

Научная статья  
УДК 629.7.087  
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187583>  
EDN: <https://www.elibrary.ru/UJXYHZ>



## Управление при разворачивании электродинамической тросовой системы с проводящим ток неизолированным тросом

Юрий Михайлович Заболотнов<sup>1</sup>, Татьяна Александровна Быстранова<sup>2</sup>✉

<sup>1, 2</sup> Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, Самара, Российская Федерация

<sup>1</sup> [yumz@yandex.ru](mailto:yumz@yandex.ru); ORCID: 0000-0002-0409-3107

<sup>2</sup> [tsskd@mail.ru](mailto:tsskd@mail.ru)✉; ORCID: 0009-0002-5241-3790

**Аннотация.** Рассматривается управление процессом разворачивания электродинамической космической системы, состоящей из малого спутника, проводящего ток неизолированного троса и груза (эмиттера электронов). Взаимодействие неизолированного проводящего троса с магнитным полем Земли приводит к возникновению тормозящей силы, которая может использоваться для быстрого удаления с орбиты отработавших свой ресурс наноспутников и малых космических аппаратов. Поэтому анализируется возможность применения для разворачивания системы наиболее простой программы управления, реализуемой без обратной связи, что существенно упрощает систему управления. Рассматривается влияние возмущений на точность приведения системы в заданное состояние. Показано, что ошибки, неизбежно возникающие при разворачивании тросовой системы, могут быть компенсированы с помощью управления силой тока в тросе по окончании формирования системы. Для предварительного анализа применяется модель, в которой трос является прямолинейным и нерастяжимым (стержневая модель). Для более тщательной проверки работы алгоритма управления используется модель с распределенными параметрами, в которой трос представляется множеством материальных точек с односторонними механическими упругими связями, что позволяет учесть растяжимость троса, его изгибные колебания в результате действия распределенной нагрузки от электромагнитных сил, ударные явления («отскоки») после достижения конечной длины троса.

**Ключевые слова:** электродинамическая космическая тросовая система, проводящий ток неизолированный трос, управлением разворачиванием тросовой системы, стабилизация движения тросовой системы после разворачивания

**Для цитирования:** Заболотнов Ю.М., Быстранова Т.А. Управление при разворачивании электродинамической тросовой системы с проводящим ток неизолированным тросом // Вестник Московского авиационного института. 2026. Т. 33. № 1. С. 118-129. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187583>

Original article

## Control while an Electrodynamics Tether System with Current-Conducting Non-Insulated Tether Deploying

Yurii M. Zabolotnov<sup>1</sup>, Tat'yana A. Bystranova<sup>2</sup>✉

<sup>1, 2</sup> Samara National Research University, Samara, Russian Federation

<sup>1</sup> [yumz@yandex.ru](mailto:yumz@yandex.ru); ORCID:0000-0002-0409-3107

<sup>2</sup> [tsskd@mail.ru](mailto:tsskd@mail.ru)✉; ORCID: 0009-0002-5241-3790

© Заболотнов Ю.М., Быстранова Т.А., 2026

**Abstract**

The article regards the deployment process control of the electrodynamic space tether system (EDSTS), comprising a small satellite, a conductive non-insulated tether and a load. Non-insulated conductive tether interaction with the Earth magnetic field leads to the decelerating force occurrence, which can be employed for the worked-out nano-satellites and small spacecraft quick deorbiting. Having in mind the non-insulated tethers employing for the low mass spacecraft, the authors analyze the possibility of applying the most simple program being realized without a feedback, which significantly simplifies control system, for the system deployment. In this regard, the article considers the disturbances impact on the accuracy of putting the system into the specified state. In this regard, the article considers the disturbances impact on the accuracy of putting the system into the specified state, and demonstrates that the errors inevitably occurring while the system deployment can be compensated by the current force in the tether control on the system forming completion. A model, in which the tether is rectilinear and inextensible (a beam model) is used for preliminary analysis. A model with distributed parameters, in which the tether is being represented by the set of material points with unilateral mechanical elastic connections, is used for the more thorough check. This allows accounting for the tether tensibility, its bending vibrations as the result of distributed load from the electromagnetic forces, impact phenomena (“rebounds”) after reaching the tether final length.

