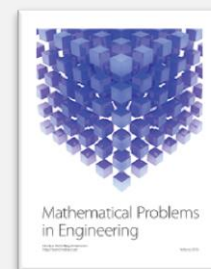


Уважаемый читатель, это перевод англоязычной [статьи](#), выполненный авторами для русскоязычной аудитории. **Ссылаться на оригинал** нужно следующим образом:

Vladimir S. Aslanov and Alexander S. Ledkov, "Attitude Motion of Cylindrical Space Debris during Its Removal by Ion Beam," *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2017, Article ID 1986374, 7 pages, 2017. doi:10.1155/2017/1986374



Пространственное движение цилиндрического космического мусора при его уборке ионным потоком

В.С. Асланов¹, А.С. Ледков²

¹Samara National Research University, 34, Moscovskoe shosse, Samara, 443086, aslanov_vs@mail.ru, aslanov.ssau.ru

²Samara National Research University, 34, Moscovskoe shosse, Samara, 443086, ledkov@inbox.ru, www.ledkov.com

Статья посвящена проблеме уборки космического мусора. Рассматривается бесконтактный метод воздействия. Предполагается, что оснащенный ионными двигателями активный космический аппарат-уборщик создает поток ионов, который обдувает мусор и таким образом замедляет его движение. Целью работы является разработка математической модели и исследование с ее помощью движения космического мусора под действием ионного потока. Предполагается, что космический мусор имеет цилиндрическую форму. Для вычисления создаваемых ионным потоком силы и момента, была использована автоподобная модель (self-similar model) распространения плазмы и гипотеза о полном диффузионном отражении частиц от поверхности. Была разработана математическая модель, описывающая плоское движение цилиндрического космического мусора под действием гравитационных и ионных сил и моментов. Было показано, что движение космического мусора относительно его центра масс оказывает значительное влияние на время увода с орбиты. Были построены фазовые портреты, описывающие движение космического мусора вокруг его центра масс. Было проведено сравнение времени спуска в различных режимах движения. Результаты могут быть использованы для создания новых эффективных систем уборки космического мусора.

1. Введение

В последние годы в научной литературе большое внимание уделяется проблеме транспортировки нефункционирующих спутников и космического мусора. Большинство работ в этой области посвящены системам уборки, предполагающим стыковку или захват транспортируемого объекта гарпуном [1], сетью [2], тросом [3] или роботизированным манипулятором [4]. Детальный обзор механизмов и методов захвата приведен в работе [5]. Стыковка с неуправляемым объектом является сложной технической задачей. Авария на этом этапе весьма вероятна, и может привести к образованию большого количества мелкого космического мусора. Альтернативный подход предполагает использование

методов бесконтактного воздействия на космический мусор: на основе кулоновского взаимодействия [6] и воздействия ионным потоком [7].

Использование ионного потока подразумевает размещение на борту активного космического аппарата электрического ракетного двигателя. Подобные двигатели широко используются в современной космонавтике [8]. Двигатели «обдувают» транспортируемый объект и таким образом изменяют параметры его движения. На сегодняшний день наиболее подробно разработанным проектом в этой области является проект "Ion Beam Shepherd". Существующие исследования показывают, что рассматриваемый метод позволяет уводить с орбиты высотой 1000 км объект массой в пару тонн за несколько месяцев [7]. Работы [9, 10] посвящены оценке воздействия ионного потока на объекты различных форм. Существуют исследования, в которых разработаны оптимальные законы управления активным космическим аппаратом для увода космического мусора [11, 12]. Интересная концепция торможения вращения мусора за счет взаимодействия с реактивной струей, создаваемой космическим аппаратом-уборщиком, была рассмотрена в работе [13]. Авторы разработали управление с обратной связью, которое позволяет остановить вращение спутника Envisat. Анализ литературы показал, что в существующих исследованиях не уделяется должного внимания анализу движения транспортируемого объекта вокруг его центра масс.

Целью данной работы является разработка математической модели и исследование особенностей движения космического мусора при воздействии на него ионным потоком. Предполагается, что космический мусор является твердым телом цилиндрической формы. Геометрические параметры рассматриваемого ниже цилиндра соответствуют ступени ракеты Космос 3М. В настоящее время на орбите находится около 300 таких ступеней [14]. В связи с этим, уборка таких ступеней с орбиты имеет большое практическое значение в рамках решения проблемы очистки околоземного пространства от космического мусора.

2. Материалы и методы

В этом разделе будет разработана математическая модель, описывающая плоское движение космического мусора под действием гравитационных сил и ионного потока. Будет описан метод расчета сил и моментов, действующих на космический мусор в результате его обдувания ионным потоком.

