

О ВОЗМОЖНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ ИОНОСФЕРЫ ПРИ УДАЛЕНИИ НАНОСПУТНИКА С ОРБИТЫ С ПОМОЩЬЮ НЕИЗОЛИРОВАННОГО ПРОВОДЯЩЕГО ТОК ТРОСА

© 2025

Т. А. Быстранова

аспирант кафедры программных систем;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
tsskd@mail.ru

Ю. М. Заболотнов

доктор технических наук, профессор,
профессор кафедры программных систем;
Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва;
yumz@yandex.ru

В настоящее время одним из способов быстрого удаления с орбиты отработавших свой ресурс наноспутников является использование неизолированных проводящих ток тросов, при движении которых в магнитном поле Земли возникает электродинамическая сила торможения, переводящая наноспутник на траекторию спуска в атмосферу. В данной работе анализируется возможность определения концентрации электронов в ионосфере Земли по возникающему распределению тока в неизолированном тросе в процессе торможения наноспутника. Показано, что концентрация электронов непосредственно влияет на положение точки нулевого потенциала на тросе и, следовательно, данный факт может быть использован для решения поставленной задачи. Разработан алгоритм определения концентрации электронов по положению точки нулевого потенциала. Проводится численное моделирование процесса определения концентрации электронов при торможении наноспутника с учётом неизбежно возникающих ошибок измерений.

Наноспутник; тросовая система; неизолированный проводящий трос; удаление наноспутника с орбиты; распределение тока; точка нулевого потенциала; определение концентрации электронов

Цитирование: Быстранова Т.А., Заболотнов Ю.М. О возможности определения параметров ионосферы при удалении наноспутника с орбиты с помощью неизолированного проводящего ток троса // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2025. Т. 24, № 1. С. 19-30.
DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-19-30

Введение

В настоящее время в различных странах мира разрабатываются и реализуются многочисленные проекты полезного применения электродинамических космических тросовых систем (ЭДКТС) для различных целей. Известно о проведении более десятка реальных тросовых экспериментов на орбите с ЭДКТС [1; 2], которые подтвердили эффективность их использования. В самом простом варианте ЭДКТС состоит из двух спутников, соединённых проводящим ток тросом. При движении по орбите тросовой системы в магнитном поле Земли один спутник играет роль анода, другой – катода (или эмиттера электронов). Из-за разности потенциалов возникает эквивалентная электрическая схема, когда электроны, испускаемые с одного конца троса (катода), перемещаются вдоль магнитных линий ионосферы Земли и поглощаются на другом конце (контактором анода) [3]. Такие системы могут функционировать в двух режимах: генерации тяги и электроэнергии [3; 4]. Одно из направлений полезного применения ЭДКТС – это использование неизолированных проводящих тросов (Bare Electrodynamic Tether) для быстрого удаления с орбиты отработавших свой ресурс спутников [3]. В этом случае проводящий трос взаимодействует с ионосферой Земли по всей своей длине и закон распределения тока по тросу является более сложным [5; 6], то есть величина тока не постоянна по длине троса, как у изолированных тросов. Вопросам использования не-

изолированных тросов для удаления спутников с орбиты посвящено большое количество работ, в которых в основном исследуется динамика движения ЭДКТС, например, [1; 7 – 9]. С точки зрения практической реализации данного способа увода спутников с орбиты следует отметить эксперимент «KITE» [2], проведённый Японией на орбите в 2017 году, который доказал возможность использования неизолированных тросов для этих целей. Применение космических систем с неизолированными тросами можно отнести к наиболее экономичным средствам использования ЭДКТС для удаления спутников с орбиты, так как данный способ не требует топлива и затраты энергии минимальны [2].

В настоящей работе рассматривается задача оценки концентрации электронов по распределению тока в неизолированном тросе в процессе удаления наноспутника с орбиты. Концентрацию электронов предлагается определять по положению точки нулевого потенциала на тросе, которое определяется в процессе спуска наноспутника с орбиты. При этом мониторинг ионосферы рассматривается как попутная или дополнительная задача, решение которой может быть полезно при изучении околоземного пространства. Разработан алгоритм определения концентрации электронов в зависимости от положения точки нулевого потенциала, который сводится к решению некоторого нелинейного уравнения. Алгоритм основывается на известном законе распределения тока в неизолированном проводящем тросе [10], который использовался во многих работах [1; 5 – 9]. Для апробации предлагаемого алгоритма проводится моделирование процесса торможения наноспутника с учётом возникающей силы Ампера (Лоренца), действующей на проводящий ток трос при движении в магнитном поле Земли. Моделирование осуществляется с использованием уравнений движения ЭДКТС с неизолированным тросом, полученных в работе [8] и описывающих колебания троса относительно местной вертикали. При этом учитывается случайная ошибка в определении точки нулевого потенциала на тросе, которая неизбежно будет присутствовать при проведении реального эксперимента на орбите из-за неточности используемых математических моделей, вариаций магнитного поля и других мало изученных возмущений. Результаты измерений обрабатываются методом наименьших квадратов и сравниваются с опорной зависимостью концентрации электронов от высоты, которая соответствует источнику [11] и используется при моделировании процесса торможения наноспутника. Базовая модель [11] описывает среднемесячные значения электронной плотности, электронной температуры, температуры ионов и ионного состава по всему миру в диапазоне высот от 60 до 2000 км. По критерию минимума остаточной дисперсии определяется оптимальная степень (аппроксимирующего зависимость концентрации электронов) полинома в рассматриваемом диапазоне высот (от 300 до 400 км).