The following inferences can be drawn by the results of the conducted study:

1. The article demonstrates that the suggested program for the tether outthrow can be implemented while deploying the electrodynamic space tether system with non-insulated conductivity tether without a feedback, which according to the authors’ will simplify significantly the system motion control. Thus, this approach may be applied for quick deorbiting of the small-sized spacecraft and nano-satellites.
2. Estimation of the disturbances impact (initial conditions of the spacecraft and cargo separation, tether extensibility) on the EDSTS deployment process was performed, and it was demonstrated that the inevitable errors of the system deployment in vertical position occurring herewith could be compensated with rather simple algorithm for the relay control of the tether current strength.
3. It was found that permissible range of the spacecraft and cargo separation conditions was being limited by the limiting or critical case, when during the deployment process the tether entered horizontal position, which led to its weakening and entanglement.

Compared to the known works the article, according to the authors opinion, proposes and substantiates the new approach to the deployment of the EDSTS with conducting tether, which may be employed for quick deorbiting of the small spacecraft and nano-satellites of small weight and size. Finally, we would like to note that the program being suggested can be considered as a backup option of control in the emergencies, when it is impossible to apply standard control methods with feedback.

**Keywords:** electrodynamic space tether system, conductive non-insulated tether, cable system deploying control, stabilizing cable system movement after deployment

**For citation:** Zabolotnov Yu.M., Bystranova T.A. Control while an Electrodynamic Tether System with Current-Conducting Non-Insulated Tether Deploying. *Aerospace MAI Journal*. 2026;33(1):118-129. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=187583>

**List of Figures**

Fig. 1. The EDSTS schematic diagram

Fig. 2. Coordinate systems

Fig. 3. Example of the current distribution over the tether (the point *C* is cathode, see Fig. 1)

Fig. 4. Nominal dependencies during the EDSTS deployment: *a* – the tether deployment speed on the dimensionless time; *b* – the tension force on the tether length

Fig. 5. Dependencies comparison on the non-dimensional time, which are defined by the equations (2)–(4) and (15) at the rated case (solid lines stand for the equation (15)): *a* – for the tether speeds; *b* – for the tether lengths

Fig. 6. The cargo trajectories relative to the spacecraft (0,0), defined by the equations (2)–(4) and (15) (solid lines stand for the equation (15)): *a* – for the rated case; for the worst case of perturbations  $V_{r0} = 4$  m/s,  $\alpha_V = -30^\circ$ ,  $\beta_V = 30^\circ$

Fig. 7. Dependencies characterizing the EDSTS stabilization process relative to the vertical (current force control): *a* – for the rated case; *b* – for the worst case of perturbations  $V_{r0} = 4$  m/s,  $\alpha_V = -30^\circ$ ,  $\beta_V = 30^\circ$

Fig. 8. Cathode current variation while the EDST movement stabilizing

Fig. 9. The tether deformation example while the EDST movement

## Введение

В настоящее время исследуется (и реализуется в орбитальных экспериментах) возможность использования космических тросовых систем (КТС) вместо реактивных двигателей для управления движением космических аппаратов (КА) и систем, для спуска малых КА на Землю, для выполнения орбитальных маневров [1, 2]. С этой точки зрения рассматривается также возможность применения для орбитальных маневров КТС с проводящими ток тросами [3–9]. Важным классом электродинамических космических тросовых систем (ЭДКТС) являются системы, в которых используются неизолированные тросы (bar tether). В неизолированных тросах электромагнитные силы всегда направлены противоположно орбитальному движению системы [3, 4]. Естественно, это приводит к снижению высоты орбиты центра масс системы и в конечном итоге уводу ЭДКТС на траекторию спуска в атмосферу. В отличие от использования изолированных тросов [3–7], такие ЭДКТС функционируют, как правило, в пассивном режиме и представляют собой экономичный способ достаточно простого удаления с орбиты отработавших свой ресурс космических аппаратов [4] по сравнению с использованием для этих целей реактивных двигателей [10, 11].