2.1 Уравнения плоского движения

Рассматривается плоское движение космического мусора. Предполагается, что космический мусор представляет собой твердое тело; Земля не вращается и имеет сферическую форму; создающий ионный поток активный космический аппарат все время удерживается его системой управления в фиксированном положении относительно центра масс космического мусора. Учитывается влияние только гравитационных сил и сил и моментов от ионного потока.

Введем инерциальную систему координат $Ox_p y_p$ с началом в центре Земли. Ось x_p проходит через перицентр исходной орбиты космического мусора. Центр орбитальной системы координат $Cx_o y_o$ расположен в центре масс космического мусора (Рисунок 1). Ось x_o направлена вдоль радиуса вектора центра масс \mathbf{r} . Ось y_o направлена в сторону орбитального движения. Связанная система координат $Cx_b y_b$ вращается вместе с космическим мусором. Активный космический аппарат рассматривается как материальная точка B (рисунок 1). Его радиус вектор может быть задан в системе координат $Cx_o y_o$ следующим образом $\mathbf{r}_B = \overline{CB} = [0, \rho_B]^T$. Направление оси ионного потока определяется углом α . Ось x_a направлена противоположно ионному потоку, а ось y_a дополняет систему до правой.

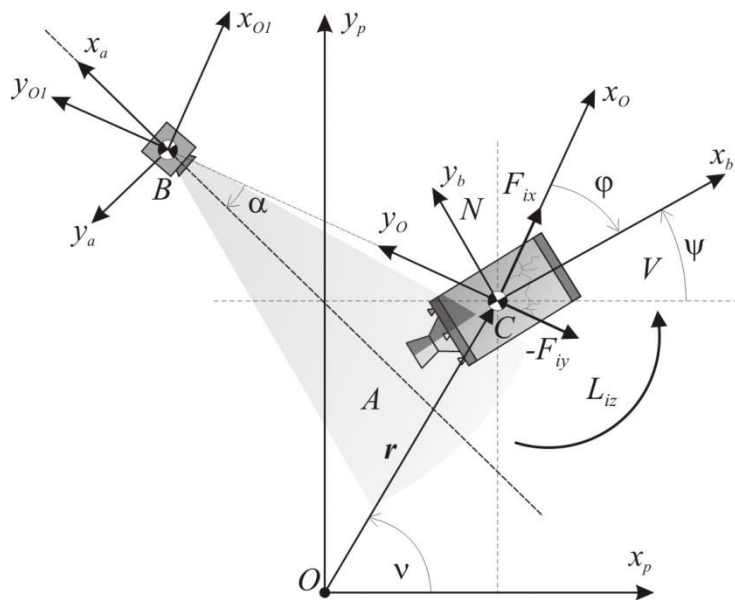


Рисунок 1 – Плоское движение космического мусора под действием ионного потока

Для получения уравнений движения воспользуемся уравнениями Лагранжа второго рода

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_j} - \frac{\partial L}{\partial q_j} = Q_j, \quad (1)$$

здесь $L = T - U$ - Лагранжиан системы, T - кинетическая энергия, U - потенциальная энергия, Q_j - обобщенные непотенциальные силы, q_j - обобщенные координаты, $\mathbf{q} = [r, \nu, \varphi]^T$ - вектор обобщенных координат, r - расстояние между центром Земли и центром масс комического мусора, ν - угол истинной аномалии, φ - угол отклонения оси x_b от локальной вертикали (рисунок 1). В соответствии с теоремой Кёнига, кинетическая энергия космического мусора является суммой кинетической энергии центра масс T_C и кинетической энергии движения относительно центра масс T_r ,

$$T_C = \frac{m(r^2 \dot{\nu}^2 + \dot{r}^2)}{2}, \quad T_r = \frac{J_z (\dot{\nu} - \dot{\varphi})^2}{2}. \quad (2)$$

Потенциальная энергия системы находится как [15]

$$U = -\frac{\mu m}{r} + \frac{3\mu(I_x - I_y) \cos^2 \varphi}{2r^3} \quad (3)$$

где μ - гравитационный параметр, I_x - продольный момент инерции космического мусора, I_y и I_z - поперечные моменты инерции.

Для вычисления непотенциальных обобщенных сил, вычислим элементарную работу сил и момента, создаваемых ионным потоком

$$\delta W = \mathbf{F}_i \cdot \delta \mathbf{r} + \mathbf{L}_i \cdot \delta \boldsymbol{\psi} = \sum_j Q_j \delta q_j. \quad (4)$$

Здесь $\mathbf{F}_i = [F_{ix}, F_{iy}]^T$ - сила ионного воздействия, заданная в орбитальной системе координат, \mathbf{L}_i - момент относительно центра масс, создаваемый ионным потоком, $\psi = \nu - \varphi$ - угол отклонения оси x_b от y_p , $\delta \mathbf{r}$ - вариация \mathbf{r} . Из (4) следует, что

$$Q_r = F_{ix}, \quad Q_\nu = F_{iy} r + L_{iz}, \quad Q_\varphi = -L_{iz}. \quad (5)$$

