

АНАЛИЗ ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА С НЕИЗОЛИРОВАННЫМ ПРОВОДЯЩИМ ТОК ТРОСОМ

Т. А. Быстранова✉, Ю. М. Заболотнов

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва
г. Самара, Российская Федерация

Анализируется движение электродинамической тросовой системы, состоящей из наноспутника и вспомогательного тела (эмиттера электронов). Наноспутник и эмиттер соединены неизолированным проводящим ток тросом. Задача связана с актуальной проблемой удаления из космоса выработавших свой ресурс наноспутников или малых космических аппаратов без использования реактивных двигателей. Взаимодействие проводящего троса с магнитным полем Земли приводит к появлению силы Ампера (Лоренца), которая обеспечивает быстрое торможение тросовой системы. Для анализа движения рассматриваемой космической системы используется метод математического моделирования с применением уравнений движения, построенных с помощью формализма Лагранжа. Особенностью математической модели движения системы является учет неравномерного распределения тока вдоль оголенного проводящего троса, которое зависит от разности потенциалов между концевыми телами. Изучаются влияние концентрации электронов в ионосфере и наклона на распределение тока вдоль троса и изменение орбитальных параметров центра масс системы. Установлено, что для неэкваториальных орбит движение тросовой системы имеет сложный пространственный характер (она совершает колебания относительно орбитальной плоскости). Приводятся численные результаты, иллюстрирующие влияние концентрации электронов и наклона на приращения параметров орбиты центра масс тросовой системы.

Ключевые слова: электродинамическая тросовая система, сила Ампера, ионосфера, неизолированный проводящий трос, наноспутник, уравнения Лагранжа, концентрация электронов, наклонение орбиты, распределение тока.

Введение

Электродинамические космические тросовые системы (ЭДТС) являются одним из перспективных направлений развития космических технологий. Такие тросовые системы актуальны для современной космической индустрии, так как они представляют собой инновационный способ управления космическими объектами. Электродинамические тросовые системы имеют много полезных применений: маневрирование малых космических аппаратов (КА) и наноспутников, генерация электроэнергии, быстрое удаление из космоса наноспутников практически без затрат энергии, транспортировку полезных грузов, поддержание орбиты спутников и др. Перспективность применения ЭДТС в космосе

подтверждает тот факт, что до настоящего времени проведено уже более десятка реальных тросовых экспериментов с проводящими ток тросами на околоземных орбитах [1], которые подтвердили возможность применения ЭДТС для различных целей. ЭДТС представляет собой систему, состоящую из двух КА, соединенных проводящим ток тросом. Такая система может работать в двух режимах: генерации тяги и электроэнергии. В первом случае за счет энергоустановок КА генерируется управляющая разность потенциалов и возникает эквивалентная электрическая схема, когда электроны, испускаемые с одного конца троса (один КА играет роль катода или эмиттера электронов), перемещаются вдоль магнитных линий ионосферы Земли и поглощаются контактором второго КА, который играет роль анода [2]. Принципиальная схема ЭДТС показана на рисунке 1. В этом случае на проводник (трос) при движении в магнитном поле Земли действует

✉ tsskd@mail.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

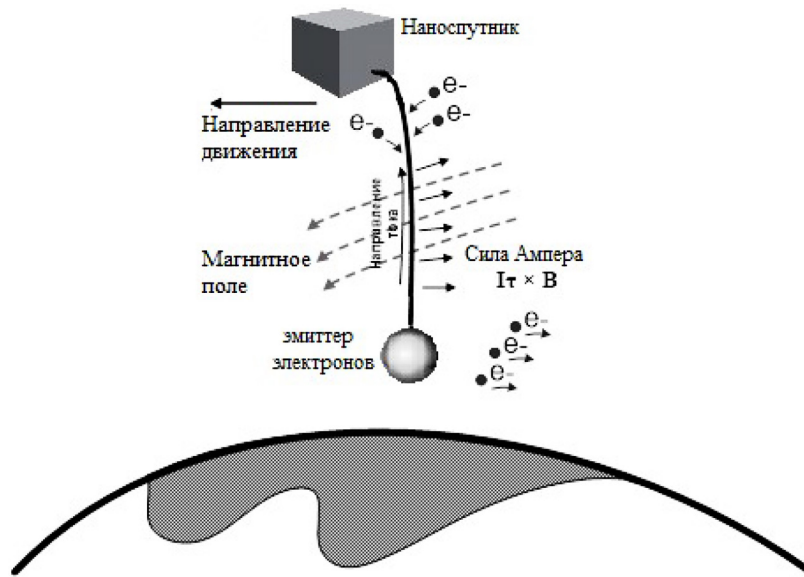


Рисунок 1. Принципиальная схема ЭДТС

ортогональная тросу сила Ампера, или Лоренца (рисунок 1), которая в зависимости от направления тока может быть как ускоряющей, так и тормозящей. Используются как изолированные проводники (тросы) для исключения их прямого контакта с плазмой, так и неизолированные (оголенные) проводники, которые «собирают» электроны по всей своей длине. В пассивном режиме движения проводящего троса в магнитном поле Земли в соответствии с законами физики возникают э.д.с. индукции и аналогичная электрическая схема, однако в этом случае сила Ампера (Лоренца) может быть только тормозящей [2]. При этом имеет место режим генерации электроэнергии. В настоящее время разработаны подробные электрические схемы и состав оборудования для ЭДТС, например, см. работы [3, 4].

В настоящей статье анализируется движение ЭДТС с неизолированным проводящим ток тросом. Такой вариант ЭДТС, который также можно отнести к пассивному режиму движения тросовой системы и приводящему к возникновению тормозящей силы, предлагается использовать для более быстрого удаления из космоса отработавших свой ресурс нанопутников, в частности, в Японии разрабатывается и уже проходила испытания на орбите система удаления с орбиты спутников (KITE), которая использует неизолированный проводящий трос [5]. Для неизолированного троса ток при движении в магнитном поле не является постоянным по длине, а изменяется более сложным образом, достигая наибольшего значения на катоде (эмиттере электронов). Здесь применяется модель распределения тока по неизолированному тросу на орбите, полученная в [6, 7] и использованная во многих работах [8–11].

