May 2018).
12. Ryazanov V. V., Ledkov A. S. Descent of nanosatellite from low earth orbit by ion beam. *Izvestiya of Saratov University. New Series. Series: Mathematics. Mechanics. Informatics*, 2019, vol. 19, iss. 1, pp. 82–93 (in Russian). <https://doi.org/10.18500/1816-9791-2019-19-1-82-93>
13. Riazanov V. V. Spacecraft motion control while contactless space debris removal. *Electronic journal "Trudy MAI"*, 2019, no. 7 (in Russian). Available at: https://trudymai.ru/upload/iblock/5c7/Ryazanov_rus.pdf (accessed 1 May 2020).
14. Kluever C. A. *Space Flight Dynamics*. Hoboken, NJ, John Wiley & Sons, 2018. 584 p.

Поступила в редакцию / Received 17.07.2020

Принята к публикации / Accepted 04.02.2021

Опубликована / Published 31.05.2021