

МЕХАНИКА

Научная статья
УДК 531.36
DOI: [10.34759/trd-2022-127-01](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-01)

СРАВНЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЛАЗЕРНОЙ АБЛЯЦИИ И ИОННОГО ПОТОКА ДЛЯ БЕСКОНТАКТНОЙ УБОРКИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА С КВАЗИКРУГОВОЙ ОРБИТЫ

Александр Сергеевич Ледков¹, Алексей Александрович Белов² ✉, Илья Алексеевич Тчанников³

^{1,2,3}Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королева, Самара, Россия

¹ledkov@inbox.ru

²aleshabelov2001@mail.ru ✉

³ilya-tch2001.ru@yandex.ru

Аннотация: Работа посвящена проблеме увода космического мусора с низких околоземных орбит. Сравниваются два способа бесконтактного воздействия на объект космического мусора. В первом случае бесконтактное воздействие осуществляется лазером, во втором используется струя ионного электрореактивного двигателя. Целью работы является сравнение эффективности использования рассматриваемых способов увода с точки зрения затрат топлива активного космического аппарата. Разработана математическая модель движения системы,

состоящей из активного космического аппарата и объекта космического мусора, при их бесконтактном взаимодействии. Проведено численное моделирование увода с низкой околоземной орбиты космического мусора. Показано, что использование лазерной абляции позволяет осуществить более быстрый увод с орбиты космического мусора и требует меньше топлива.

Ключевые слова: космический мусор, бесконтактная транспортировка, лазерная абляция, ионный поток, затраты топлива

Финансирование: исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (Проект №22-19-00160).

Для цитирования: Ледков А.С., Белов А.А., Тчанников И.А. Сравнение эффективности использования лазерной абляции и ионного потока для бесконтактной уборки космического мусора с квазикруговой орбиты // Труды МАИ. 2022. № 127. DOI: [10.34759/trd-2022-127-01](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-01)

MECHANICS

Original article

COMPARISON OF LASER ABLATION AND ION BEAM EFFICIENCY FOR CONTACTLESS SPACE DEBRIS DEORBING FROM A QUASI-CIRCULAR ORBIT

Alexander S. Ledkov¹, Alexey A. Belov^{2✉}, Илья А. Тчанников³

^{1,2,3}Samara National Research University named after Academician S.P. Korolev,
Samara, Russia

¹ledkov@inbox.ru

²aleshabelov2001@mail.ru✉

³ilya-tch2001.ru@yandex.ru

Abstract. The article deals with the problem of space debris removal from the near-Earth orbits. The motion of mechanical system, consisting of a spacecraft and an object of space debris sphere, is under study. Active spacecraft is a material point, while space debris is of a spherical shape moves moves on a circular orbit. In the first case, the contactless transportation of space debris is being realized by the laser, and in the second case, an electrojet engine jet is used. It is assumed that in the process of the ion transportation, the entire ion beam hits the surface of the sphere, and a simplified auto-similar model of plasma propagation is used to describe the far region of the electrojet engine plume. In the case transportation by laser, the laser beam control system ensures a point selection on the sphere, for which the normal is directed along the local horizon. The purpose of the study consists in comparing these transportation methods effectiveness in terms of the fuel rate of the active spacecraft. For this purpose, mathematical model of the mechanical system is being developed, and numerical simulation of the descent is performed. The numerical modeling results revealed that the laser ablation method appeared more effective compared to the ion transportation. It is associated with the fact that the force generated by the laser ablation effect appears greater than that generated by the ion beam. Besides, the engine generating the ion beam creates thrust, which should be compensated by the oppositely directed engine. It is supposed in the development of this work to account for the effect of aerodynamic drag forces acting of the active spacecraft and a space debris object, as well as studying special motion of the system and developing control law for the active spacecraft to sustain the required position out of the orbit plane.

Keywords: space debris removal, contactless deorbiting, laser ablation, ion beam, fuel costs

Funding: This study was supported by the Russian Science Foundation (Project No.22-19-00160).

For citation: Ledkov A.S., Belov A.A., Tchannikov I.A. Comparison of laser ablation and ion beam efficiency for contactless space debris deorbiting from a quasi-circular orbit.

Trudy MAI, 2022, no. 127. DOI: [10.34759/trd-2022-127-01](https://doi.org/10.34759/trd-2022-127-01)

1. Введение

Космическим мусором называют все искусственно созданные, неконтролируемые объекты, находящиеся в околоземном космическом пространстве: ступени ракет, нефункционирующие спутники, куски обшивки. Они представляют серьезную угрозу для работающих космических аппаратов [1]. Американским астрофизиком Кесслером был описан сценарий [2], при котором может произойти лавинообразный рост числа космического мусора, что приведет к непригодности околоземного космического пространства для дальнейшего практического использования. В связи с этим последние годы наблюдается повышенное внимание к проблеме уборки космического мусора. Особый интерес представляет увод с орбиты крупногабаритного космического мусора размером более 10 см в виду большой потенциальной опасности, которую несет в себе столкновение с этими объектами.

В настоящее время обсуждаются различные способы увода крупногабаритного космического мусора [3, 4]. Они делятся на контактные и

бесконтактные. Контактные предполагают наличие стыковочных операций, что влечет необходимость использования различных роботов-манипуляторов [5], сетей [6] или гарпунов [7, 8]. Установка механического контакта с неуправляемым объектом является сложной задачей. Ошибки на этом этапе могут привести к потере активного космического аппарата-уборщика и образованию нового космического мусора. Бесконтактная транспортировка не предполагает прямого механического контакта с космическим мусором, поэтому она более безопасна. На низких околоземных орбитах возможно использование лазера [9] и ионного потока [10]. Способы увода космического мусора с помощью электростатического воздействия [11] и гравитационного воздействия [12] применимы к геостационарной орбите. В данной работе будут рассмотрены первые два способа.