Известная модель распределения тока по оголенному тросу [6, 7] зависит от многих параметров,

характеризующих электромагнитные свойства ионосферы и атмосферы. В ионосфере, которая находится на высотах от 60 до 1000 км, электроны являются основными носителями тока. Точная концентрация электронов в ионосфере пока остаётся неизвестной. Концентрация электронов в ионосфере на расстоянии от 500 до 1000 км может значительно варьироваться в зависимости от географической широты, времени суток, сезона и солнечной активности. В периоды солнечной активности, когда на Солнце происходят вспышки и корональные выбросы, концентрация электронов может возрасти до нескольких миллионов на кубический сантиметр. Эти изменения в концентрации электронов могут привести к изменению распределения тока в тросе и, следовательно, изменению орбиты ЭДТС.

В представленной работе проведена оценка влияния концентрации электронов в ионосфере и наклона орбиты на распределение тока в неизолированном тросе и на изменение параметров орбиты ЭДТС. При этом используется модель движения ЭДТС из работы [12].

Таким образом, цель работы: анализ движения электродинамической системы с неизолированным тросом с точки зрения оценки влияния наиболее значимых факторов на эффективность её использования для торможения спутника.

1. Математическая модель движения системы

Уравнения, описывающие колебания ЭДТС с неизолированным тросом относительно центра масс, записываются в правой орбитальной прямоугольной системе координат $C_o x_o y_o z_o$ (рисунок 2), начало которой совпадает с центром масс системы, ось $C_o x_o$ направлена по его радиус-вектору R_c , ось

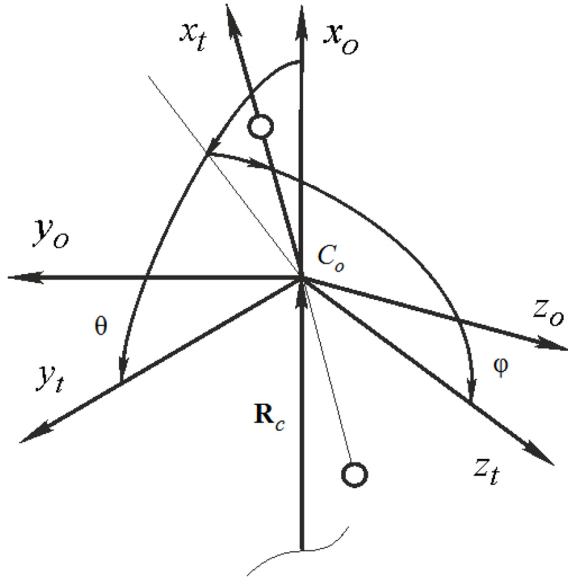


Рисунок 2. Системы координат

C_0y_0 – перпендикулярна $\mathbf{R}_c$ и направлена в сторону орбитального движения. Положение троса относительно системы координат $C_0x_0y_0z_0$ определяется углами θ, φ , направления отсчёта которых показаны на рисунке 1. Система координат $C_0x_ty_tz_t$, связанная с тросом, показана на рисунке 1.

Для случая прямолинейного невесомого троса уравнения движения ЭДТС относительно центра масс записываются в виде [12]

$$\ddot{\theta} + \dot{\omega} - 2(\dot{\theta} + \omega)\dot{\varphi} \tan \varphi + 1.5v^{-1}\omega^2 \sin 2\theta = Q_\theta / J \cos^2 \varphi, \quad (1)$$

$$\ddot{\varphi} + 0.5(\dot{\theta} + \omega)^2 \sin 2\varphi + 1.5v^{-1}\omega^2 \cos^2 \theta \sin 2\varphi = Q_\varphi / J,$$

где $v = 1 + e \cos \vartheta$, e и ϑ – эксцентриситет орбиты и истинная аномалия, $\omega = \dot{\vartheta} = (K / p^3)^{0.5} v^2$, $\dot{\omega} = \ddot{\vartheta} = -2Kv^3 e \sin \vartheta / p^3$, p и K – параметр орбиты и гравитационная постоянная Земли, Q_θ и Q_φ – обобщенные силы, $J = m_e L^2$ – момент инерции ЭДТС относительно своего центра масс, m_a и m_b – массы концевых КА, $m_e = (12m_a m_b + m_t^2 + 4m_a m_t + 4m_b m_t) / 12M$, $M = m_a + m_b + m_t$, m_t – масса троса, L – длина троса. Предполагается, что тросовая система развернута близки вертикали, причем верхний КА (m_a) является анодом, а нижний КА (m_b) – катодом.

Сила Ампера, действующая на элементарный участок троса, определяется формулой

$$\mathbf{F} = I \boldsymbol{\tau} \times \mathbf{B}, \quad (2)$$

где I – величина тока, $\mathbf{B}$ – вектор магнитной индукции, $\boldsymbol{\tau}$ – единичный вектор, направленный по тросу.

Равнодействующая сила Ампера определяется посредством суммирования элементарных сил (2) по длине троса при известном распределении тока $I(s)$

$$\mathbf{F}_s = \int_0^L I(s) \boldsymbol{\tau} \times \mathbf{B} ds, \quad (3)$$

где вектор $\mathbf{B}$ определяется в центре масс системы.

Изменение параметров орбиты спутника оценивается с помощью системы уравнений в оскулирующих элементах [13]. Для этого надо спроецировать вектор ускорения $\mathbf{F}_s / M$ на оси орбитальной системы координат $C_0x_0y_0z_0$, определяя составляющие ускорения по осям x_0, y_0, z_0 , и использовать эти проекции в известных уравнениях, описывающих изменение элементов орбиты [13].