Уравнения движения тросовой системы

Тросовая система состоит из космического аппарата (КА), который играет роль анода, и концевого груза (катода), соединённых неизолированным проводящим ток тросом. Концевые тела – материальные точки. Предполагается, что ЭДКТС развёрнута вблизи местной вертикали: КА – сверху, груз – снизу. Колебания ЭДКТС относительно вертикали в режиме гравитационной стабилизации описываются следующими уравнениями [8]:

$$\ddot{\theta} + \dot{\omega} - 2(\dot{\theta} + \omega)\dot{\varphi}\operatorname{tg}\varphi + 1,5v^{-1}\omega^2\sin 2\theta = Q_{\theta}/J\cos^2\varphi, \quad (1)$$

$$\ddot{\varphi} + 0,5(\dot{\theta} + \omega)^2\sin 2\varphi + 1,5v^{-1}\omega^2\cos^2\theta\sin 2\varphi = Q_{\varphi}/J, \quad (2)$$

где углы θ и φ описывают отклонения троса от вертикали соответственно в плоскости и вне плоскости орбиты; $\omega = \dot{\vartheta} = \left(K/p^3\right)^{0.5} v^2$ – угловая скорость движения центра масс системы по орбите; $v = 1 + e \cos \vartheta$, e и ϑ – эксцентриситет орбиты и истинная аномалия; p и K – параметр орбиты и гравитационная постоянная Земли; $J = m_e L^2$ – момент инерции ЭДКТС относительно своего центра масс; L – длина троса, $m_e = [m_a m_c + m_t (m_a + m_c)/3 + m_t^2/12]/m_s$, $m_s = m_a + m_c + m_t$, m_a, m_c, m_t – массы концевых тел (анода и катода) и троса; Q_θ, Q_φ – обобщённые силы. При записи уравнений предполагается, что трос – это прямая линия и он нерастяжим.

Углы θ и φ определяют положение троса относительно орбитальной правой подвижной системы координат $C_o x_o y_o z_o$ (рис. 1), где C_o – центр масс системы, ось $C_o x_o$ направлена по радиус-вектору $\mathbf{R}_c$ центра масс системы, ось $C_o y_o$ расположена в плоскости орбиты центра масс, перпендикулярна оси $C_o x_o$ и направлена в сторону движения. Система координат $C_o x_t y_t z_t$ связана с тросом (рис. 1). Обобщённые силы Q_θ, Q_φ – это проекции вектора момента сил Ампера (Лоренца) на оси $C_o z_o$ и $C_o y_t$ (рис. 1), который определяется как

$$\mathbf{M}_s = \Delta \mathbf{r} \cdot \mathbf{F}_s, \quad (3)$$

где $\Delta \mathbf{r}$ – радиус-вектор точки приложения равнодействующей электромагнитных сил $\mathbf{F}_s$ относительно центра масс системы.

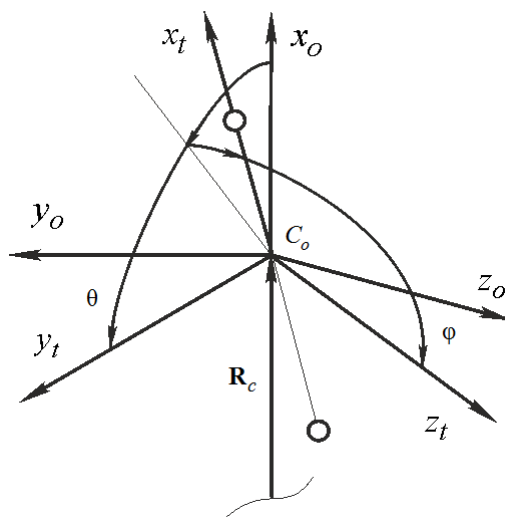


Рис. 1. Системы координат

Сила Ампера, действующая на элементарный участок троса, определяется как

$$\Delta \mathbf{F}_s = I \boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{B}, \quad (4)$$

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

Вектор $\mathbf{B}$ определяется в центре масс системы и считается постоянным в пределах длины троса, тогда равнодействующая сил Ампера $\mathbf{F}_s$ определяется интегрированием по длине троса при известном распределении тока $I(s)$ как

$$\mathbf{F}_s = \int_0^L I(s) \boldsymbol{\tau} \cdot \mathbf{B} ds, \quad (5)$$

где координата s отсчитывается от анода.