Особенностью ЭДКТС с неизолированным тросом является то, что «сбор» электронов из ионосферы Земли осуществляется не только на концевом КА, играющем роль анода, но и непосредственно по длине троса, точнее на некотором участке троса  $AB$ , примыкающем к аноду (рис. 1) [12, 13], где  $B$  – точка нулевого потенциала. В конечном итоге за счет разности потенциалов на аноде и катоде (эмиттере электронов) возникает эквивалентная электрическая схема, в которой электроны, испускаемые с участка  $BC$  (катодный участок), перемещаются вдоль магнитных линий ионосферы Земли и поглощаются анодным участком

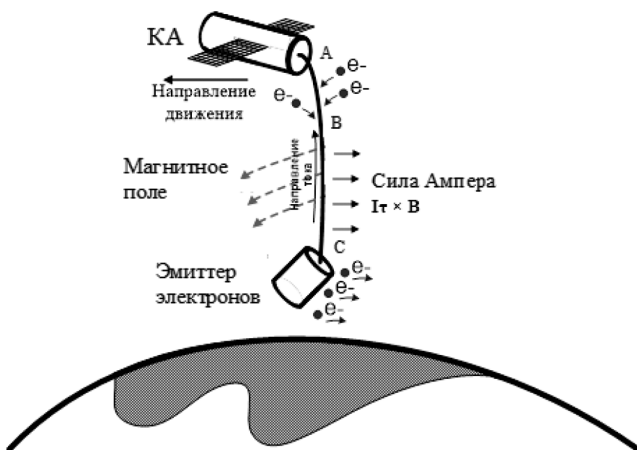


Рис. 1. Принципиальная схема ЭДКТС

$AB$  [12–14]. Отличием неизолированных тросов от изолированных является неравномерное распределение тока по длине троса, что усложняет математическую модель движения системы и определение физических законов распределения тока вдоль неизолированного троса [12–16], а также исследование динамики движения ЭДКТС с неизолированным тросом [3, 17]. Основное внимание в исследованиях уделялось анализу процесса торможения ЭДКТС после ее развертывания. Управление выпуском троса осуществляется посредством использования механизмов, имеющих сложный состав оборудования и использующих принцип обратной связи по измерениям скорости и длины троса. Примером такого механизма управления может служить механизм, который применялся при проведении реального тросового эксперимента «YES2» [18] на КА «Фотон-3М» (Россия). Однако установка подобных механизмов управления на малых КА и тем более на наноспутниках связана с трудностями из-за их малой массы и небольших размеров. В связи с этим предлагается упростить систему управления движением тросовой системы, отказавшись от сложных механизмов выпуска троса, работающих по принципу обратной связи, и использовать достаточно простую программу управления, основанную на торможении троса силой, пропорциональной скорости ее выпуска. Вследствие отсутствия замкнутого контура в системе управления движением ЭДКТС увеличиваются ошибки приведения системы в вертикальное положение. Необходим анализ влияния возмущений на точность приведения ЭДКТС в заданное конечное состояние. В связи с неизбежно возникающими ошибками управления в данной работе предлагается на заключительном участке развертывания системы (перед достижением конечной длины троса) использовать релейный алгоритм стабилизации движения ЭДКТС относительно вертикали с помощью включения (выключения) управляющей разности потенциалов на анодном КА.

Для анализа влияния возмущений на точность приведения ЭДКТС в заданное состояние при ее развертывании используются две математические модели (в обеих моделях концевые тела – материальные точки):

1) модель движения системы для прямолинейного и нерастяжимого троса, построенная с помощью уравнений Лагранжа [19, 20];

2) модель, в которой трос описывается как совокупность материальных точек, соединенных упругими односторонними механическими связями [21, 22]; такая модель позволяет описывать сложное поведение системы при возникновении ошибок управления при достижении заданной конечной длины троса, когда возникают ударные явления при

ненулевой относительной скорости груза (эмиттера электронов) по окончании развертывания ЭДКТС.