Для силы Ампера (2) вектор момента относительно центра масс системы записывается в виде

$$\mathbf{M}_s = \Delta \mathbf{r} \times \mathbf{F}_s, \quad (4)$$

где $\Delta \mathbf{r} = \Delta r \boldsymbol{\tau}$, $\Delta r = s_{cm} - \Delta_a$ – величина, определяющая положение точки приложения равнодействующей силы Ампера относительно центра масс системы,

$$s_{cm} = (m_b + m_t / 2) L / m_s, \quad \Delta_a = \int_0^L s I(s) ds / I_s(L) -$$

расстояние между точкой приложения равнодействующей силы Ампера и верхним концевым телом, $I_s(s) = \int_0^L I(s) ds$.

$$\text{лом, } I_s(s) = \int_0^L I(s) ds.$$

Обобщенные силы Q_θ, Q_φ определяются как проекции момента (4) на оси z_0, y_t систем координат $C_0x_0y_0z_0$ и $C_0x_ty_tz_t$ (рисунок 2): $Q_\theta = M_{z_0}, Q_\varphi = M_{y_t}$.

Вектор магнитной индукции соответствует модели магнитного поля Земли «прямой диполь» и имеет вид [2]

$$\mathbf{B} = B_0 [\mathbf{e}_z - 3(\mathbf{e}_z \cdot \mathbf{e}_R) \mathbf{e}_R],$$

где $B_0 = \mu / R_c^3$, $\mu = 8 \cdot 10^6$ Тлкм³ – магнитный момент земного диполя, $\mathbf{e}_R = \mathbf{R}_c / R_c$, $\mathbf{e}_z$ – единичный вектор, направленный по оси вращения Земли, $(\mathbf{e}_z \cdot \mathbf{e}_R)$ – скалярное произведение.

2. Определение распределения тока по неизолированному тросу

Распределение тока определяется при решении следующих дифференциальных уравнений [6, 7]

$$\frac{dj}{d\xi} = \frac{3}{4} \sqrt{\phi}, \quad \frac{d\phi}{d\xi} = (j-1), \quad (5)$$

где $j = I / I_*$, $\phi = \Delta V / V_*$ – безразмерные величины, определяющие ток и изменение потенциала вдоль троса в зависимости от относительной координаты $\xi = s / L_*$.

Характерные величины I_*, V_*, L_* определяются следующим образом

$$L_* = \left(\frac{9\pi m_e \eta^2 E_t S_t}{128 |q_e^3| n^2} \right)^{1/3}, \quad I_* = \eta E_t S_t, \quad V_* = E_t L_*, \quad (6)$$

где m_e , q_e – масса и заряд электрона, S_t – площадь поперечного сечения троса, η – электропроводимость материала троса, n – концентрация электронов, зависящая от высоты орбиты; E_t – проекция вектора напряженности электрического поля, возникающего при движении проводника в магнитном поле, на направление троса. Здесь ток I_* представляет собой ток короткого замыкания, т.е. максимальный ток, поэтому $0 < j \leq 1$.

Вектор напряженности электрического поля определяется следующим образом

$$\mathbf{E}_m = \mathbf{V}_r \times \mathbf{B}, \quad (7)$$

где $\mathbf{V}_r$ – вектор скорости элемента троса относительно магнитного поля Земли. Здесь предполагается, что магнитное поле вращается вместе с Землей. Для уравнений движения троса (2) скорость $\mathbf{V}_r$ определяется в центре масс ЭДТС.

$$\mathbf{V}_r = \mathbf{V}_c - \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{R}_c, \quad (8)$$

где $\mathbf{V}_c$ – вектор абсолютной скорости центра масс, $\boldsymbol{\omega}_e$ – вектор угловой скорости Земли.

При постоянных величинах (6) уравнения (5) интегрируются в квадратурах методом разделения переменных [7]. При этом получаются следующие формулы, которые определяют распределение тока по тросу

$$j(\phi) = 1 - \left[1 + \left(\phi^{3/2} - \phi_a^{3/2} \right) \right]^{1/2}, \quad (9)$$

$$\xi(\phi) = \int_{\phi}^{\phi_a} \left[1 + \left(\phi^{3/2} - \phi_a^{3/2} \right) \right]^{1/2} d\phi, \quad (10)$$

где $\phi_a = (2j_0 - j_0^2)^{2/3}$ – относительная разность потенциалов на аноде, j_0 – относительная величина тока в точке нулевого потенциала $\phi = 0$. Здесь (10) определяет распределение разности потенциалов по длине троса ξ , в соответствии с которым вычисляется распределение тока (9). При этом величина j_0 рассматривается как заданный параметр, характеризующий свойства катода.

Величина тока в точке A (анод, верхнем КА) $j_a = 0$ и увеличивается с увеличением расстояния до точки D – точке нулевого потенциала $\phi = 0$, положение которой определяется из соотношения (9) при $\phi = 0$, т.е. $\xi_d \leq \xi(0)$. При $\xi_d \leq \xi \leq \xi_b$, где $\xi_b = L / L_*$ – безразмерная длина троса, ток можно принять приблизительно постоянным [7]. При достаточно большой длине троса $0 < \xi_d \leq \xi_b$, иначе максимальная величина тока достигается в точке B (на катоде, нижнем КА) в соответствии с распределением тока (9).

3. Результаты моделирования

Для оценки влияния концентрации электронов на распределение тока и на изменение орбиты были приняты следующие исходные данные: в началь-

ный момент орбита круговая и ее высота 500 км, длина троса и его диаметр 2 км и 1 мм, электропроводимость материала троса $\eta = 3.4 \times 10^{70} \text{ ом}^{-1} \text{ м}^{-1}$ (алюминий), концентрация плазмы на высоте 500 км – $n = 10^{11} \text{ м}^{-3}$, $m_a = 6 \text{ кг}$, $m_b = 2 \text{ кг}$.