Метод уборки космического мусора с помощью лазера основан на использовании эффекта лазерной абляции. Лазерная абляция — это процесс удаления вещества с поверхности под воздействием лазерного излучения высокой мощности [13]. Воздействие лазера приводит к быстрому поглощению энергии излучения, нагреву и взрывообразному испарению вещества с поверхности мишени. Процесс сопровождается распространением ударной волны в окружающей среде, а также образованием высокотемпературной плазмы из-за ионизации газа. Испаряемое с поверхности мишени вещество генерирует реактивную тягу, которую можно использовать для бесконтактной транспортировки. Также получаемую тягу можно использовать для стабилизации вращения космического мусора перед его захватом при транспортировке контактными способами [14, 15]. Различают орбитальные и наземные лазерные установки [13, 16-18].

Метод ионной транспортировки предполагает использование струи электродинамического двигателя для «обдувания» космического мусора и оказания таким образом на него силового воздействия [10].

Активный космический аппарат преследует объект космического мусора на некотором безопасном расстоянии [19], «обдувает» его струей ионного двигателя и тем самым замедляет его. Одной из основных трудностей в задаче ионной транспортировки является расчет силового воздействия ионного потока на объект космического мусора [20]. Для описания дальней области факела электрореактивного двигателя используется упрощенная автоподобная модель ионного потока, описанную в [21]. В работе [22] исследуется воздействие ионного потока на объекты различной формы. Еще одной задачей является разработка законов управления активным космическим аппаратом в процессе увода космического мусора [23-25]. В статье [26] показано, что учет движения объекта космического мусора относительно центра масс при разработке закона управления активным при разработке закона управления активным космическим аппаратом позволяет снизить затраты топлива, необходимые для осуществления операции уборки космического мусора.

Целью данной работы является сравнение эффективности использования ионного потока и лазерной абляции для бесконтактной уборки космического мусора с круговой орбиты. Для этого будет разработана математическая модель движения системы и проведен численный эксперимент. Чтобы оценить эффективность рассматриваемых способов, для каждого будет рассчитана масса топлива, затраченного в процессе транспортировки. Предполагается, что космический мусор

имеет сферическую форму и движется по круговой орбите, а космический аппарат является материальной точкой.

2. Математическая модель

Рассмотрим плоское движение механической системы, состоящей из активного космического аппарата и объекта космического мусора. Активный космический аппарат оказывает бесконтактное воздействие на объект космического мусора путем лазерной абляции или ионного потока. Введем неподвижную систему координат Oxy , связанную с центром Земли. Для описания движения активного космического аппарата относительно космического мусора введем орбитальную систему координат Ox_0y_0 , центр которой совпадает с центром масс активного космического аппарата. Ось Ox_0 направлена вдоль радиус-вектора \mathbf{r} центра масс мусора, ось Oy_0 перпендикулярно оси x_0 и направлена в сторону орбитального движения (рис.1). Орбитальная система координат повернута относительно неподвижной на угол ν . Состояние механической системы может быть описано четырьмя обобщенными координатами: расстоянием от центра Земли до центра масс объекта космического мусора r , углом истинной аномалии ν , и координатами активного космического аппарата в орбитальной системе координат x, y .

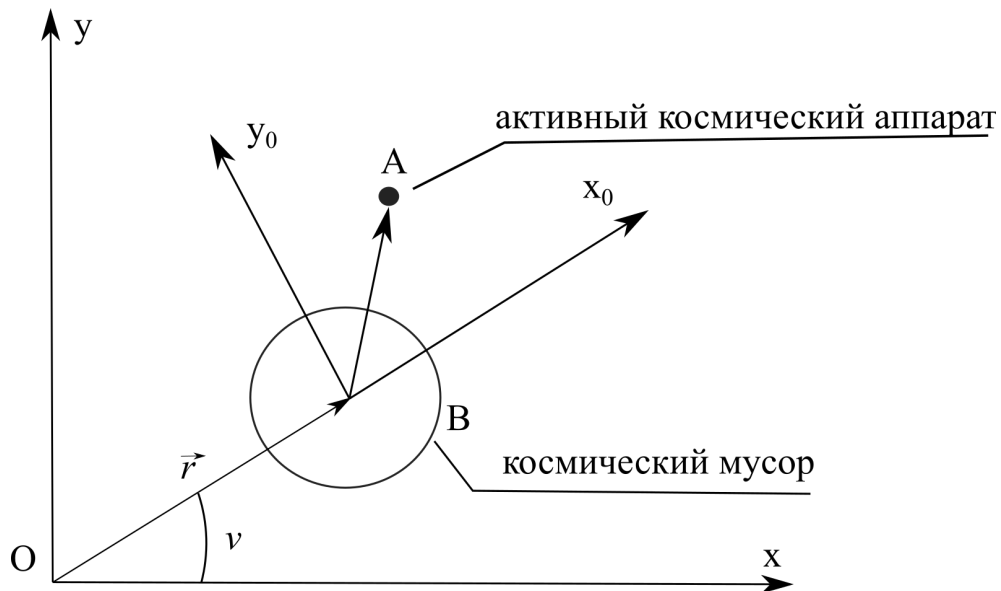


Рисунок. 1. Механическая система

Для описания движения космического мусора запишем второй закон Ньютона в неподвижной системе координат

$$m_B \ddot{\mathbf{r}} = \mathbf{F}_{G_B} + \mathbf{F}_D, \quad (1)$$

где m_B - масса объекта космического мусора, $\mathbf{F}_{G_B} = \frac{\mu m_B}{r^3} \mathbf{r}$ - вектор гравитационной силы, действующей на объект космического мусора, $\mathbf{F}_D = [F_{D_x}, F_{D_y}]$ - сила бесконтактного воздействия на космический мусор со стороны активного космического аппарата, μ - гравитационный параметр Земли. Спроецируем (1) на оси неподвижной системы координат и выразим вторые производные координат r и ν :

$$\begin{cases} \ddot{r} = \frac{F_{D_x} \cos \nu}{m_B} + \frac{F_{D_y} \sin \nu}{m_B} - \frac{\mu}{r^2} + r\dot{\nu}^2, \\ \ddot{\nu} = \frac{F_{D_y} \cos \nu}{m_B r} - \frac{F_{D_x} \sin \nu}{m_B r} - \frac{2\dot{r}\dot{\nu}}{r}. \end{cases} \quad (2)$$

Движение космического аппарата относительного объекта космического мусора для квазикруговой орбиты может быть описано известной системой уравнений [10]:

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2n\dot{y} - 3n^2x = \frac{F_x + F_x^u}{m_A} - \frac{F_{Dx} \cos \nu + F_{Dy} \sin \nu}{m_B}, \\ \ddot{y} + 2n\dot{x} = \frac{F_y + F_y^u}{m_A} - \frac{F_{Dy} \cos \nu - F_{Dx} \sin \nu}{m_B}; \end{cases} \quad (3)$$

где m_A - масса активного космического аппарата, $n = \sqrt{\mu r^{-3}}$ - средняя угловая скорость вращения космического мусора вокруг Земли, F_x , F_y - проекции сил, обусловленных работой устройств, генерирующих бесконтактное воздействие; F_x^u , F_y^u - проекции реактивной силы системы управления активного космического аппарата.