### Постановка задачи

Принципиальная схема ЭДКТС с неизолированным тросом изображена на рис. 1, где показано идеальное вертикальное конечное положение системы после ее формирования. При указанных на рис. 1 направлениях перемещения системы по орбите и действия магнитного поля в соответствии с законами физики возникает ЭДС индукции, вызывающая ток, направление которого показано на рис. 1 (по определению направление тока противоположно движению электронов в проводнике). Следовательно, возникает тормозящая движение сила Ампера (Лоренца), которая для элементарного участка троса определяется формулой

$$\mathbf{F} = I\boldsymbol{\tau} \times \mathbf{B}, \quad (1)$$

где  $\boldsymbol{\tau}$  – единичный вектор, направленный по участку троса в направлении возникающего тока;  $I$  – сила тока, А;  $\mathbf{B}$  – вектор магнитной индукции, Тл.

В исходном состоянии КА и груз (эмиттер электронов) составляют единое целое и в некоторый момент (принимаемый за начальный) разделяются с относительной скоростью  $\mathbf{V}_0$ . Начальные условия разделения тел характеризуются некоторым их положением на орбите (рассматриваются почти круговые орбиты), вектором  $\mathbf{V}_0$  и углами его ориентации относительно вертикали. Необходимо исследовать предлагаемую ниже программу развертывания ЭДКТС с точки зрения возможности ее использования без обратной связи. Анализируется влияние ошибок разделения на точность приведения системы в вертикальное состояние с заданными конечными длиной троса и его относительной скорости (в идеальном случае она должна быть равна нулю). Вопросы предварительной ориентации системы «КА–груз» как твердого тела относительно вертикали здесь не рассматриваются. Для компенсации возникающих ошибок приведения системы в заданное конечное состояние разрабатывается алгоритм стабилизации движения ЭДКТС относительно вертикали посредством изменения силы тока в тросе.

### Модель движения ЭДКТС для прямолинейного и нерастяжимого троса

В самом простом варианте представленные ниже уравнения первоначально для ЭДКТС были приведены в классической монографии [5], где рассматривался случай, когда масса одного КА много больше массы другого, причем первый перемещался по неизменной круговой орбите. Далее в работе [19] эти уравнения были уточнены, так как

на массы КА не накладывалось никаких ограничений и рассматривались эллиптической орбиты. Здесь приводятся уравнения из [20], где в отличие от предыдущих работ учитывалась масса троса и рассматривался случай проводящего ток неизолированного троса:

$$\ddot{\theta} + \dot{\omega} + 2(\dot{\theta} + \omega)\dot{L}/L - 2(\dot{\theta} + \omega)\dot{\varphi} \operatorname{tg} \varphi + 1,5v^{-1}\omega^2 \sin 2\theta = \frac{Q_0}{J \cos^2 \varphi}; \quad (2)$$

$$\ddot{L} - L \left[ \dot{\varphi}^2 + (\dot{\theta} + \omega)^2 \cos^2 \varphi + v^{-1}\omega^2 \cdot \right. \\ \left. + (3 \cos^2 \theta \cos^2 \varphi - 1) \right] = \frac{Q_L}{m_e}; \quad (3)$$

$$\ddot{\varphi} + 2\dot{\varphi} \frac{\dot{L}}{L} + \left[ 0,5(\dot{\theta} + \omega)^2 + \right. \\ \left. + 1,5v^{-1}\omega^2 \cos^2 \theta \right] \sin 2\varphi = \frac{Q_\varphi}{J}, \quad (4)$$