После подстановки выражений (2) и (3) в (1) и выражения вторых производных обобщенных координат, получим

$$\ddot{r} = r\dot{\nu}^2 - \frac{\mu}{r^2} + \frac{9\mu(I_x - I_y) \cos^2 \varphi}{2mr^4} + \frac{F_{ix}}{m}, \quad (6)$$

$$\ddot{\nu} = -\frac{2r\dot{\nu}}{r} + \frac{3\mu(I_x - I_y) \cos \varphi \sin \varphi}{mr^5} + \frac{F_{iy}}{mr}, \quad (7)$$

$$\ddot{\varphi} = -\frac{2r\dot{\nu}}{r} + \frac{3\mu(I_x - I_y) \cos \varphi \sin \varphi (I_z + mr^2)}{I_z r^5 m} - \frac{L_{iz}}{I_z} + \frac{F_{iy}}{mr}. \quad (8)$$

Уравнения (6)-(8) описывают плоское движение космического мусора.

2.2 Метод вычисления силы и момента от ионного потока

Распространение плазменного факела электрического ракетного двигателя в вакууме является сложным физическим явлением. Его изучению посвящены работы [16, 17]. В работе [11] описана модель автоподобного распространения плазмы (self-similar model) и ее взаимодействия с поверхностью космического мусора. Согласно этой модели, на расстоянии, превышающем несколько диаметров сопла двигателя, плазма распространяется в соответствии с Гауссовским профилем плотности; осевая составляющая скорости частиц остается постоянной, а радиальная – линейно [17].

Поток ионов от электрического ракетного двигателя представляет собой высокоскоростной разреженный поток частиц. В литературе рассматривается две модели взаимодействия ионов с поверхностью. В рамках модели спектрального отражения создаваемая при соударении с поверхностью сила перпендикулярна поверхности. Модель полностью диффузионного отражения предполагает, что действующая на плоскость сила направлена вдоль скорости частиц. Модель диффузионного отражения лучше согласуется с экспериментальными данными [18]. В рамках данного исследования, не учитываются эффекты распыления материала обдуваемого тела и выбивания ионов с его поверхности. Разобьем поверхность тела на треугольники. Для случая диффузионного отражения сила, действующая на каждый треугольник, может быть найдена как

$$\mathbf{F}_j = -n_j m_0 (\mathbf{V}_j \cdot \mathbf{N}_j) \mathbf{V}_j, \quad (9)$$

где $\mathbf{V}_j = \left[-u_0, \frac{u_0 y_{aj}}{-x_{aj}}, \frac{u_0 z_{aj}}{-x_{aj}} \right]$ - скорость ионного потока в точке P_j , P_j - барицентр j-го треугольника. Компоненты скорости вычисляются в соответствии с автоподобной моделью распространения плазмы [17, 19]. Барицентр треугольника имеет координаты $[-x_{aj}, y_{aj}, z_{aj}]$ в системе координат $Bx_a y_a z_a$, n_j - плотность плазмы в точке P_j . Согласно автоподобной модели плотность плазмы вычисляется по формуле [19]

$$n_j = \frac{n_0 R_0^2}{x_{aj}^2 \tan^2 \alpha_0} \exp \left(-\frac{3(y_{aj}^2 + z_{aj}^2)}{x_{aj}^2 \tan^2 \alpha_0} \right), \quad (10)$$

n_0 - плотность плазмы на границе дальней области луча, m_0 - масса частицы, R_0 - радиус потока на границе дальней области, u_0 - осевая составляющая скорости ионов, α_0 - начальный угол расхождения луча, α_{sj} - угол между вектором скорости \mathbf{V}_j и нормалью к поверхности j-го треугольника \mathbf{N}_j (рисунок 2), A_j - площадь j-го треугольника.

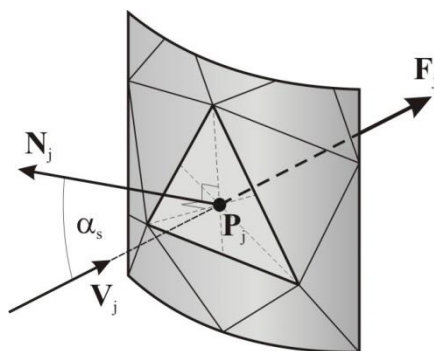


Рисунок 2 – Сила, действующая на j-ый треугольник

Момент, создаваемый ионным потоком относительно центра масс космического мусора, может быть вычислен по формуле

$$\mathbf{L}_i = \sum_{j \in J} \overline{CP}_j \times \mathbf{F}_j \quad (11)$$

где J - подмножество треугольников, находящихся внутри ионного потока. Результирующая сила, действующая на космический мусор, вычисляется как