Для того, чтобы в процессе транспортировки активный спутник оставался на требуемом для бесконтактной транспортировки расстоянии от объекта космического мусора, необходимо осуществлять управление его двигателями

$$\begin{cases} F_x^u = m_A n^2 k_{p_x} x + m_A n k_{v_x} \dot{x}, \\ F_y^u = m_A n^2 k_{p_y} (y - y^*) + m_A n k_{v_y} \dot{y}; \end{cases} \quad (4)$$

где y^* - требуемое положение активного космического аппарата вдоль оси Oy_0 , k_{p_x} , k_{v_x} , k_{p_y} , k_{v_y} - коэффициенты управления тягой. Будем считать, что активный космический аппарат оснащен системой двигателей, генерирующих тягу во взаимно перпендикулярных направлениях.

Для оценки расхода массы топлива двигателя воспользуемся формулой [28].

Уравнение, описывающее изменение массы топлива в процессе транспортировки

$$\dot{m}_T = \frac{F_T}{V_{eff}}, \quad (5)$$

где m_T - масса топлива, F_T - сила тяги двигателя, V_{eff} - эффективная скорость истечения рабочего тела. Для случая, когда бесконтактная транспортировка осуществляется лазером, суммарные затраты топлива могут быть определены как

$$\dot{m}_T = \frac{|F_x^u| + |F_y^u|}{V_{eff}}. \quad (6)$$

В случае ионной транспортировки

$$\dot{m}_T = \frac{|F_x^u| + |F_y^u| + |F_{T_l}| + |F_{TC}|}{V_{eff}}, \quad (7)$$

где F_{T_l} - сила тяги двигателя, генерирующего воздействующий на космический мусор ионный поток, F_{TC} - сила тяги противоположно направленного компенсирующего двигателя.

2.1. Уравнения движения системы при использовании лазера

Будем считать, что система управления лазерным лучом обеспечивает выбор точки на сфере, для которой нормаль направлена вдоль местного горизонта. Поскольку вектор абляционной тяги направлен по нормали к поверхности, в неподвижной системе координат он определяется следующими соотношениями:

$$\begin{cases} F_{Dx} = F_D \sin \nu; \\ F_{Dy} = -F_D \cos \nu, \end{cases} \quad (8)$$

где F_{Dx} и F_{Dy} – проекции силы тяги на оси неподвижной системы координат (рис. 2).

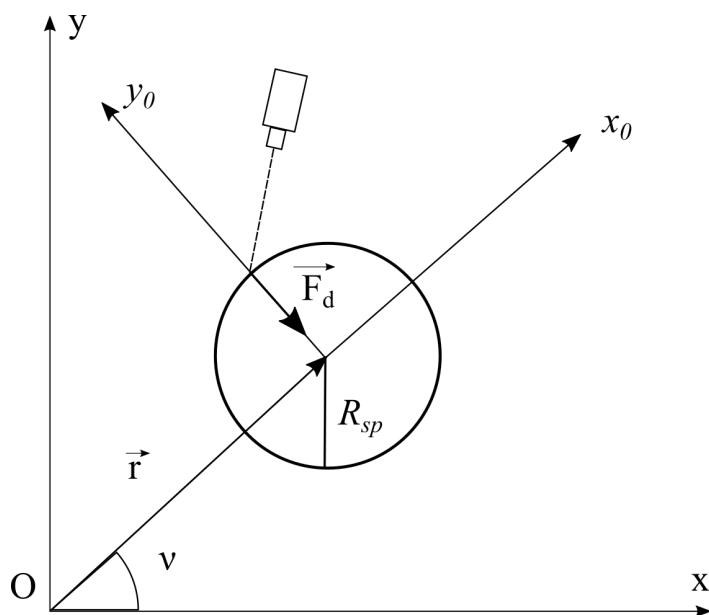


Рисунок. 2. Воздействие лазером

Для вычисления модуля тяги используем формулу [14]:

$$F_D = C_m P, \quad (8)$$

где C_m – удельная тяга, P – мощность лазерного излучения. Выбор конкретного типа лазера и параметров лазерной установки является сложной многофакторной задачей, выходящей за рамки данного исследования. В данной работе будем опираться на результаты статьи [14], где предлагается использовать третью гармонику твердотельного Nd:YAG лазера, чтобы получить импульсы с длиной волны $\lambda = 355$ нм и длительностью $\tau = 100$ пс. В работе [14] указано, что импульсные лазеры оказываются более эффективны с точки зрения величины генерируемой при абляции силы, чем лазеры с непрерывным режимом работы. Для импульсной лазерной установки коэффициент C_m определяется формулой [14]:

$$C_m = \frac{p}{I} = \frac{p\tau}{\Phi}, \quad (10)$$

где $p = F_\tau / S$ – обусловленное эффектом абляции давление, F_τ – генерируемая одним импульсом сила, S – эффективная площадь фокусного пятна, I – интенсивность излучения, $\Phi = I\tau$ – доза облучения, τ – длительность импульса. Если лазерная установка генерирует импульсы с частотой повторения f , то с учетом (10) средняя сила тяги, генерируемая в результате облучения поверхности импульсным лазером, может быть найдена как

$$F_D = C_m IS\tau f. \quad (11)$$

При генерации лазерного излучения не возникает дополнительных сил, действующих на активный космический аппарат поэтому

$$F_x = F_y = 0. \quad (12)$$

С учетом (11), (1), (4) и (12) уравнения (2) и (3) могут быть записаны в виде

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{r} = -\frac{\mu}{r^2} + r\dot{v}^2, \\ \ddot{v} = -\frac{F_D}{m_B r} - \frac{2r\dot{v}}{r}, \\ \ddot{x} = n^2 k_{px} x + nk_{vx} \dot{x} + 2n\dot{y} + 3n^2 x, \\ \ddot{y} = n^2 k_{py} (y - y^*) + nk_{vy} \dot{y} - 2n\dot{x} + \frac{F_D}{m_B}. \end{array} \right. \quad (13)$$

Система уравнений (13) описывает движение механической системы, состоящей из космического мусора и активного космического аппарата при осуществлении бесконтактной транспортировки с помощью лазера. Для расчета топлива, необходимого для осуществления транспортной операции, система уравнений (13) должна быть дополнена уравнением (6).