Здесь используется модель магнитного поля Земли (прямой диполь) вида [3]:

$$\mathbf{B} = B_0 [\mathbf{e}_z - 3(\mathbf{e}_z \cdot \mathbf{e}_R) \mathbf{e}_R], \quad (6)$$

где $B_0 = \mu / R_c^3$, $\mu = 8 \cdot 10^6 \text{ Тл км}^3$ – 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.

Изменение параметров орбиты спутника определяется с помощью системы уравнений в оскулирующих орбитальных элементах [12]. При этом используются проекции вектора ускорения $\mathbf{F}_s / m_s$ на оси орбитальной системы координат $C_o x_o y_o z_o$.

Распределение тока по длине неизолированного троса

Закон распределения тока по неизолированному проводящему тросу, движущемуся в магнитном поле Земли, в первоначальном варианте был предложен и обоснован в работе [10]. Уточнение данного закона при изменении характеристик троса было проведено в работе [5]. Распределение тока по тросу определяется при решении следующих безразмерных дифференциальных уравнений:

$$\frac{dj}{d\xi} = \pm \frac{3}{4} \mu \sqrt{\varphi}, \quad \frac{d\varphi}{d\xi} = \pm (j-1), \quad (7)$$

где $j = I / I_*$, $\varphi = \Delta V / V_*$ – безразмерные величины, определяющие ток и изменение потенциала вдоль троса в зависимости от относительной координаты $\xi = s / L_*$. В уравнениях (7) знак (+) используется до точки нулевого потенциала $\Delta V = 0$, знак (–) – после. Параметр $\mu = 1$, если $\Delta V < 0$ (катодный участок), и $\mu = m_e / m_i$, если $\Delta V > 0$ (анодный участок), где m_e, m_i – массы электрона и иона.

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

$$L_* = \left(\frac{9\pi m_e \eta^2 E_t S_t}{128 |q_e^3| n^2} \right)^{1/3}, \quad I_* = \eta E_t S_t, \quad V_* = E_t L_*, \quad (8)$$

где q_e – заряд электрона; S_t – площадь поперечного сечения троса; η – электропроводимость материала троса; n – концентрация плазмы, зависящая от высоты орбиты; E_t –

проекция вектора напряжённости электрического поля $\mathbf{E}_m$, возникающего при движении проводника в магнитном поле, на направление троса.

Вектор напряжённости электрического поля определяется как [5]

$$\mathbf{E}_m = \mathbf{V}_r \cdot \mathbf{B}, \quad (9)$$

где $\mathbf{V}_r$ – скорость центра масс системы относительно магнитного поля Земли. Вектор относительной скорости определяется следующим образом:

$$\mathbf{V}_r = \mathbf{V}_c - \boldsymbol{\omega}_e \cdot \mathbf{R}_c, \quad (10)$$

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

Уравнения (1), (2) интегрируются методом разделения переменных на обоих характерных участках троса: при $\Delta V > 0$ и $\Delta V < 0$ для заданных граничных условий. После интегрирования имеем

$$j(j-2) = \mu\varphi^{1.5} + D, \quad (11)$$

где D – произвольная постоянная, которая определяется по-разному на характерных участках троса в зависимости от граничных условий.

Пусть точки A, C, B на тросе соответствуют аноду, катоду и точке нулевого потенциала. Тогда граничные условия будут иметь вид:

- 1) для анодного участка в точке нулевого потенциала (B) имеем $\varphi_b = 0, j = j_b$;
- 2) для катодного участка (в точке C) – $\varphi = \varphi_c, j = j_c$.

Тогда, определяя константы, получим

$$j(j-2) = \mu\varphi^{1.5} + D_{ab}, \quad (12)$$

$$j(j-2) = \mu\varphi^{1.5} + D_{bc}, \quad (13)$$

где $D_{ab} = j_b(j_b-2)$, $D_{bc} = j_c(j_c-2) - \mu\varphi_c^{1.5}$.

Величина тока I_c в точке C зависит от характеристик катода (эмиттера электронов) и считается заданной, соответственно заданным считается безразмерный параметр $j_c = I_c/I_*$. При этом безразмерный потенциал приближенно может быть вычислен по формуле [10] $\varphi_c = I_c R/V_*$, где R – полное сопротивление цепи. В работе [9] связь между параметрами I_c и ΔV_c ($\Delta V_c = \varphi_c V_*$ определяется для конкретного троса эмпирически по результатам наземных испытаний. В этом случае, полагая в решении (13) $\varphi = 0$ и подставляя в правую часть (13) $j = j_b$, находим связь между величинами j_b, j_c в виде

$$j_b(j_b-2) - j_c(j_c-2) + \mu\varphi_c^{1.5} = 0, \quad (14)$$

где параметр μ определяется для участка BC $\mu = m_e/m_i \approx 0,00451$, то есть μ – малый параметр. Отсюда следует, что для сравнительно коротких тросов, когда длина троса