Под действием моментов $Q_\theta = M_{z0}$, $Q_\phi = M_{y1}$ тросовая система совершает колебания вблизи местной вертикали с некоторым смещением, так как плечо силы Ампера $\Delta r \neq 0$. Для экваториальной орбиты (наклонение $i = 0$) система движется в плоскости орбиты: колебания на фазовой плоскости ($d\theta / dt$, θ) представляют собой практически замкнутую кривую (рисунок 3). Для орбит с нену-

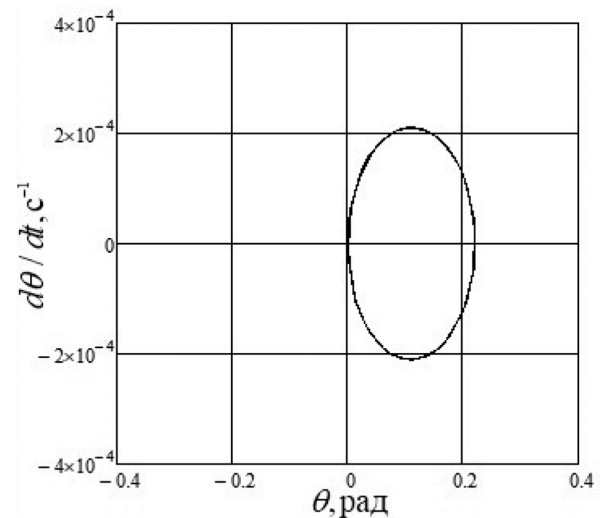
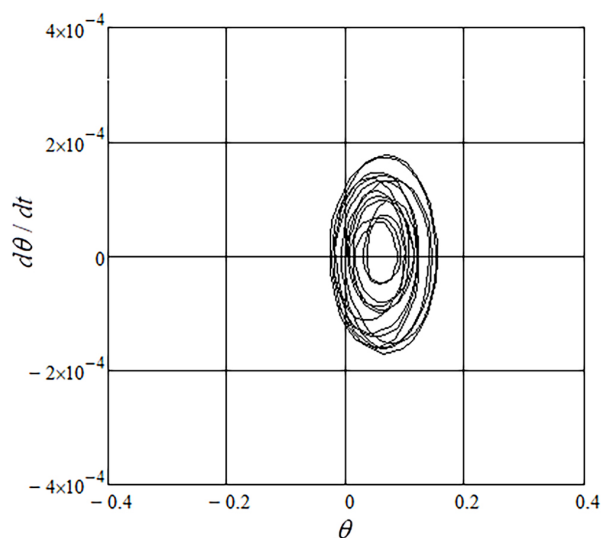
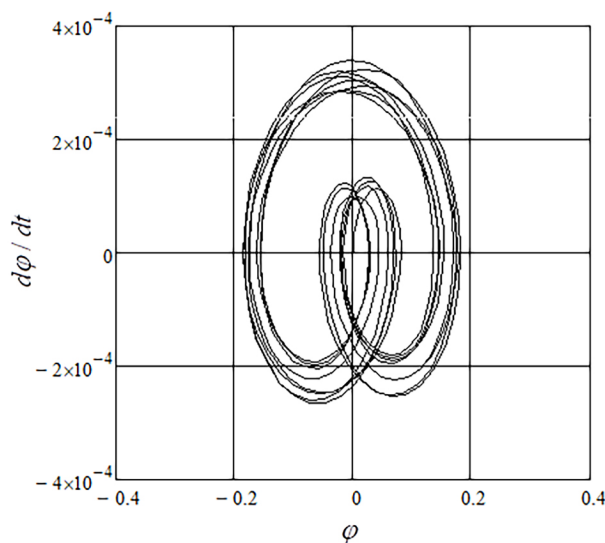
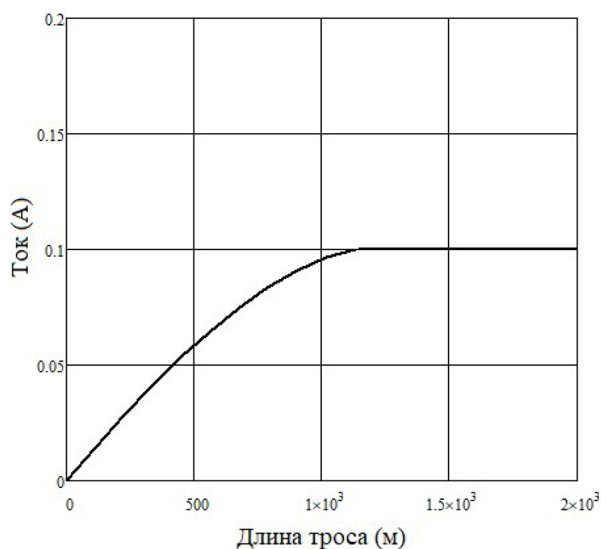
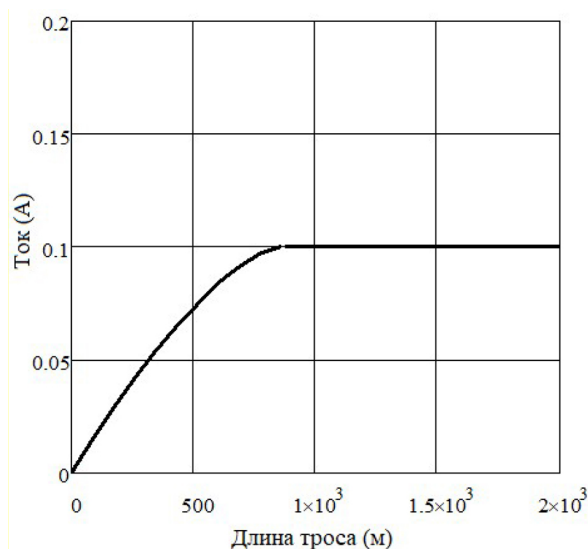


Рисунок 3. Колебания системы в плоскости орбиты (наклонение $i = 0$)