2.2. Уравнения движения системы при использовании ионного потока

Рассмотрим бесконтактную транспортировку объекта космического мусора ионным потоком. Будем считать, что активный космический аппарат сохраняет свою ориентацию в процессе транспортировки, и ось ионного потока остается все время параллельной оси Oy_0 . Генерирующий ионный поток двигатель создает тягу \mathbf{F}_{T_i} . Для того чтобы активный космический аппарат оставался около объекта космического мусора эта тяга должна быть компенсирована противоположно направленным двигателем, создающим силу $\mathbf{F}_{TC} = -\mathbf{F}_{T_i}$. Результирующая сила, создаваемая этими двумя двигателями, имеет в орбитальной система координат проекции

$$F_x = 0, F_y = F_{T_i} - F_{TC} = 0. \quad (14)$$

Кроме того, будем считать, что весь ионный поток попадает на поверхность сферы, то есть угол α_0 (рис. 3) довольно мал. В этом случае расчет ионной силы, действующей на объект сферической формы, может быть проведен в соответствии с методикой, подробно описанной в [27]. Проекции вектора ионной силы на оси орбитальной системы координат (рис. 3)

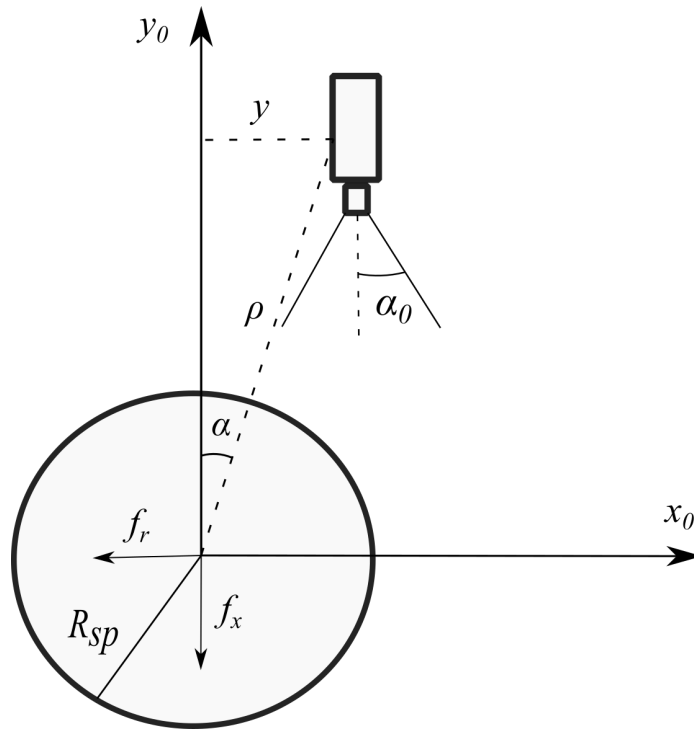


Рисунок. 3. Воздействие ионным потоком

определяются следующими выражениями:

$$\mathbf{F}_D = [-F_{T_i} f_r, -F_{T_i} f_x] \quad (15)$$

где F_{T_i} - величина силы тяги, генерируемой ионным электродвигателем, f_r , f_x - радиальные и касательные проекции нормированных сил воздействия ионного пучка, определяемые выражениями:

$$f_r = (1 - \eta_B) \left(\frac{3\chi^2}{1 - \chi^2 \tan^2 \alpha_0} \alpha + O(\alpha^4) \right), \quad (16)$$

$$f_x = \eta_B \left(1 - \frac{9\chi^2 (\chi^2 \tan^4 \alpha_0 - \tan^2 \alpha_0 + 2)}{2 \tan^2 \alpha_0 (1 - \chi^2 \tan^2 \alpha_0)^3} \alpha^2 + O(\alpha^3) \right) \quad (17)$$

где коэффициент η_B определяется формулой:

$$\eta_B = 1 - \exp \left(- \frac{3\chi^2}{1 - \chi^2 \tan^2 \alpha_0} \right) \quad (18)$$

где α_0 - угол полураствора ионного пучка, $\chi = R_{sp}(\rho \tan \alpha_0)^{-1}$, R_{sp} - радиус сферы,

$\cos \alpha = \frac{y}{\rho}$, $\rho = \sqrt{x^2 + y^2}$. Следует отметить, что формулы (16)-(18) справедливы

только тогда, когда угол α мал и весь ионный пучок попадает на поверхность сферы.

В неподвижной системе координат ионная сила (15) имеет следующие компоненты:

$$\begin{cases} F_{Dx} = -F_{T_l} f_r \cos \nu + F_{T_l} f_x \sin \nu \\ F_{Dy} = -F_{T_l} f_x \cos \nu - F_{T_l} f_r \sin \nu \end{cases} \quad (19)$$

Учитывая (14) и (19) после подстановки в уравнения (3), вместе с системой уравнений (2) получим уравнения движения механической системы в случае ионной транспортировки:

$$\begin{cases} \ddot{r} = -\frac{F_{T_l} f_r}{m_B} - \frac{\mu}{r^2} + r\dot{\nu}^2, \\ \ddot{\nu} = -\frac{F_{T_l} f_x}{m_B r} - \frac{2\dot{r}\dot{\nu}}{r}, \\ \ddot{x} = n^2 k_{px} x + nk_{vx} \dot{x} + 3n^2 x + 2n\dot{y} + \frac{F_{T_l} f_r}{m_B}, \\ \ddot{y} = n^2 k_{py} (y - y^*) + nk_{vy} \dot{y} - 2n\dot{x} + \frac{F_{T_l} f_x}{m_B}. \end{cases} \quad (20)$$

Для определения затрат топлива воспользуемся уравнением (7).