небольшая и длина участка BC меньше и сравнима с длиной анодного участка AB , приближённо $j_b \approx j_c$, что подтверждается при численных расчётах. В общем случае, решая квадратное уравнение (14) относительно j_b , получим (для корня более близкого к j_c)

$$j_b = 1 - \sqrt{1 + j_c(j_c - 2) - \mu\varphi_c^{1,5}}. \quad (15)$$

Уравнения (12), (13) определяют зависимость $j(\varphi)$, если известны величины j_c, φ_c, j_b . Из уравнения (12) при $j = 0$ определяется потенциал на аноде φ_a :

$$\varphi_a = (2j_b - j_b^2)^{2/3}. \quad (16)$$

Связь между потенциалом и координатой ξ , отсчитываемой от точки A , с учётом (16) определяется из второго уравнения (7) в квадратурах:

$$\xi = \int_{\varphi}^{\varphi_a} (1 + \varphi^{1,5} - \varphi_a^{1,5})^{-0,5} d\varphi, \quad (17)$$

$$\xi = l_{ab} + \int_0^{|\varphi|} (1 + \mu\varphi^{1,5} - \varphi_a^{1,5})^{-0,5} d\varphi, \quad (18)$$

где первая формула соответствует участку AB , а вторая – участку BC .

Длина участка AB , определяющего расстояние точки B нулевого потенциала от анода A , определяется из (17) как

$$l_{ab} = \int_0^{\varphi_a} (1 + \varphi^{1,5} - \varphi_a^{1,5})^{-0,5} d\varphi. \quad (19)$$

Определение концентрации электронов по распределению тока по длине неизолированного троса

Выражения (12), (13) и (17), (18) описывают связь между переменными ξ, φ, j и, следовательно, позволяют построить зависимости $j(\xi)$, $\varphi(\xi)$, определяющие распределение тока и потенциала в зависимости от координаты ξ при задании соответствующих исходных данных. В качестве примера на рис. 2, 3 построены зависимости $I(\xi)$, $\varphi(\xi)$ при концентрации электронов $n = 9,5 \cdot 10^{10} \text{ м}^{-3}$ (на рис. 3 концентрация электронов меньше на 30%). Другие исходные данные следующие: длина троса $L = 2 \text{ км}$, экваториальная круговая орбита высотой 400 км, материал троса – алюминий электропроводимостью $\eta = 3,4 \cdot 10^7 \text{ Ом/м}$, диаметр троса 1 мм, ток в катоде 0,1 А, потенциал $\varphi_c = -0,086$ при $n = 9,5 \cdot 10^{10} \text{ м}^{-3}$, массы $m_a = 12 \text{ кг}$ и $m_c = 6 \text{ кг}$. При интегрировании уравнений (1), (2) трос в начальном положении находится на местной вертикали и имеет нулевые угловые скорости. Как следует из рис. 2 и рис. 3 уменьшение концентрации электронов на 30% приводит к смещению точки нулевого потенциала влево примерно на 307 м. Таким образом, величина концентрации электронов существенно влияет на положение точки ну-

левого потенциала B и, следовательно, существует возможность определения концентрации электронов по распределению тока по длине троса (решение обратной задачи).

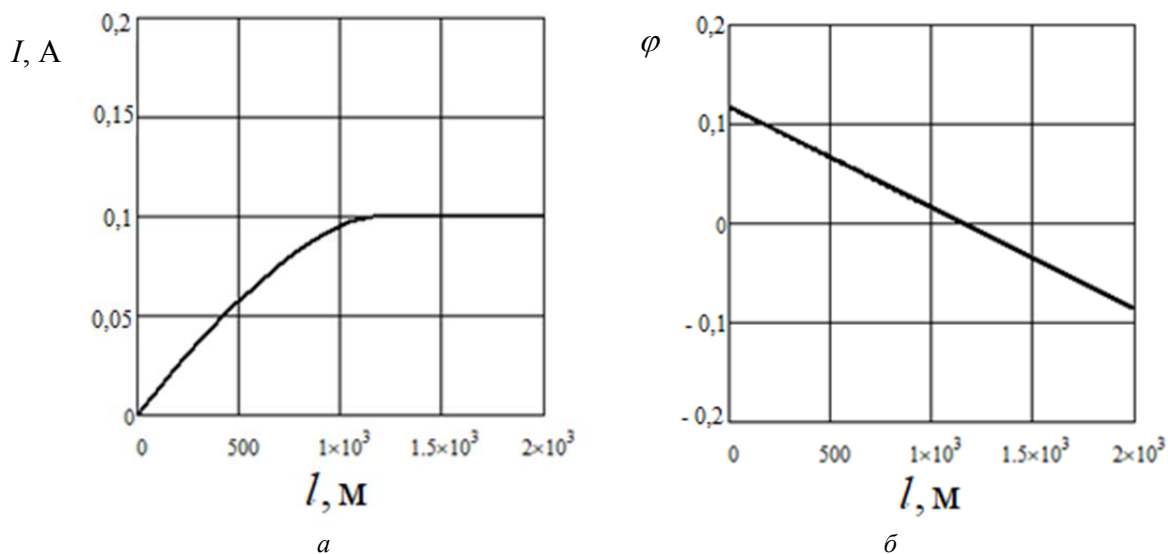


Рис. 2. Распределение тока (а) и потенциала (б) по длине троса при концентрации электронов $n = 9,5 \cdot 10^{10} \text{ м}^{-3}$