$$\mathbf{F}_i = \sum_{j \in J} \mathbf{F}_j . \quad (12)$$

Авторами была разработана программа в Matlab, вычисляющая момент (11) и силу (12) в зависимости от ориентации тела относительно орбитальной системы координат и угла отклонения ионного потока α . Момент и сила от ионного потока вычисляются в виде проекций на оси орбитальной системы координат Cx_o, y_o, z_o . В случае плоского движения, обобщенные силы (5) зависят только от проекций F_{ix} , F_{iy} , и L_{iz} . Если рассматриваемый космический мусор имеет осесимметричную форму и ось симметрии лежит в плоскости полета, то $F_{iz} = 0$, $L_{ix} = L_{iy} = 0$, и ионный поток не выталкивает тело из плоскости полета. Разработанная программа позволяет вычислять силы и моменты в общем трехмерном случае.

3. Результаты и обсуждения

Рассмотрим спуск с круговой орбиты ступени Космос 3М. Высота исходной орбиты ступени составляет 500 км. Проинтегрируем уравнения (6)-(8) численно в MatLab. Для вычисления сил и моментов ионного потока воспользуемся описанной в разделе 2.2 программой. Будем рассматривать ступень как цилиндр, центр масс которого лежит на оси и в плоскости симметрии. Параметры ступени приведены в таблице 1. В таблице 2 даны характеристики некоторого гипотетического электрического ракетного двигателя,

близкие к параметрам реальных двигателей [17]. Таблица 3 содержит номинальные значения основных характеристики реальных двигателей, которые способны создавать поток с приведенными в таблице 2 параметрами.

При генерации сетки треугольников для ступени сначала выбирался размер треугольников на цилиндрической части, а затем на основании этого размера генерировалась сетка на плоских торцах. На рисунке 3 показан пример сетки. Размер треугольников выбирался таким образом чтобы среднеквадратичное отклонение для сил, вычисленных на данной сетке и на сетке с вдвое большим числом треугольников, не превышало 10^{-6} Н. В результате, для вычисления сил и моментов была использована сетка, содержащая 54836 треугольников. Такое большое количество треугольников невозможно показать на рисунке, поэтому рисунок 3 содержит пример сетки для 856 треугольников.

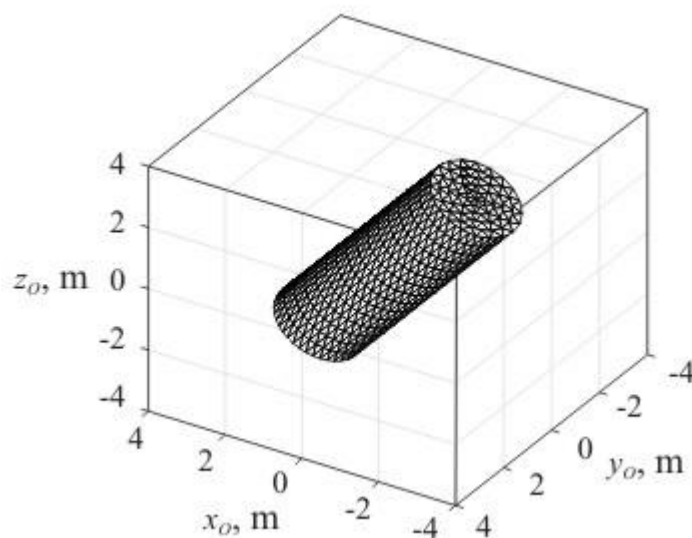


Рисунок 3 – Пример сетки для вычисления силы и момента при ионном взаимодействии (856 треугольников)

Таблица 1 - Параметры космического мусора (Космос 3М)

Параметр	Значение
Масса m	1400 кг
Продольный момент инерции I_x	1300 кг м ²
Поперечный момент инерции I_y	6800 кг м ²
Поперечный момент инерции I_z	6800 кг м ²
Центробежные моменты инерции I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}	0 кг м ²
Длина	6.5 м
Радиус	1.2 м

Таблица 2 - Параметры для вычисления сил и момента от ионного потока

Параметр	Значение
Плотность плазмы на границе дальней области n_0	$2.6 \cdot 10^{16} \text{ м}^{-3}$
Масса частицы (ксенон) m_0	$2.18 \cdot 10^{-25}$
Радиус потока на границе дальней области R_0	0.1 м
Осевая составляющая скорости частицы u_0	38000 м/с
Угол расхождения потока	15°
Расстояние от центра масс космического мусора до активного космического аппарата ρ_B	15 м

Таблица 3 - Параметры существующих двигателей [17]

Parameter	SPT100	T100
Тяга	84.9 мН	82.4 мН
Напряжение разряда	300 В	300 В
Ток разряда	4.5 А	4.5 А
Мощность	1350 Вт	1390 Вт
Скорость потока на аноде	4.99 мг/с	4.93 мг/с
Скорость потока на катоде	0.38 мг/с	0.41 мг/с
Удельный импульс	1610 с	1570 с
Эффективность тяги	49.7%	47.1%