3. Численное моделирование

С помощью полученных в разделе 2 систем уравнений проведем расчет затрат топлива, необходимого для спуска объекта космического мусора с круговой орбиты радиусом 500 км до высоты 100 км при использовании лазерного и ионного

способов бесконтактной транспортировки. Для численного интегрирования будем использовать параметры, представленные в таблице 1.

Таблица 1 - Параметры системы

Параметр	Значение
Радиус сферы R_{sp} , м	2
Масса космического мусора m_B , кг	5000
Начальный угол ν_0 , рад	0
Эффективная скорость истечения рабочего тела двигателей V_{eff} , м/с	71 580

При моделировании уборки космического мусора лазером будем опираться на параметры лазерной установки и активного космического аппарата, приведенные в [14]. Лазерная установка довольно громоздкая и требует много энергии, поэтому будем считать, что масса активного космического аппарата m_A составляет 5000 кг. Будем также считать, что поверхность космического мусора состоит из алюминия. В этом случае удельная тяга может быть принята $C_m = 10^{-4}$ Н/Вт. Лазерная установка генерирует импульс с энергией $E = 100$ Дж. Получаемая поверхностью космического мусора доза облучения составляет при этом $\Phi = 8500$ Дж/м². Интенсивность излучения при длительности импульса $\tau = 100$ пс составляет $I = 8.5 \cdot 10^{13}$ Вт/м². Облучаемая поверхность имеет форму окружности радиусом 13 см. Частота генерации импульсов $f = 70$ Гц. Для приведенных числовых значений формула (11) дает $F_D = 3.2$ Н. Считая вслед за [14], что в режиме генерации

импульсов установка работает 20% времени, а остальные 80% накапливает энергию, будем использовать в расчете среднее значение силы $F_D = 0.64$ Н.

При воздействии ионным лучом величина силы тяги F_{T_i} постоянна и равна $F_{T_i} = 0.1$ Н. Угол полураствора ионного потока $\alpha_0 = 10^\circ$, расстояние между активном космическим аппаратом и буксируемым объектом, требуемое для безопасной транспортировки, равно $y^* = 10$ м. В отличие от лазерной транспортировки, при генерация ионного луча не требует установки массивного оборудования, поэтому примем массу активного космического аппарата $m_A = 500$ кг.

Подберем коэффициенты управления тягой $k_{p_x}, k_{v_x}, k_{p_y}, k_{v_y}$ следуя методике, описанной в [27]. Перепишем уравнения для \ddot{x} и \ddot{y} , входящие в (13) и (20), в матричной форме:

$$\mathbf{x}' = \mathbf{A}\mathbf{x} \quad (21)$$

где $y_1 = y - y^*$,

$$\mathbf{x} = [x, y_1, \dot{x}, \dot{y}_1], \quad (22)$$

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ n^2 k_{p_x} + 3n^2 & 0 & nk_{v_x} & 2n \\ n^2 k_{p_y} & 0 & -2n & nk_{v_y} \end{bmatrix}. \quad (23)$$

При $k_{p_x} = -3.5$, $k_{v_x} = -3$, $k_{p_y} = -3.5$, $k_{v_y} = -3$ все корни характеристического

многочлена $\lambda(\lambda^3 + n^3((k_{p_x} + 3)k_{v_y} - 2k_{p_y}) + \lambda n^2(1 - k_{p_x} + k_{v_x}k_{v_y}) - \lambda^2 n(k_{v_x} + k_{v_y})) = 0$

имеют отрицательные вещественные части, а значит движение активного космического аппарата относительно космического мусора устойчиво.

Проинтегрируем численно систему уравнений (13) и (20), добавив к ним уравнения (6) и (7). График изменения высоты объекта космического мусора представлен на рисунке 4. Видно, что спуск при использовании лазера происходит значительно быстрее, чем при воздействии ионным потоком. Это связано с тем, что для рассматриваемых параметров сила абляционной тяги (11) больше, чем сила ионного потока. Поскольку величина генерируемой ионным потоком силы зависит от относительного положения активного космического аппарата, ее величина будет изменяться в процессе транспортировки (рис. 5)

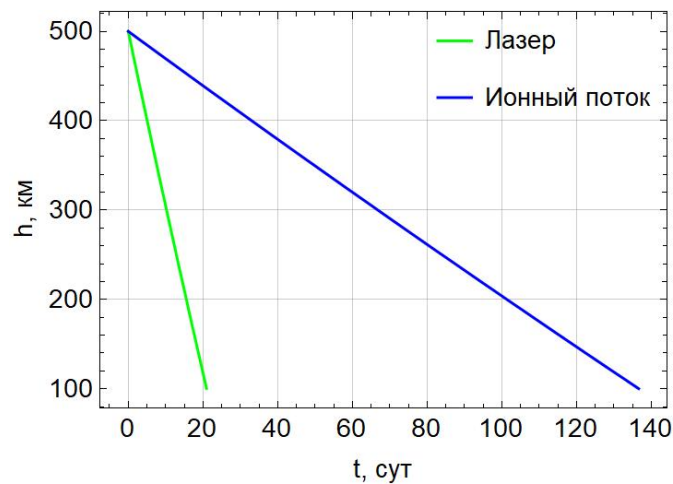


Рисунок 4. Графики изменения высоты орбиты при спуске с помощью лазера и с помощью ионного потока.