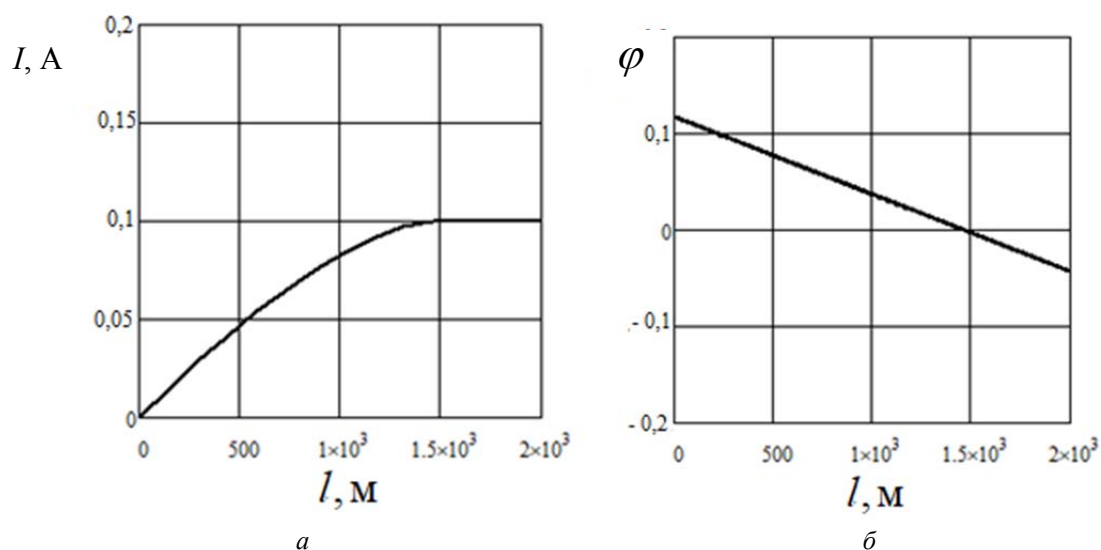


Рис. 3. Распределение тока (а) и потенциала (б) по длине троса при концентрации электронов $n = 6,6 \cdot 10^{10} \text{ м}^{-3}$

Предположим, что в результате измерений определено положение точки нулевого потенциала B , то есть известна длина участка троса AB (19). Тогда задача определения концентрации электронов (оценки $\tilde{n}$) сводится к решению нелинейного уравнения, которое задано с помощью выражений (15), (16), (19), причём в этих уравнениях характерные величины L_* , V_* зависят от n . Это нелинейное уравнение записывается как

$$l_{ab}(\tilde{n}) - \tilde{l}_{ab} = 0, \quad (20)$$

где длина $\tilde{l}_{ab}$ определяется по результатам измерений. Уравнение (20) решается с некоторой дискретностью с учётом изменения параметров орбиты центра масс ЭДКТС, которые вычисляются с использованием уравнений в оскулирующих элементах [12], и с учётом движения ЭДКТС относительно центра масс (1), (2).

Моделирование процесса определения концентрации электронов

При моделировании движения центра масс ЭДКТС используется опорная зависимость концентрации электронов от высоты $n(H)$ [11] (рис. 4). В процессе движения ЭДКТС моделируется ошибка измерений, то есть определения $\tilde{l}_{ab}$. Используется равномерный закон распределения с отклонением от математического ожидания, которое соответствует опорной зависимости, равным 25 м. Далее результаты измерений обрабатываются методом наименьших квадратов (МНК) и сравниваются с опорной зависимостью $n(H)$, то есть происходит восстановление исходной заданной зависимости $n(H)$. В процессе обработки результатов МНК определяется оптимальная степень полинома по критерию минимума остаточной дисперсии в рассматриваемом диапазоне высот. Остаточная дисперсия вычисляется как

$$D = \frac{1}{N-k} \sum_{i=1}^N [\tilde{n}_i - P(k, H_i)]^2, \quad (21)$$

где N – количество измерений; $P(k, H_i)$ – степенной полином; k – степень полинома, $\tilde{n}_i$ – определённые значения концентрации электронов при решении уравнения (20) при случайных значениях $\tilde{l}_{ab}$, H_i – высоты, на которых проводились измерения.