левым наклонением ($i \neq 0$) движение троса более сложное: колебания троса относительно местной вертикали становятся пространственными, что иллюстрируется рисунками 4 и 5 для $i = \pi / 3$, где соответственно показаны колебания троса в плоскости орбиты в координатах ($d\theta / dt$, θ) и вне плоскости – ($d\phi / dt$, ϕ). Это объясняется тем, что электромагнитная сила (2) уже не лежит в плоскости орбиты, а имеет составляющую перпендикулярно плоскости. На рисунке 6 показано распределение тока (в Амперах) по длине троса в начальный момент времени при концентрации электронов $n = 10^{11} \text{ м}^{-3}$, которое не зависит от наклонения орбиты, так как определяется только разностью потенциалов между концевыми телами и концентрацией электронов. Увеличение концентрации электронов приводит к тому, что точка нулевого потенциала $\phi = 0$ смещается влево (рисунок 7), что приводит к увеличению силы Ампера (Лоренца), действующей на трос (на рисунке 7 концентрация увеличена на 50 %). Соответственно, если параметр n меньше, то точка нулевого потенциала смещается вправо. На рисунках 8 и 9 приводятся графики для высоты орбиты и эксцентриситета в зависимости от безразмерного времени (в долях

Рисунок 4. Колебания системы в плоскости орбиты ($i = \pi / 3$)Рисунок 5. Колебания системы вне плоскости орбиты ($i = \pi / 3$)Рисунок 6. Распределение тока по длине троса при $n = 10^{11} \text{ м}^{-3}$ Рисунок 7. Распределение тока по длине троса при $n = 1.5 \cdot 10^{11} \text{ м}^{-3}$

от орбитального периода) при концентрации электронов $n = 10^{11} \text{ м}^{-3}$.

Естественно, величина концентрации электронов влияет на приращения орбитальных параметров. Важным параметром является большая полуось орбиты A . Зависимость функции $A - R_E$, где R_E – средний радиус Земли, близка к прямой и определяет линию, относительно которой совершает колебания высота (рисунок 8). На рисунке 10 в качестве примера приводится зависимость относительного приращения большой полуоси орбиты $\Delta \bar{A}$ (отнесенной к значению $|\Delta A|$ при $n = 10^{11} \text{ м}^{-3}$) от относительного изменения концентрации электронов $\bar{n}$ (отнесенной к концентрации $n = 10^{11} \text{ м}^{-3}$). Зависимость $\Delta \bar{A}$ имеет два характерных участка, так как при уменьшении концентрации n точка нулевого потенциала смещается к эмиттеру электронов, и при некотором критическом зна-

чении $n^* \approx 0.44 \cdot 10^{11} \text{ м}^{-3}$ (она отмечена на рисунке 10) прямоугольный участок распределения тока (рисунок 6) исчезает. Как следует из приведенных результатов (рисунок 10), изменение большой полуоси орбиты в зависимости от концентрации электронов представляет собой примерно часть параболы. Правда, при увеличении концентрации n величина приращения $\Delta \bar{A}$ стремится к предельному значению, так как площадь, ограниченная зависимостью $I(s)$ (рисунки 6 и 7) и определяющая величину электромагнитной силы (3), стремится к площади прямоугольника.

Другим важным фактором, который влияет на приращение орбитальных параметров, является величина наклонения орбиты. Максимальное приращение орбитальных параметров, в частности большой полуоси орбиты, имеет место при наклонении $i = 0$. Это объясняется тем, что в этом