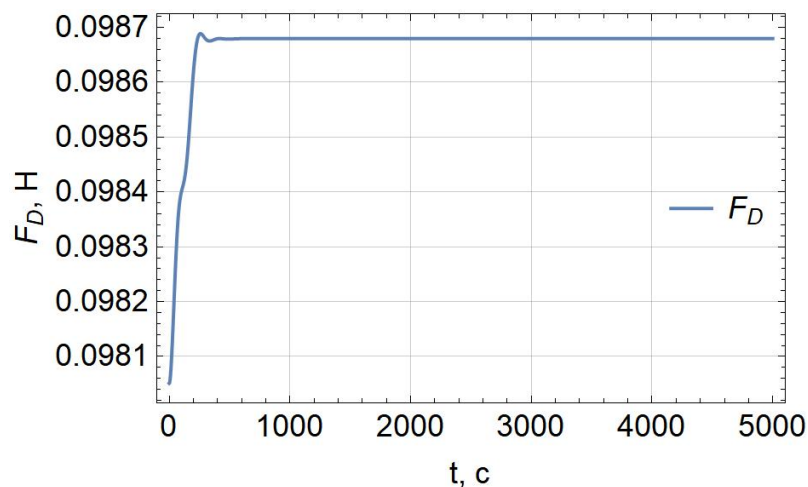


Рисунок 5. График изменения модуля силы F_D ионного воздействия

На рисунках 6, 7 показано изменение координат активного космического аппарата в орбитальной системе координат.

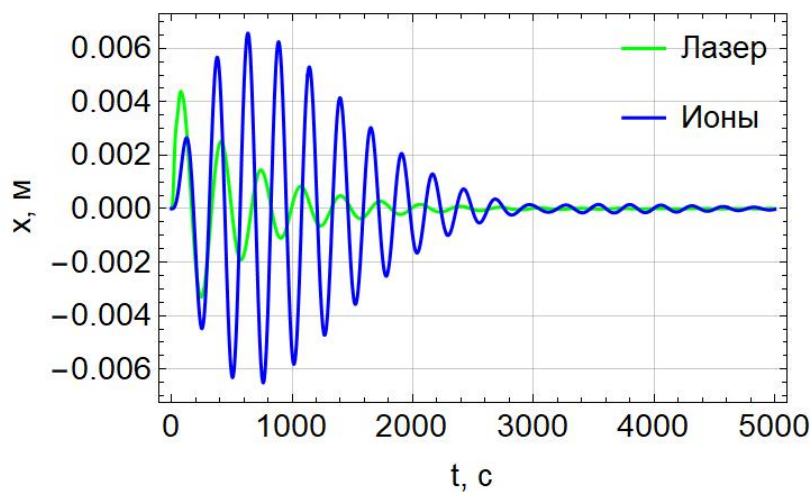


Рисунок 6. Графики изменения координаты x .

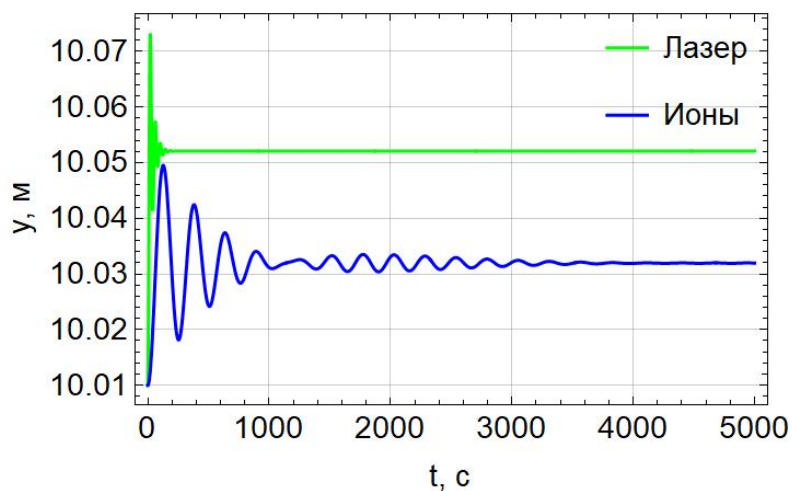


Рисунок 7. Графики изменения координаты y .

Изменение массы топлива, затраченного в процессе транспортировки, показано на рисунке 8.

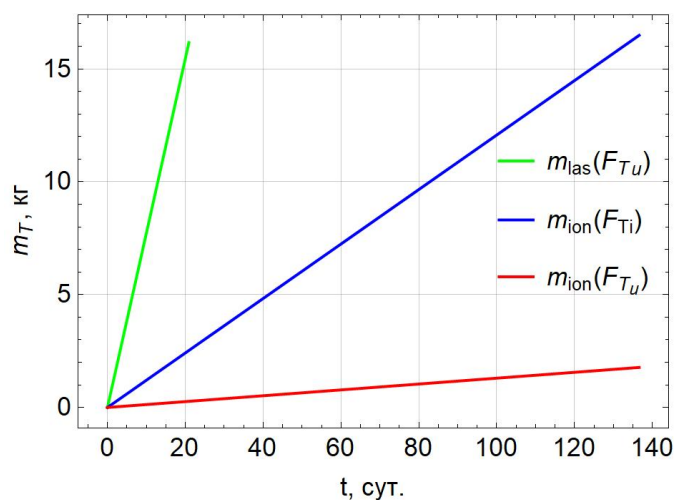


Рисунок 8. График расхода топлива на управление активным аппаратом

Из графика (рис. 8) видно, что для транспортировки ионным способом требуется около 16.48 кг топлива на генерирование потока ионов, воздействующего на космический мусор. Учитывая, что активный космический аппарат оснащен еще одним электрореактивным компенсирующим двигателем, всего на генерирование ионного потока будет затрачено приблизительно 32.96 кг ксенона. На управление активным космическим аппаратом в поперечных направлениях уйдет около 1.62 кг топлива. Итого на операцию увода космического мусора ионным потоком требуется 34.58 кг топлива.

При спуске космического мусора лазером топливо расходуется только на управление активным космическим аппаратом. Всего потребуется около 16.17 кг рабочего тела. Следует отметить, что приведенные результаты не учитывают изменение формы объекта космического мусора в результате абляции, которое приведет к изменению направления генерируемой силы.

4. Заключение

В статье проведено сравнение двух бесконтактных способов увода космического мусора с низкой околоземной орбиты: воздействием лазером и струей ионного двигателя. Была разработана математическая модель движения системы, состоящей активного космического аппарата и объекта космического мусора сферической формы. Приведены формулы для расчета силы, генерируемой лазером и ионным потоком на поверхности объекта космического мусора. По результатам численного моделирования было выявлено, что с точки зрения затрат топлива метод лазерной абляции оказался более эффективен по сравнению с методом ионной транспортировкой. Это связано с тем, что генерируемая с помощью эффекта лазерной абляции сила оказывается больше, чем сила, генерируемая ионным потоком. Кроме того, создающий ионный поток двигатель создает тягу, которую нужно компенсировать с помощью противоположно направленного двигателя.