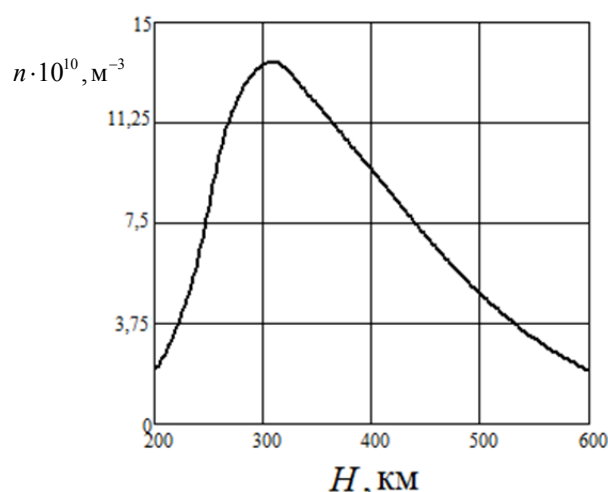


Рис. 4. Опорная зависимость концентрации электронов от высоты [11]

Моделирование движения ЭДКТС проводилось в диапазоне высот от 400 до 300 км. Начальное положение центра масс ЭДКТС соответствовало высоте 400 (перигей орбиты). Измерения распределялись равномерно по высоте в заданном диапазоне ($N = 140$). Эксцентриситет орбиты изменялся в диапазоне от 0 до 0,01, наклонение орбиты – от 0 до 55 град. Результаты расчётов представлены на рис. 5 – 7.

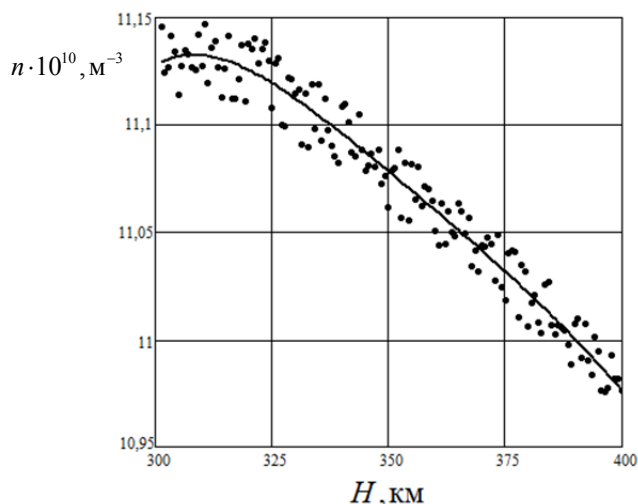


Рис. 5. Опорная зависимость концентрации (n) электронов от высоты для круговой экваториальной орбиты и массив точек, соответствующий измерениям $\tilde{l}_{ab}$, имеющим случайный разброс

На рис. 5 в качестве примера показана опорная зависимость $n(H)$ в рассматриваемом диапазоне высот и массив точек $\tilde{n}(H)$, соответствующий измерениям $\tilde{l}_{ab}$ и полученный в результате решения уравнения (20). В начальный момент орбита круговая и экваториальная высотой 400 км. На рис. 6, 7 приведены результаты восстановления опорной зависимости $n(H)$ (сплошная линия) по результатам измерений $\tilde{l}_{ab}$ для круговой экваториальной орбиты (рис. 6) и для эллиптической орбиты (эксцентриситет 0,01), имеющий наклонение 60 град (массивы точек не показаны, штриховые линии – восстановленные зависимости по результатам измерений). Анализ результатов восстановления зависимости $n(H)$ методом наименьших квадратов показал, что оптимальная степень степенного полинома в соответствии с критерием минимума остаточной дисперсии (21) для всех рассматриваемых орбит для высот от 300 км до 400 км $k = 4$.

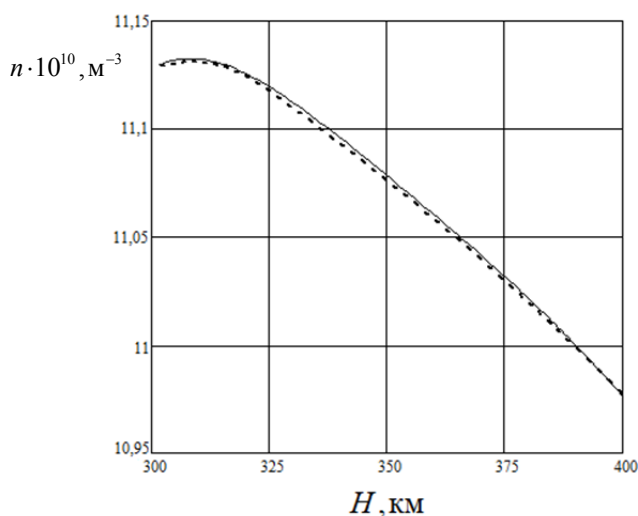


Рис. 6. Опорная (сплошная линия) и восстановленная (штриховая линия) по результатам измерений зависимости концентрации электронов от высоты для круговой экваториальной орбиты (степень полинома МНК $k = 4$)