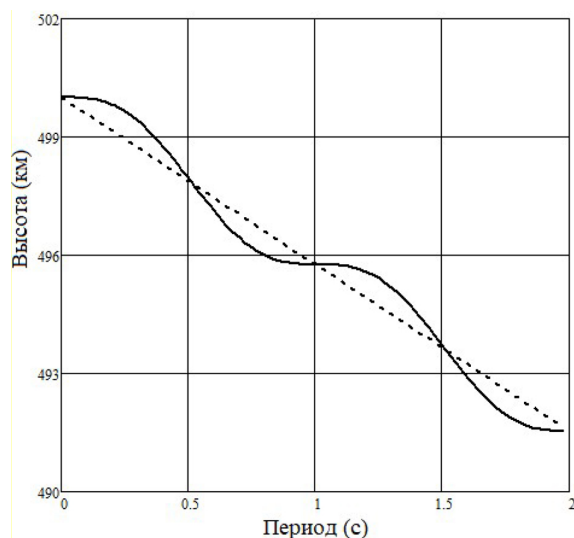


Рисунок 8. Изменение высоты орбиты при $n = 10^{11} \text{ м}^{-3}$

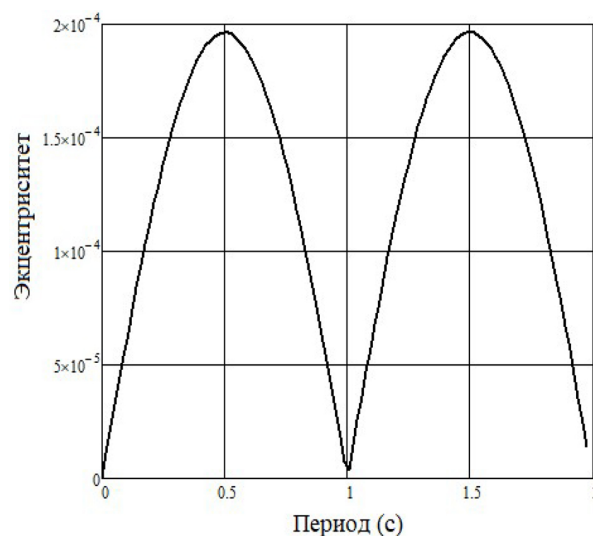


Рисунок 9. Изменение эксцентриситета орбиты при $n = 10^{11} \text{ м}^{-3}$

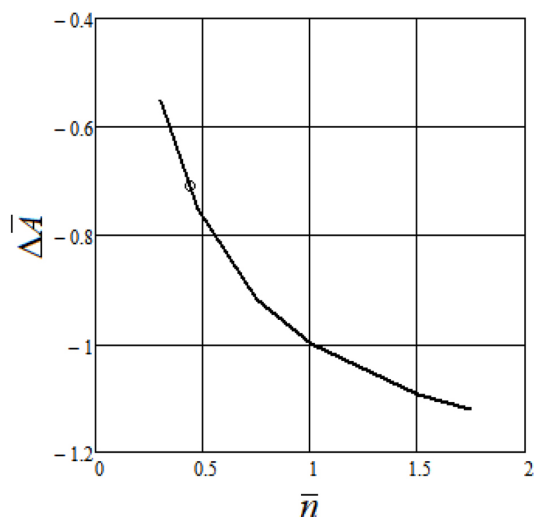


Рисунок 10. Относительное изменение приращения большой полуоси орбиты ΔA в зависимости от относительного изменения концентрации электронов $\bar{n}$

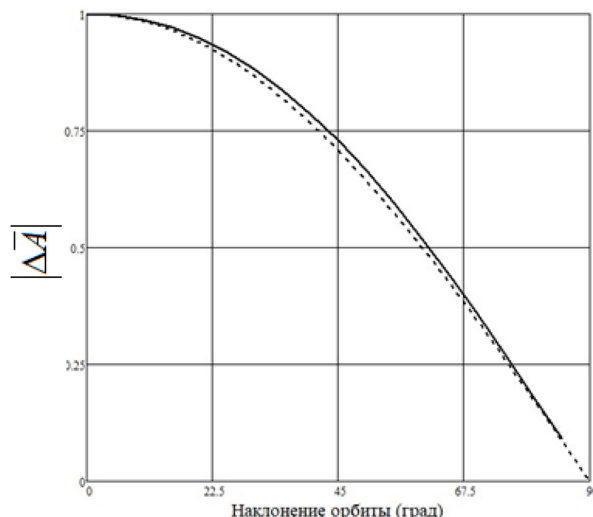


Рисунок 11. Относительное изменение приращения большой полуоси орбиты ΔA в зависимости от наклона орбиты i

случае вектор магнитной индукции $\mathbf{B}$ ортогонален тросу и, следовательно, векторное произведение (2), определяющее величину электромагнитной силы, максимально. Для неэкваториальных орбит с увеличением их наклона приращение орбитальных параметров уменьшается, так как в этом случае синус угла между вектором магнитной индукции $\mathbf{B}$ и направлением троса (или тока) уменьшается и равен приблизительно $\cos i$. Поэтому зависимость относительного приращения большой полуоси орбиты $|\Delta A|$ (отнесенной к значению $|\Delta A|$ при $n = 10^{11} \text{ м}^{-3}$) от наклона орбиты i близка к $\cos i$ (рисунок 11, штриховая линия – $\cos i$), хотя не совсем совпадает с ней, так как трос для неэкваториальных орбит совершает сложные движения относительно плоскости орбиты (рисунок 5).

Известно, что для неэкваториальных орбит при применении изолированных проводящих ток тросов, работающих в режиме генерации тяги [2, 14], для сохранения той же эффективности при изменении параметров орбит следует увеличить необходимый ток в тросе приблизительно в $1 / \cos i$ раз. Для оголенных тросов это не так, потому что распределение тока вдоль троса не является постоянным, а изменяется более сложным образом. Так, например, при наклоне орбиты $i = \pi / 3$ для сохранения того же приращения большой полуоси орбиты необходимо увеличить ток на катоде не в 2 раза, а в 3,2 раза, что существенно больше.

Для неэкваториальных орбит действие электромагнитной силы приводит к монотонному изменению положения плоскости орбиты и ее

эксцентриситета, однако приращение этих параметров незначительно. Так, например, при начальном наклонении $i = \pi / 6$ за 8 витков вокруг Земли эксцентриситет орбиты увеличивается от 0 до 0.0005, долгота восходящего узла – до 0.00015, а наклонение – на 0.001 для исходных данных, приведенных выше.

Здесь следует отметить, что для успешной реализации рассматриваемой миссии по использованию неизолированного троса для удаления из космоса наноспутников или малых КА необходимо решить ряд проектных и конструкторских задач.

1. Так как предполагается использование троса для КА сравнительно небольшой массы, то нужно иметь компактный и малой массы механизм выпуска троса, реализующий достаточно простые программы управления, желательно без обратной связи, что упростит его конструкцию. Известные в настоящее время управляющие механизмы выпуска троса, размещаемые на космических аппаратах большой массы (например, механизм в эксперименте «YES 2», проведенный на российском КА «Фотон-3М» в 2007 году [15]), естественно, для малых КА не предназначены.

2. Из сказанного выше следует необходимость разработки или использования соответствующих достаточно простых программ управления. Здесь необходимо отметить, что при отсутствии электропитания со стороны наноспутника естественная разность потенциалов между концевыми телами невелика, при этом, как отмечено в [2], возникают токи порядка нескольких миллиампер. То есть при развертывании неизолированного троса (при выключенном энергопитании) электромагнитные силы можно не учитывать. С другой стороны, использование электромагнитных сил как управляющих сил (при включенном энергопитании) при развертывании троса требует дальнейших исследований.

3. Должна быть решена задача о выборе необходимой длины троса. С одной стороны, чем длиннее трос, тем больше торможение от действия электромагнитных сил, с другой стороны, масса троса при этом увеличивается и, следовательно, возникают естественные ограничения на ее величину. В настоящее время, судя по известным публикациям, длина неизолированных тросов для наноспутников не превышает 2 км. Данный вопрос может быть решен более точно, если предварительные масса и конструкция наноспутника известны. Также необходимо иметь в виду, что динамика более длинных тросов более сложная. В результате действия распределенной нагрузки от электромагнитных сил в этом случае могут возникнуть изгибные колебания, приводящие к большим деформациям троса, а в некоторых случаях к потере устойчивости его движения [14]. Наличие таких более сложных эффектов в движении длин-

ных тросов приводит к необходимости анализа их поведения с использованием моделей с распределенными параметрами [14, 16], что усложняет проектирование миссии.