Рассмотрим плоское движение системы. На рисунках 4-6 показаны проекции момента (11) силы (12) на оси орбитальной системы координат Sx_oy_o как функции от угла φ для различных значений α . Угол α определяет отклонение оси потока (рисунок 1). Исследуем влияние этого угла на силы. Поскольку рассматриваемое тело является симметричным по отношению к плоскости Sx_by_b , можно ограничиться рассмотрением только положительного угла α . Для отрицательных углов справедливы соотношения

$$F_{ix}(-\alpha) = -F_{ix}(\pi - \alpha), F_{iy}(-\alpha) = F_{iy}(\pi - \alpha), L_{iz}(-\alpha) = -L_{iz}(\pi - \alpha).$$

Согласно рисункам 4 и 5, увеличение угла α ведет к смещению кривой F_{ix} вниз и к уменьшению модуля F_{iy} . Другими словами, при увеличении α , создаваемая ионным потоком сила, стремящаяся увести космический мусор за пределы потока, будет

увеличиваться, а сила торможения – уменьшаться. Нужно отметить, что даже при сравнительно небольшом угле $\alpha = 1.87^\circ$ происходит частичное обдувание ступени, то есть некоторые ее части при определенной ориентации могут находиться за пределами ионного потока. Изломы на кривых связаны с переходом торцов или боковых поверхностей цилиндра в область тени. Максимальное значение силы F_i наблюдается при $\alpha = 0$. Отметим на рисунке 5 точки A_k , которые соответствуют локальным максимумам и минимумам кривой $F_{iy}(\varphi)$ (для $\alpha = 0$). На рисунке 7 схематично показана соответствующая точкам A_k ориентация ступени Космос 3М в орбитальной системе координат.

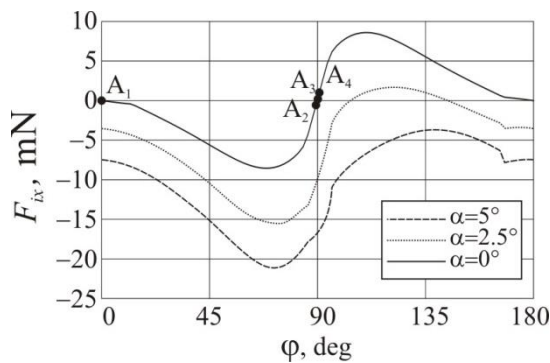


Рисунок 4 – Зависимость F_{ix} от угла φ

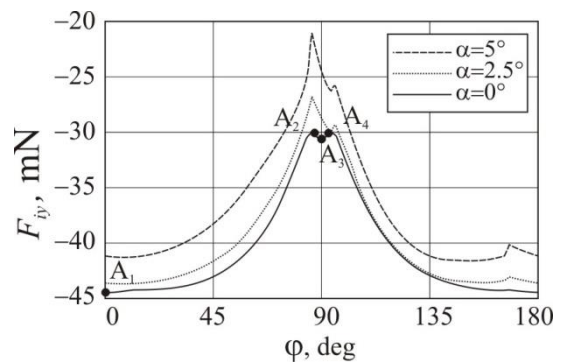


Рисунок 5 – Зависимость F_{iy} от угла φ

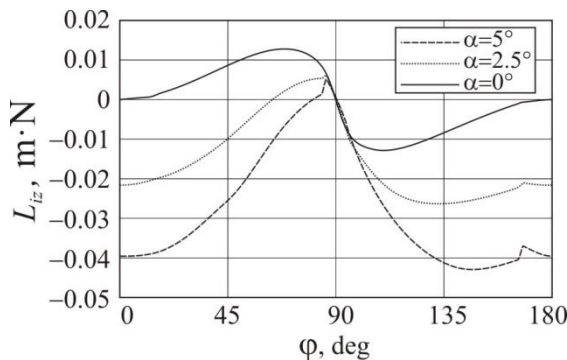


Рисунок 6 – Зависимость L_{iz} от угла φ

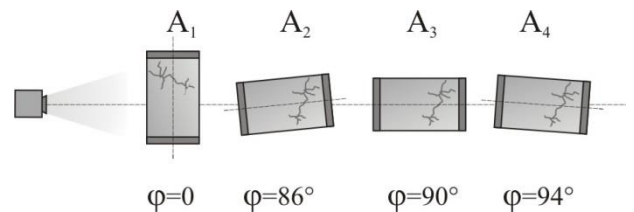


Рисунок 7 – Положение ступени Космос 3М

Чтобы оценить предельные значения времени спуска ступени с орбиты проведем с помощью уравнений (6)-(8) моделирование спуска при фиксированном угле φ . Таблица 4 содержит результаты численного интегрирования. Наиболее эффективной оказалась ориентация ступени по углу $\varphi = 0$. В этом случае время спуска до высоты 100 km составило 85 дней. В наименее эффективном случае ($\varphi = 86^\circ$) спуск занял 125 дней.