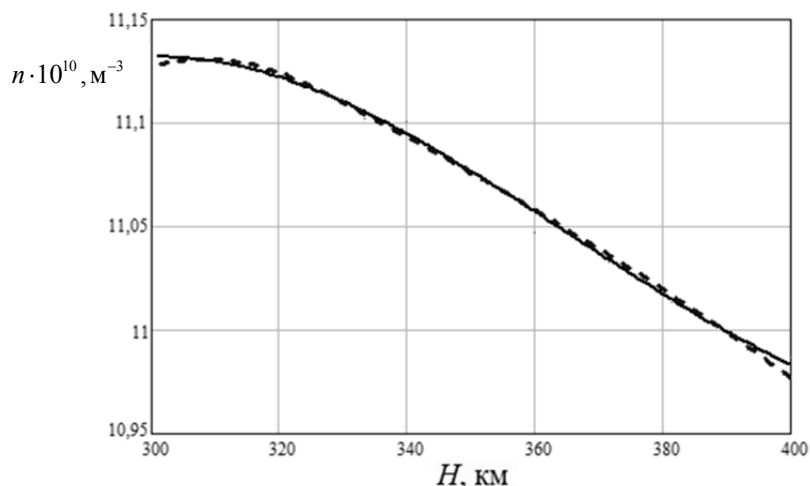


Рис. 7. Опорная (сплошная линия) и восстановленная (штриховая линия) по результатам измерений зависимости концентрации электронов от высоты (эксцентриситет 0,01, наклонение орбиты 55 град)

При технической реализации предлагаемого алгоритма необходимо определиться со способом оценки положения точки нулевого потенциала B (длина участка $AB \tilde{l}_{ab}$). Для достижения поставленной задачи возможны два подхода: 1) непосредственное определение распределения тока по длине троса $I(l)$; 2) определение потенциала в точке C (ΔV_c) с последующим вычислением потенциала в точке A (ΔV_a), используя (15) и (16) с оценкой положения точки нулевого потенциала B с помощью линейного приближения (рис. 2, 3). В том и другом случае ток в точке C может быть непосредственно измерен амперметром на катоде. При использовании первого подхода для определения распределения тока по длине троса необходимо иметь на тросе систему встроенных амперметров, передающих показания тока.

Заключение

В работе разработан алгоритм определения концентрации электронов по положению точки нулевого потенциала. Произведено численное моделирование процесса определения концентрации электронов при торможении наноспутника с учётом неизбежно возникающих ошибок измерений. Имеющаяся концентрация электронов в ионосфере Земли существенно влияет на распределение тока в тросе, что влечёт за собой изменение параметров орбиты наноспутника, это необходимо учитывать при проектировании космических миссий. Показано, что для рассматриваемого диапазона высот при восстановлении зависимости концентрации электронов от высоты в рассматриваемом диапазоне высот (от 300 км до 400 км) наилучшее приближение методом наименьших квадратов соответствует степени полинома равному 4. Представляет интерес расширение диапазона высот до более низких орбит, учитывая при этом влияние атмосферы на движение ЭДКТС. Предполагается в дальнейшем провести проверку работы алгоритмов на более полных моделях, учитывающих деформацию троса.

Библиографический список

1. Zhong R., Zhu Z.H. Dynamics of nanosatellite deorbit by bare electrodynamic tether in low earth orbit // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2013. V. 50, Iss. 3. P. 691-700. DOI: 10.2514/1.a32336
2. Ohkawa Y., Kawamoto S., Okumura T., Iki K., Okamoto H., Inoue K., Uchiyama T., Tsujita D. Review of KITE – Electrodynamic tether experiment on the H-II transfer vehicle // *Acta Astronautica*. 2020. V. 177. P. 750-758. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.03.014
3. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 329 с.
4. Levin E.M. Dynamic analysis of Space Tether missions. San Diego, CA: American Astronautical Society, 2007. 453 p.
5. Sánchez-Arriaga G., Bombardelli C., Chen X. Impact of nonideal effects on bare electrodynamic tether performance // *Journal of Propulsion and Power*. 2015. V. 31, Iss. 3. P. 951-955. DOI: 10.2514/1.b35393
6. Xie K., Liang F., Xia Q., Wang N., Zhang Z., Yuan H., Liu X., Wu Z. Power generation on a bare electrodynamic tether during debris mitigation in space // *International Journal of Aerospace Engineering*. 2021. V. 2021. DOI: 10.1155/2021/8834196
7. Gangqiang L., Zhu Z. Parameter influence on electron collection efficiency of a bare electrodynamic tether // *Science China Information Sciences*. 2018. V. 61. DOI: 10.1007/s11432-017-9219-1
8. Воеводин П.С., Заболотнов Ю.М. Моделирование процесса торможения наноспутника с помощью электродинамической тросовой системы // *Труды XXI Международной конференции «Проблемы управления и моделирования в сложных системах»* (03-06 сентября 2019 г., Самара, Россия). Т. 1. Самара: Офорт, 2019. С. 232-237.
9. Estes R.D., Lorenzini E.C., Sanmartin J., Peláez J., Martínez-Sánchez M., Johnson C.L., Vas I.E. Bare tethers for electrodynamic spacecraft propulsion // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2000. V. 37, Iss. 2. P. 205-211. DOI: 10.2514/2.3567
10. Sanmartin J.R., Martinez-Sanchez M., Ahedo E. Bare wire anodes for electrodynamic tethers // *Journal of Propulsion and Power*. 1993. V. 9, Iss. 3. P. 353-360. DOI: 10.2514/3.23629
11. Bilitza D., Altadill V., Truhlik V., Shubin V., Galkin I., Reinisch B., Huang X. International Reference Ionosphere 2016: From ionospheric climate to real-time weather predictions // *Space Weather*. 2017. V. 15, Iss. 2. P. 418-429. DOI: 10.1002/2016sw001593
12. Охочимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта. М.: Наука, 1990. 448 с.