4. Так же как для изолированных тросов, в случае оголенных тросов важным является конструкция катода (эмиттера электронов, рисунок 1), так как для обеспечения большего по величине тока при заданной разности потенциалов между анодом и катодом необходимо обеспечить большую площадь соприкосновения поверхности катода с плазмой. Тогда для увеличения площади соприкосновения поверхности катода с плазмой во многих работах предлагается использовать полые катоды специальной конструкции, например [17].

Заключение

В работе проведен анализ движения наноспутников с помощью ЭДТС с неизолированным проводящим тросом. С использованием модели движения ЭДТС, учитывающей неравномерное распределение тока вдоль троса, произведена оценка влияния концентрации электронов и наклона орбиты на распределение тока и на изменение орбитальных параметров центра масс системы. С помощью численного моделирования движения ЭДТС построены и проанализированы характерные зависимости приращения большой полуоси орбиты от изменения концентрации электронов и наклона орбиты. Показано, что при изменении наклона орбиты приращение большой полуоси орбиты (один из основных параметров, определяющих торможение) убывает приблизительно по закону $\cos i$, где i – наклонение. Концентрация электронов в ионосфере Земли оказывает значительное влияние на распределение тока в тросе и, следовательно, на изменение параметров орбиты наноспутника, что должно учитываться при проектировании космических миссий. Как следует из результатов моделирования, изменение концентрации электронов в основном влияет на смещение точки нулевого потенциала на тросе. Перечислены основные практические задачи и сформулированы соответствующие рекомендации, которые позволят повысить эффективность применения неизолированных тросов для удаления из космоса отработавших свой ресурс наноспутников или малых КА. С точки зрения развития работы представляет интерес обратная задача об определении концентрации электронов при торможении тросовой системы с помощью неизолированного троса посредством анализа получающейся информации о распределении тока, в частности, о положении точки нулевого потенциала. Предполагается развитие проведенных исследований в данном направлении.

Список литературы

- [1] Zhong R., Zhu Z.H. Dynamics of Nanosatellite Deorbit by Bare Electrodynamic Tether in Low Earth Orbit // J. of Spacecraft and Rockets. 2013. Vol. 50. № 3. P. 691–700.
- [2] Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 336 с.
- [3] Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Тузиков С.А. Исследование конфигурации и формирование проектного облика развернутой электродинамической тросовой системы в составе орбитальных космических аппаратов // Известия РАН. Энергетика. 2018. № 3. С. 119–130.
- [4] Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Тузиков С.А., Фирсюк С.О. Особенности построения малоразмерных космических электродинамических тросовых систем // Известия РАН. Энергетика. 2019. № 3. С. 52–67.
- [5] Ohkawa Y., Kawamoto S., Okumura T., etc. Review of KITE – Electrodynamic tether experiment on the H-II Transfer Vehicle // Acta Astronautica. 2020. Vol. 177, pp. 750–758.
- [6] Chen X., Sanmartin J.R. Bare-tether cathodic contact through thermionic emission by low-work-function materials // Physics of Plasmas. 2012. Vol. 19, pp. 1–8.
- [7] Sánchez-Arriaga G., Bombardelli C., Chen X. Impact of Nonideal Effects on Bare Electrodynamic Tether Performance // J. of Propulsion and Power. 2015. Vol. 31(3), pp. 951–955.
- [8] Liang F., Xia Q., Wang N., etc. Power Generation on a Bare Electrodynamic Tether during Debris Mitigation in Space // Int. J. of Aerospace Engineering. 2021. Art. ID 8834196. 13 p.
- [9] Li G., Zhu Z.H. Parameter influence on electron collection efficiency of a bare electrodynamic tether // Science China Information Sciences. 2018. Vol. 61, Iss. 2. No. 022201.
- [10] Luo C., Hao W.H., Jin D. Libration control of bare electrodynamic tether for three-dimensional deployment // Astrodynamics. 2018. Vol. 2, pp. 187–199.
- [11] Zhang J., Zhu Z., Sun Z. Reduction of Libration Angle in Electrodynamic Tether Deployment by Lorentz Force // J. of Guidance Control and Dynamics. 2017. Vol. 40. No. 1, pp. 164–169.
- [12] Воеводин П.С., Заболотнов Ю.М. Моделирование процесса торможения наноспутника с помощью электродинамической тросовой системы // Проблемы управления и моделирования в сложных системах. Труды XXI Международной конференции. В 2-х т. 2019. С. 232–237.
- [13] Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990. 448 с.
- [14] Воеводин П.С., Заболотнов Ю.М. Анализ динамики и выбор параметров электродинамической космической тросовой системы, работающей в режиме генерации тяги // Космические исследования. 2020. Т. 58. № 1. С. 61–72.
- [15] Menon C., Kruijff M., Vavonliotis A. Design and Testing of a Space Mechanism for Tether Deployment // J. Spacecraft and Rockets. 2007. Vol. 44. No. 4, pp. 927–939.
- [16] Li G., Zhu Z.H. Precise analysis of deorbiting by electrodynamic tethers using coupled multiphysics finite elements // J. of Guidance, Control, and Dynamics. 2017. Vol. 40. Iss. 12, pp. 3343–3352.
- [17] Xie K., Yuan H., Liang F. and oth. Lorentz Force Characteristics of a Bare Electrodynamic Tether System with a Hollow Cathode // J. of the Astronautical Sciences. 2021. Vol. 68, pp. 327–348.