Список источников

1. Вениаминов С.С., Червонов А.М. Космический мусор - угроза человечеству. - М.: Изд-во Института космических исследований РАН, 2012. -192.
2. 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, no. A6, pp. 2637-2646. DOI:[10.1029/JA083IA06P02637](https://doi.org/10.1029/JA083IA06P02637)
3. Shan M., Guo J., Gill E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods // Progress in Aerospace Sciences, 2015, vol. 80, pp. 18–32. DOI:[10.1016/j.paerosci.2015.11.001](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.11.001)

4. 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>
5. 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, pp. 157-167. DOI:[10.1007/s10514-014-9383-2](https://doi.org/10.1007/s10514-014-9383-2)
6. Zhai G., Zhang J., Yao Z. Circular orbit target capture using space tether-net system // Mathematical Problems in Engineering, 2013, vol. 2013 (4), DOI:[10.1155/2013/601482](https://doi.org/10.1155/2013/601482)
7. Reed J., Barraclough S. Development of harpoon system for capturing space debris // 6th European Conference on Space Debris, 2013, vol. 723, pp. 174.
8. Асланов В.С., Алексеев А.В., Ледков А.С. Определение параметров оснащенной гарпуном тросовой системы для буксировки космического мусора // Труды МАИ. 2016. № 90. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=74644>
9. Ашурбейли И.Р., Лаговьер А.И., Игнатъев А.Б., Назаренко А.В. Возможности использования авиационной лазерной системы для борьбы с космическим мусором и поддержания орбит космического аппарата // Труды МАИ. 2011. № 43. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=24856>
10. Bombardelli C., Pelaez J. Ion beam shepherd for contactless space debris removal // Journal of guidance, control, and dynamics, 2011, vol. 34, no. 3, pp. 916-920. DOI:[10.2514/1.51832](https://doi.org/10.2514/1.51832)
11. Aslanov V.S. Exact solutions and adiabatic invariants for equations of satellite attitude motion under Coulomb torque // Nonlinear Dynamics, 2017, vol. 90, issue 4, pp. 2545-2556. DOI: [10.1007/s11071-017-3822-5](https://doi.org/10.1007/s11071-017-3822-5)

12. Aslanov V.S. Gravitational trap for space debris in geosynchronous orbit // Journal of Spacecraft and Rocket, 2019, vol. 56, no. 4, pp. 1277-1281. URL: <https://doi.org/10.2514/1.A34384>
13. Зиганшин Б.Р., Сочнев А.В. Существующие концепции и обзор экспериментальных исследований лазерного ракетного двигателя // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2021. № 1. С. 20-52. DOI: [10.18698/0236-3941-2021-1-20-52](https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-1-20-52)
14. Phipps R., Bonnal C. A spaceborne, pulsed UV laser system for re-entering or nudging LEO debris, and re-orbiting GEO debris // Acta Astronautica, 2016, vol. 118, pp. 224-236. DOI: [10.1016/j.actaastro.2015.10.005](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.10.005)
15. Резунков Ю.А. Лазерные системы реактивной тяги // Природа. 2017. № 4. С. 3-13.
16. Soulard R. et al. ICAN: A novel laser architecture for space debris removal // Acta Astronautica, 2014, vol. 105, no. 1, pp. 192-200. DOI: [10.1016/j.actaastro.2014.09.004](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.09.004)
17. Martinez N. et al. Debris collision mitigation from the ground using laser guide star adaptive optics at mount Stromlo observatory // Journal of Space Safety Engineering, 2022, vol. 9, no. 1, pp. 106-113. URL: <https://doi.org/10.1016/j.jsse.2021.10.007>
18. Sakai D. et al. Contactless attitude control of an uncooperative satellite by laser ablation // Acta Astronautica, 2022, no. 196, pp. 275-281. DOI: [10.1016/j.actaastro.2022.04.024](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.04.024)
19. Алпатов А.П. и др. Определение оптимального положения "пастуха с ионным лучом" относительно объекта космического мусора // Техническая механика. 2015. № 2. С. 37–48.

20. Cichocki F., Merino M., Ahedo E. Spacecraft-plasma-debris interaction in an ion beam shepherd mission // Acta Astronautica, 2018, vol. 146, pp. 216-227. DOI:[10.1016/j.actaastro.2018.02.030](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.02.030)
21. Алпатов А.П., Маслова А.И., Хорошилов С.В. Бесконтактное удаление космического мусора ионным лучом. International Book Market Service Ltd, member of OmniScriptum Publishing Group, Beau Bassin, 2018, 331 p.
22. Надирадзе А.Б., Обухов В.А., Покрышкин А.И., Попов Г.А., Свотина В.В. Моделирование силового и эрозионного воздействия ионного пучка на крупный объект космического мусора техногенной природы // Известия РАН. Энергетика. 2016. № 2. С. 146-147.
23. Khoroshylov S. Out-of-plane relative control of an ion beam shepherd satellite using yaw attitude deviations // Acta Astronautica, 2019, vol. 164, pp. 254-261. DOI:[10.1016/j.actaastro.2019.08.016](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.08.016)
24. Khoroshylov S. Relative control of an ion beam shepherd satellite in eccentric orbits // Acta Astronautica, 2020, vol. 176, pp. 89-98. DOI:[10.1016/j.actaastro.2020.06.027](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.06.027)
25. Рязанов В.В. Управление движением космического аппарата при бесконтактном уводе космического мусора // Труды МАИ. 2019. № 107. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=107837>
26. Aslanov V.S., Ledkov A.S. Fuel costs estimation for ion beam assisted space debris removal mission with and without attitude control // Acta Astronautica, 2021, vol. 187, pp. 123-132. DOI:[10.1016/j.actaastro.2021.06.028](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.06.028)
27. Bombardelli C. Relative dynamics and control of an ion beam shepherd satellite. In book: Spaceflight mechanics, 2012, pp. 2145-2158.