Таблица 4 содержит три типа расчетных случаев: фиксированная ориентация, колебания и вращение. Фиксированная ориентация предполагает вычисления при

заданном значении угла φ . В случае колебаний, в течение всего спуска происходят колебания ступени по углу φ около некоторого положения равновесия. Положение равновесия медленно смещается по мере уменьшения высоты. В случае вращения, ступень в течение всего спуска вращается относительно центра масс. Все приведенные в таблице результаты получены для $\alpha = 0$. Для случая колебаний и вращения колонки F_{ix} и F_{iy} содержат осредненные по периоду колебания значения.

Таблица 4 - Время увода космического мусора с высоты 500 км до высоты 100 км

Случай	φ_0	$\dot{\varphi}_0$	F_{ix}	F_{iy}	Время
Фиксированная ориентация A ₁	0	0	0	-0.0444 Н	84 д
Фиксированная ориентация A ₂	86°	0	-0.00046 Н	-0.0301 Н	125 д
Фиксированная ориентация A ₃	90°	0	0	-0.0306 Н	123 д
Фиксированная ориентация A ₄	94°	0	0.00046 Н	-0.0301 Н	125 д
Колебания в зоне Z ₁ около сепаратрисы (рисунок 8)	45°	0	0	-0.0439 Н	86 д
Колебания в зоне Z ₂ около сепаратрисы (рисунок 8)	55 °	0	2.027 · 10 ⁻⁵ Н	-0.0429 Н	88 д
Колебания в зоне Z ₁ около центра c ₁ (рисунок 8)	1 °	0	0	-0.0444 Н	85 д
Колебания в зоне Z ₂ около центра c ₂ (рисунок 8)	89°	0	5.591 · 10 ⁻⁶ Н	-0.0306 Н	123 д
Вращение в Z ₄ (рисунок 8)	0	0.015 s ⁻¹	1.059 · 10 ⁻⁷ Н	-0.0407 Н	88 д

Необходимо отметить, что сила F_{ix} принимает значения одного порядка с F_{iy} (рисунок 4, 5). По аналогии с движением тела в атмосфере, можно говорить о присутствии подъемной силы, которая стремится сместить цилиндр с оси ионного потока. Поэтому в процессе спуска нужно прилагать дополнительные усилия для управления положением и ориентацией активного космического аппарата. Этот вопрос находится за рамками

данного исследования, поскольку в используемой здесь модели положение активного космического аппарата относительно космического мусора ρ_B постоянно в орбитальной системе $Cx_0y_0z_0$.

Иследуем движение цилиндра относительно его центра масс. На рисунке 6 наблюдается два типа кривых: когда функция $L_{z_c}(\varphi)$ имеет три корня (например, для случая $\alpha = 0$), и когда этих корней два (например, для $\alpha = 5^\circ$). Поскольку помимо момента от ионного потока на тело также действует гравитационный момент, их сумма определяет вид фазового портрета уравнения (8). Серия численных расчетов показала, что могут наблюдаться фазовые портреты трех типов. Если суммарный момент имеет три корня, то на фазовом портрете наблюдаются две седловые точки s_1, s_2 и три центра c_1, c_2, c_3 (рисунок 8). Этот случай реализуется только при $\alpha = 0^\circ$. Сепаратриса соединяет седловые точки и разбивает фазовый портрет на пять зон. Если начальная ориентация и угловая скорость космического мусора соответствует зонам Z_1, Z_2 или Z_3 , то он будет совершать колебания относительно небольшой амплитуды вокруг центра c_1, c_2 или c_3 соответственно. Зоны Z_4 и Z_5 соответствуют вращениям в противоположных направлениях.

Если суммарный момент имеет четыре корня, то на фазовом портрете наблюдается две седловые точки s_3, s_4 и два центра c_4, c_5 (рисунок 9). Фазовый портрет содержит две зоны колебаний. Если суммарный момент имеет два корня, то на фазовом портрете наблюдается одна седловая точка s_5 и один центр c_6 (рисунок 10). В этом случае фазовый портрет содержит только одну зону колебаний. Из рисунков 9 и 10 следует, что если в начальный момент времени космический мусор вращается в направлении, соответствующем верхней части фазового портрета, то при длительном воздействии ионного потока скорость этого вращения будет уменьшаться, и в некоторый момент произойдет остановка. Затем космический мусор начнет вращаться в противоположную сторону.