ANALYSIS OF THE MOTION OF A NANOSATELLITE WITH AN UNINSULATED CONDUCTIVE TETHER

T.A. Bystranova, Yu. M. Zabolotnov

*Samara National Research University named after academician S. P. Korolev
Samara, The Russian Federation*

The motion of an electrodynamic tether system consisting of a nanosatellite and an auxiliary body (electron emitter) is analyzed. The nanosatellite and the emitter are connected by an uninsulated conductive tether. The task is related to the urgent problem of removing exhausted nanosatellites or small spacecraft from space without using jet engines. The interaction of the conductive tether with the Earth's magnetic field leads to the appearance of an Ampere

(Lorentz) force, which provides rapid braking of the tether system. To analyze the motion of the considered space system, a mathematical modeling method is used using equations of motion constructed using the Lagrange formalism. A feature of the mathematical model of the system motion is the consideration of the uneven current distribution along the bare conductive tether, which depends on the potential difference between the end bodies. The effect of electron concentration in the ionosphere and inclination on the current distribution along the tether and the change in the orbital parameters of the center of mass of the system is studied. It is established that for non-equatorial orbits, the motion of the tether system has a complex spatial character (it oscillates relative to the orbital plane). Numerical results are presented illustrating the effect of electron concentration and inclination on the increments of the parameters of the orbit of the center of mass of the tether system.

Keywords: electrodynamic tether system, Ampere force, ionosphere, non-insulated conductive tether, nanosatellite, Lagrange equations, electron concentration, orbital inclination, current distribution.

References

- [1] Zhong R., Zhu Z. H. Dynamics of Nanosatellite Deorbit by Bare Electrodynamic Tether in Low Earth Orbit // J. of Spacecraft and Rockets. 2013. Vol. 50. № 3, pp. 691–700.
- [2] Beletsky V. V., Levin E. M. Dynamics of space tether systems. Moscow: Nauka, 1990. 336 p.
- [3] Kulkov V. M., Egorov Yu. G., Tuzikov S. A. Investigation of the configuration and formation of the design appearance of an expanded electrodynamic cable system as part of orbital spacecraft // Izvestiya RAS. Energy. 2018. No. 3, pp. 119–130.
- [4] Kulkov V. M., Egorov Yu. G., Tuzikov S. A., Firsyuk S. O. Features of construction of small-sized space electrodynamic cable systems // News of the Russian Academy of Sciences. Energy. 2019. No. 3, pp. 52–67.
- [5] Ohkawa Y., Kawamoto S., Okumura T., etc. Review of KITE – Electrodynamic tether experiment on the H-II Transfer Vehicle // Acta Astronautica. 2020. Vol. 177, pp. 750–758.
- [6] Chen X., Sanmartin J. R. Bare-tether cathodic contact through thermionic emission by low-work-function materials // Physics of Plasmas. 2012. Vol. 19. P. 1–8.
- [7] Sánchez-Arriaga G., Bombardelli C., Chen X. Impact of Nonideal Effects on Bare Electrodynamic Tether Performance // J. of Propulsion and Power. 2015. Vol. 31(3), pp. 951–955.
- [8] Liang F., Xia Q., Wang N., etc. Power Generation on a Bare Electrodynamic Tether during Debris Mitigation in Space // Int. J. of Aerospace Engineering. 2021. Art. ID 8834196. 13 p.
- [9] Li G., Zhu Z. H. Parameter influence on electron collection efficiency of a bare electrodynamic tether // Science China Information Sciences. 2018. Vol. 61, Iss. 2. No. 022201.
- [10] Luo C., Hao W. H., Jin D. Libration control of bare electrodynamic tether for three-dimensional deployment // Astrodynamics. 2018. Vol. 2, pp. 187–199.
- [11] Zhang J., Zhu Z., Sun Z. Reduction of Libration Angle in Electrodynamic Tether Deployment by Lorentz Force // J. of Guidance Control and Dynamics. 2017. Vol. 40. No. 1, pp. 164–169.
- [12] Voevodin P. S., Zabolotnov Yu. M. Modeling of the braking process of a nanosatellite using an electrodynamic cable system // Problems of control and modeling in complex systems. Proceedings of the XXI International Conference. In 2 volumes. 2019, pp. 232–237.
- [13] Okhotsimsky D. E., Sikharulidze Yu. G. Fundamentals of space flight mechanics. Moscow: Nauka, 1990. 448 p.
- [14] Voevodin P. S., Zabolotnov Yu. M. Analysis of dynamics and selection of parameters of an electrodynamic space cable system operating in thrust generation mode // Kosmich. research. 2020. Vol. 58. No. 1, pp. 61–72.
- [15] Menon C., Kruijff M., Vavonliotis A. Design and Testing of a Space Mechanism for Tether Deployment // J. Spacecraft and Rockets. 2007. Vol. 44. No. 4, pp. 927–939.
- [16] Li G., Zhu Z. H. Precise analysis of deorbiting by electrodynamic tethers using coupled multiphysics finite elements // J. of Guidance, Control, and Dynamics. 2017. Vol. 40. Iss. 12, pp. 3343–3352.
- [17] Xie K., Yuan H., Liang F. and oth. Lorentz Force Characteristics of a Bare Electrodynamic Tether System with a Hollow Cathode // J. of the Astronautical Sciences. 2021. Vol. 68, pp. 327–348.

Сведения об авторах

Быстранова Татьяна Александровна – аспирант кафедры динамики полёта и систем управления Самарского национального исследовательского университета им. академика С. П. Королёва, инженер-конструктор первой категории АО «РКЦ «Прогресс». Окончила Поволжский государственный университет телекоммуникаций и информатики в 2014 году. Область научных интересов: динамика и управление движением космических тросовых систем, динамика спуска космических аппаратов в атмосфере.

Заболотнов Юрий Михайлович – доктор технических наук, профессор Самарского национального исследовательского университета им. академика С. П. Королёва. Окончил Куйбышевский авиационный институт им. академика С. П. Королёва в 1976 году. Область научных интересов: динамика спуска космических аппаратов в атмосфере, механика твердого тела, динамика и управление движением космических тросовых систем, теория колебаний, асимптотические методы механики.