28. Kluever C.A. Space flight dynamics, John Wiley & Sons, 2018, 592 p.

References

1. Veniaminov S.S., Chervonov A.M. *Kosmicheskii musor - ugroza chelovechestvu* (Space debris is a threat to humanity), Moscow, Izd-vo Instituta kosmicheskikh issledovaniy RAN, 2012, 192.
2. 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, no. A6, pp. 2637-2646. DOI:[10.1029/JA083IA06P02637](https://doi.org/10.1029/JA083IA06P02637)
3. Shan M., Guo J., Gill E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods, *Progress in Aerospace Sciences*, 2015, vol. 80, pp. 18–32. DOI:[10.1016/j.paerosci.2015.11.001](https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2015.11.001)
4. Pikalov R.S., Yudintsev V.V. *Trudy MAI*, 2018, no. 100. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=93299>
5. 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, pp. 157-167. DOI:[10.1007/s10514-014-9383-2](https://doi.org/10.1007/s10514-014-9383-2)
6. Zhai G., Zhang J., Yao Z. Circular orbit target capture using space tether-net system, *Mathematical Problems in Engineering*, 2013, vol. 2013 (4), DOI:[10.1155/2013/601482](https://doi.org/10.1155/2013/601482)
7. Reed J., Barraclough S. Development of harpoon system for capturing space debris, *6th European Conference on Space Debris*, 2013, vol. 723, pp. 174.
8. Aslanov V.S., Alekseev A.V., Ledkov A.S. *Trudy MAI*, 2016, no. 90. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=74644>

9. Ashurbeili I.R., Lagovier A.I., Ignat'ev A.B., Nazarenko A.V. *Trudy MAI*, 2011, no. 43, URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=24856>
10. Bombardelli C., Pelaez J. Ion beam shepherd for contactless space debris removal, *Journal of guidance, control, and dynamics*, 2011, vol. 34, no. 3, pp. 916-920. DOI:[10.2514/1.51832](https://doi.org/10.2514/1.51832)
11. Aslanov V.S. Exact solutions and adiabatic invariants for equations of satellite attitude motion under Coulomb torque, *Nonlinear Dynamics*, 2017, vol. 90, issue 4, pp. 2545-2556. DOI: [10.1007/s11071-017-3822-5](https://doi.org/10.1007/s11071-017-3822-5)
12. Aslanov V.S. Gravitational trap for space debris in geosynchronous orbit, *Journal of Spacecraft and Rocket*, 2019, vol. 56, no. 4, pp. 1277-1281. URL: <https://doi.org/10.2514/1.A34384>
13. Ziganshin B.R., Sochnev A.V. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Mashinostroenie*, 2021, no. 1, pp. 20-52. DOI: [10.18698/0236-3941-2021-1-20-52](https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-1-20-52)
14. Phipps R., Bonnal S. A spaceborne, pulsed UV laser system for re-entering or nudging LEO debris, and re-orbiting GEO debris, *Acta Astronautica*, 2016, vol. 118, pp. 224-236. DOI: [10.1016/j.actaastro.2015.10.005](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.10.005)
15. Rezunkov Yu.A. *Priroda*, 2017, no. 4, pp. 3-13.
16. Soulard R. et al. ICAN: A novel laser architecture for space debris removal, *Acta Astronautica*, 2014, vol. 105, no. 1, pp. 192-200. DOI:[10.1016/j.actaastro.2014.09.004](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.09.004)
17. Martinez N. et al. Debris collision mitigation from the ground using laser guide star adaptive optics at mount Stromlo observatory, *Journal of Space Safety Engineering*, 2022, vol. 9, no. 1, pp. 106-113. URL: <https://doi.org/10.1016/j.jsse.2021.10.007>

18. Sakai D. et al. Contactless attitude control of an uncooperative satellite by laser ablation, *Acta Astronautica*, 2022, no. 196, pp. 275-281. DOI:[10.1016/j.actaastro.2022.04.024](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.04.024)
19. Alpatov A.P. et al. *Tekhnicheskaya mekhanika*, 2015, no. 2, pp. 37–48.
20. Cichocki F., Merino M., Ahedo E. Spacecraft-plasma-debris interaction in an ion beam shepherd mission, *Acta Astronautica*, 2018, vol. 146, pp. 216-227. DOI:[10.1016/j.actaastro.2018.02.030](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.02.030)
21. Alpatov A.P., Maslova A.I., Khoroshilov S.V. *Beskontaktnoe udalenie kosmicheskogo musora ionnym luchom*. In International Book Market Service Ltd, member of OmniScriptum Publishing Group, Beau Bassin, 2018, 331 p.
22. Nadiradze A.B., Obukhov V.A., Pokryshkin A.I., Popov G.A., Svotina V.V. *Izvestiya RAN. Energetika*, 2016, no. 2, pp. 146-147.
23. Khoroshylov S. Out-of-plane relative control of an ion beam shepherd satellite using yaw attitude deviations, *Acta Astronautica*, 2019, vol. 164, pp. 254-261. DOI:[10.1016/j.actaastro.2019.08.016](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.08.016)
24. Khoroshylov S. Relative control of an ion beam shepherd satellite in eccentric orbits, *Acta Astronautica*, 2020, vol. 176, pp. 89-98. DOI:[10.1016/j.actaastro.2020.06.027](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.06.027)
25. Ryazanov V.V. *Trudy MAI*, 2019, no. 107. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=107837>
26. Aslanov V.S., Ledkov A.S. Fuel costs estimation for ion beam assisted space debris removal mission with and without attitude control, *Acta Astronautica*, 2021, vol. 187, pp. 123-132. DOI:[10.1016/j.actaastro.2021.06.028](https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.06.028)

27. Bombardelli C. *Relative dynamics and control of an ion beam shepherd satellite*. In book: *Spaceflight mechanics*, 2012, pp. 2145-2158.

28. Kluever C.A. *Space flight dynamics*, John Wiley & Sons, 2018, 592 p.

Статья поступила в редакцию 10.10.2022

Статья после доработки 12.10.2022

Одобрена после рецензирования 18.10.2022

Принята к публикации 26.12.2022

The article was submitted on 10.10.2022; approved after reviewing on 18.10.2022; accepted for publication on 26.12.2022