Необходимо отметить, что центры c_1 и c_3 расположены близко к точкам минимума кривой F_{iy} , а центр c_2 - к точке максимума. Поэтому можно ожидать, что увод космического мусора с орбиты в режиме колебаний около центра c_2 (зона Z_2) намного менее эффективен, чем увод в режиме колебаний около c_1 или c_3 (таблица 4). Имеет смысл разработать закон управления углом α , который будет стабилизировать ступень

около центров c_1 или c_3 перед началом непосредственно самой операции увода. Этой теме будут посвящены наши следующие исследования.

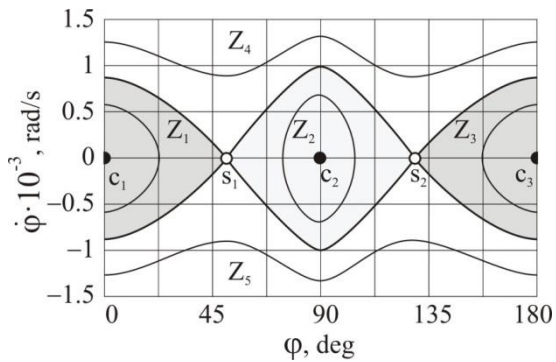


Рисунок 8 – Фазовый портрет для случая 1 ($\alpha = 0$)

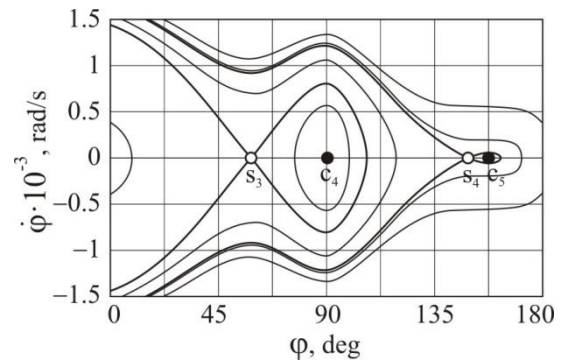


Рисунок 9 – Фазовый портрет для случая 2 ($\alpha = 0.5^\circ$)

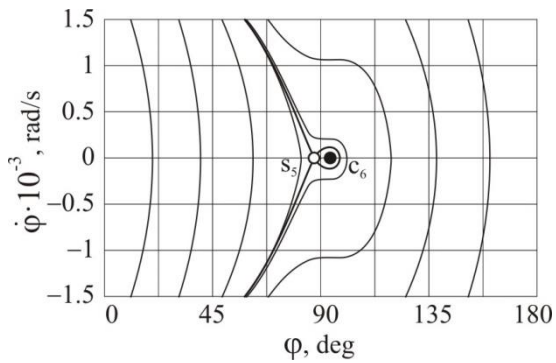


Рисунок 11– Фазовый портрет для случая 3 ($\alpha = 12^\circ$)

Все представленные на рисунках фазовые портреты были построены численно на сравнительно небольшом интервале времени (около 3 часов). На таком интервале изменение высоты орбиты космического мусора незначительно. По мере уменьшения высоты величина гравитационного момента будет расти, и фазовый портрет будет деформироваться.

В рамках данного исследования для вычисления создаваемых ионным потоком силы и момента была использована автоподобная модель (self-similar model) распространения плазмы и гипотеза о полном диффузионном отражении частиц от поверхности. В последующих исследованиях необходимо уделить большее внимание вопросам взаимодействия ионов с поверхностью и их влиянию на пространственное движение космического мусора.

В данном исследовании не учитывалось влияние атмосферы на движение космического мусора, однако на низких орбитах влияние атмосферы весьма ощутимо. Этот вопрос также должен быть проработан в будущих исследованиях.

Выводы

В статье рассмотрен бесконтактный метод увода космического мусора ионным потоком, который создается активным космическим аппаратом. Это относительно новая технология уборки мусора, главным достоинством которой является отсутствие необходимости в опасной и сложной операции стыковки или захвата неуправляемого космического мусора. Разработанная в статье математическая модель позволяет исследовать движение космического мусора относительно его центра масс под действием ионного потока. Для вычисления создаваемых ионным потоком силы и момента, была использована автоподобная модель (self-similar model) распространения плазмы и гипотеза о полном диффузионном отражении частиц от поверхности. Было показано, что движение космического мусора относительно его центра масс оказывает значительное влияние на время увода с орбиты. Для случая плоского движения были построены фазовые портреты, описывающие движение космического мусора вокруг его центра масс. Было проведено сравнение времени спуска в различных режимах движения. Было показано, что с точки зрения времени спуска колебания космического мусора около центра c_2 намного менее эффективны, чем колебания около c_1 или c_3 . Результаты работы могут быть использованы для создания новых эффективных систем уборки космического мусора.

Конфликт интересов

Авторы подтверждают, что они не имеют конфликта интересов связанных с этой исследовательской статьей.

Благодарности

Работа выполнена при поддержке Российского Фонда Фундаментальных Исследований (РФФИ 17-41-630274 рег-а).