ON THE POSSIBILITY OF DETERMINING THE PARAMETERS OF THE IONOSPHERE WHEN REMOVING A NANOSATELLITE FROM ORBIT USING AN UNINSULATED CONDUCTIVE TETHER

© 2025

T. A. Bystranova

Postgraduate Student of the Department of Software Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
tsskd@mail.ru

Yu. M. Zabolotnov

Doctor of Science (Engineering), Professor,
Professor of the Department of Software Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
yumz@yandex.ru

Currently, one of the ways to quickly remove spent nanosatellites from orbit is the use of non-insulated conductive tether, during the movement of which an electrodynamic braking force arises in the Earth's magnetic field, transferring the nanosatellite to the trajectory of descent into the atmosphere. In this paper, the possibility of determining the concentration of electrons in the Earth's ionosphere from the resulting current distribution in an uninsulated tether during the deceleration of a nanosatellite is analyzed. It is shown that the concentration of electrons directly affects the position of the zero potential point on the cable and, therefore, this fact can be used to solve the problem. An algorithm for determining the electron concentration by the position of the zero potential point was developed. Numerical simulation of the process of determining the electron concentration during the deceleration of a nanosatellite is carried out, taking into account the unavoidable measurement errors.

Nanosatellite; tether system; non-insulated conductive tether; removal of a nanosatellite from orbit; current distribution; zero potential point; determination of electron concentration

Citation: Bystranova T.A., Zabolotnov Yu.M. On the possibility of determining the parameters of the ionosphere when removing a nanosatellite from orbit using an uninsulated conductive tether. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2025. V. 24, no. 1. P. 19-30. DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-19-30

References

1. Zhong R., Zhu Z.H. Dynamics of nanosatellite deorbit by bare electrodynamic tether in low earth orbit. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2013. V. 50, Iss. 3. P. 691-700. DOI: 10.2514/1.a32336
2. Ohkawa Y., Kawamoto S., Okumura T., Iki K., Okamoto H., Inoue K., Uchiyama T., Tsujita D. Review of KITE – Electrodynamic tether experiment on the H-II transfer vehicle. *Acta Astronautica*. 2020. V. 177. P. 750-758. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.03.014
3. Beletskiy V.V., Levin E.M. *Dinamika kosmicheskikh trosovykh sistem* [Dynamics of space tether systems]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 329 p.
4. Levin E.M. Dynamic analysis of Space Tether missions. San Diego, CA: American Astronautical Society, 2007. 453 p.
5. Sánchez-Arriaga G., Bombardelli C., Chen X. Impact of nonideal effects on bare electrodynamic tether performance. *Journal of Propulsion and Power*. 2015. V. 31, Iss. 3. P. 951-955. DOI: 10.2514/1.b35393
6. Xie K., Liang F., Xia Q., Wang N., Zhang Z., Yuan H., Liu X., Wu Z. Power generation on a bare electrodynamic tether during debris mitigation in space. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2021. V. 2021. DOI: 10.1155/2021/8834196
7. Gangqiang L., Zhu Z. Parameter influence on electron collection efficiency of a bare electrodynamic tether. *Science China Information Sciences*. 2018. V. 61. DOI: 10.1007/s11432-017-9219-1
8. Voevodin P.S., Zabolotnov Yu.M. Modeling of the braking process of a nanosatellite using an electrodynamic cable system. *Proceedings of the XXI International Conference «Complex Systems: Control and Modeling Problems» (September, 3-6, 2019, Samara, Russia)*. V. 2. Samara: Ofort Publ., 2019. P. 232-237. (In Russ.)
9. Estes R.D., Lorenzini E.C., Sanmartin J., Peláez J., Martínez-Sánchez M., Johnson C.L., Vas I.E. Bare tethers for electrodynamic spacecraft propulsion. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2000. V. 37, Iss. 2. P. 205-211. DOI: 10.2514/2.3567
10. Sanmartin J.R., Martinez-Sanchez M., Ahedo E. Bare wire anodes for electrodynamic tethers. *Journal of Propulsion and Power*. 1993. V. 9, Iss. 3. P. 353-360. DOI: 10.2514/3.23629
11. Bilitza D., Altadill V., Truhlik V., Shubin V., Galkin I., Reinisch B., Huang X. International Reference Ionosphere 2016: From ionospheric climate to real-time weather predictions. *Space Weather*. 2017. V. 15, Iss. 2. P. 418-429. DOI: 10.1002/2016sw001593
12. Okhotsimskiy D.E., Sikharulidze Yu.G. *Osnovy mekhaniki kosmicheskogo poleta* [Fundamentals of space flight mechanics]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 448 p.