Ссылки

[1] Reed J., Barraclough S., "Development of harpoon system for capturing space debris," ESA Special Publication, vol. 723, 8 pages, 2013.

- [2] Guang Zhai, Jing-ruì Zhang, Zhang Yao, "Circular Orbit Target Capture Using Space Tether-Net System," *Mathematical Problems in Engineering*, vol. 2013, Article ID 601482, 11 pages, 2013. doi:10.1155/2013/601482
- [3] Aslanov V., Yudinsev V. "Dynamics of large space debris removal using tethered space tug," *Acta Astronautica*, vol. 91, pp. 149-156, 2013 doi: 10.1016/j.actaastro.2013.05.020
- [4] Kuroda S., Higuchi T., Tsujimoto Y., Ueno S., "Capturing simulation of space debris with super multi-link space manipulator," 2016 55th Annual Conference of the Society of Instrument and Control Engineers of Japan (SICE), Tsukuba, pp. 660-666, 2016. doi: 10.1109/SICE.2016.7749278
- [5] Shan M., Guo J., Gill E. "Review and comparison of active space debris capturing and removal methods," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 80, pp. 18-32, 2016. doi: 10.1016/j.paerosci.2015.11.001
- [6] Hogan E. A., Schaub H., "Space debris reorbiting using electrostatic actuation," *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 144, pp. 73-92. 2012.
- [7] Bombardelli C., Pelaez J, "Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, vol. 34, no. 3, pp. 916-920, 2011. doi : 10.2514/1.51832
- [8] Ishkov S.A., Filippov G.A., "A disposal of the space debris with special spacecraft debris collector using low trust," *Engineering Letters*, vol 23, issue 2, pp. 98-109, 2015.
- [9] Alpatov A., Cichocki F., Fokov A., Khoroshylov S., Merino M., Zakrzhevskii A., "Determination of the force transmitted by an ion thruster plasma plume to an orbital object," *Acta Astronautica*, vol. 119, pp. 241-251, 2016. doi: 10.1016/j.actaastro.2015.11.020
- [10] Nadiradze A.B., Obukhov V.A., Pokryshkin A.I., Popov G.A., Svitina V.V., "Modeling of the ion beam force impact and erosive action on a large-sized object of technogenic space debris," *Proceedings of the Russian Academy of Sciences. Power Engineering*, no 2, pp. 146-157, 2016.
- [11] Cichocki F., Merino M., Ahedo E., Smirnova M., Mingo A., Dobkevicius M., "Electric Propulsion Subsystem Optimization for "Ion Beam Shepherd" Missions," *Journal of Propulsion and Power*, vol. 33, no. 2, pp. 370-378, 2017. doi: 10.2514/1.B36105
- [12] Alpatov A.P., Zakrzhevskii A.E., Fokov A.A., Khoroshylov S.V., "Determination of Optimal Position of 'Ion Beam Shepherd' with Respect to Space Debris Object," *Technical Mechanics*, no. 2, pp. 37– 48, 2015. <http://dspace.nbuv.gov.ua/handle/123456789/88531>
- [13] Peters, T.V., and Olmos D.E., "COBRA contactless detumbling," *CEAS Space Journal*, 2016. Doi: 10.1007/s12567-016-0116-6.

- [14] Bonnal C., Ruault J. M., Desjean M. C. "Active debris removal: Recent progress and current trends," *Acta Astronautica*, vol 85, pp. 51-60, 2013. Doi: 10.1016/j.actaastro.2012.11.009.
- [15] Schaub, H., and Junkins, J. L., "Analytical mechanics of aerospace systems," 2nd ed., Reston, VA, 2009, Chaps. 4.
- [16] Merino M., Cichocki F., Ahedo E. "A collisionless plasma thruster plume expansion model," *Plasma Sources Science and Technology*, vol. 24, no. 3, paper 035006, 2015.
- [17] Bombardelli C., Merino M. Ahedo E., Peláez J. Urrutxua H., Iturri-Torreay A., Herrera-Montojoy J. "Ariadna call for ideas: Active removal of space debris ion beam shepherd for contactless debris removal," Technical report. – 2011. – 90 p.
- [18] - I. G. Mikellides, G. A. Jongeward, I. Katz, D. H. Manzella, "Plume Modeling of Stationary Plasma Thrusters and Interactions with the Express-A Spacecraft," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 39, no. 6, pp 894-903, 2002. doi: 10.2514/2.3896
- [19] A.P. Alpatov, A.A. Fokov, S.V. Khoroshylov, A.P. Savchuk, "Error Analysis of Method for Calculation of Non-Contact Impact on Space Debris from Ion Thruster," *Mechanics, Materials Science & Engineering Journal*, 2016, 13 pages, doi: 10.13140/RG.2.1.3986.1361