где углы  $\theta$  и  $\varphi$  описывают отклонения троса от вертикали соответственно в плоскости и вне плоскости орбиты, рад;  $\omega = \dot{\vartheta} = (K/p^3)^{0,5}v^2$  – угловая скорость движения центра масс системы по орбите,  $\text{с}^{-1}$ ;  $\omega = -2\mu v^3 e \sin \vartheta / p^3$ ,  $v = 1 + e \cos \vartheta$ ,  $e$  и  $\vartheta$  – эксцентриситет орбиты и истинная аномалия, рад;  $p$  – параметр орбиты, м;  $K$  – гравитационная постоянная Земли,  $\text{м}^3 \cdot \text{с}^{-2}$ ;  $J = mL_2$  – момент инерции ЭДКТС относительно своего центра масс,  $\text{кг} \cdot \text{м}^2$ ;  $L$  – длина троса, м;  $m_e = m_a m_c / m_s$ ,  $m_s = m_a + m_c$ ,  $m_a$ ,  $m_c$  – начальная масса КА и груза (анода и катода), кг;  $Q_0$ ,  $Q_\varphi$  – обобщенные силы для обобщенных координат  $\theta$  и  $\varphi$ , Н · м;  $Q_L$  – обобщенная сила, соответствующая координате  $L$ , Н.

Углы  $\theta$  и  $\varphi$  определяются в соответствии с рис. 2, где  $C_\sigma x_\sigma y_\sigma z_\sigma$  – орбитальная правая подвижная система координат, связанная с центром масс системы (ось  $C_\sigma x_\sigma$  направлена вверх по радиус-вектору центра масс  $\mathbf{R}_c$ , ось  $C_\sigma y_\sigma$  – в плоскости орбиты по направлению орбитального движения),  $C_\sigma x_\sigma y_\sigma z_\sigma$  – система координат, связанная с тросом.

Равнодействующая электромагнитных сил определяется суммированием элементарных сил (1) при известном распределении тока  $I(s)$ :

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

При определении вектора магнитной индукции  $\mathbf{B}$  используется модель магнитного поля – прямой диполь [5]:

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

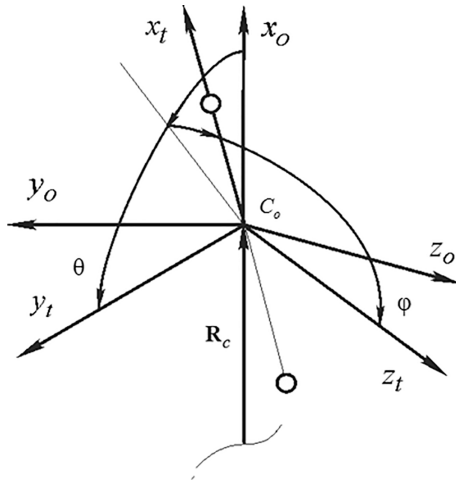


Рис. 2. Системы координат

где  $B_0 = \mu_m / R_c^3$ ,  $\mu_m = 8 \cdot 10^{15}$  Тл · м<sup>3</sup> – 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. При вычислении силы (5) вектор  $\mathbf{B}$  определяется в центре масс системы и принимается постоянным в пределах длины троса. Это является обычным допущением для аналогичных моделей [5].

Соответствующий вектор момента относительно центра масс системы записывается в виде

$$\mathbf{M}_s = \Delta \mathbf{r} \times \mathbf{F}_s, \quad (7)$$

где  $\Delta \mathbf{r} = \Delta r \mathbf{e}_t$ ,  $\Delta r = s_{cm} - \Delta_a$  – величина, определяющая положение точки приложения равнодействующей (4) относительно центра масс системы, м;

$$s_{cm} = m_c L / m_s;$$

$\Delta_a = \int_0^L \frac{sI(s)}{I_s(L)} ds$  – расстояние между точкой приложения равнодействующей (5) и КА, м;

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

Обобщенные силы  $Q_\theta$ ,  $Q_\phi$  определяются как проекции момента (7) на оси  $z_0$ ,  $y_t$  систем координат  $C_0 x_0 y_0 z_0$  и  $C_t x_t y_t z_t$  (см. рис. 2):  $Q_\theta = Mz_0$ ,  $Q_\phi = My_t$ . Обобщенная сила  $Q_L$  соответствует программе управления  $Q_L = -T_u$ , где  $T_u$  – сила, действующая на трос со стороны механизма управления. Здесь рассматриваются механизмы выпуска троса, работающие только на его торможение, поэтому  $T_u > 0$ . Изменение параметров орбиты спутника оценивается с помощью системы уравнений в оскулирующих элементах [23].

### Распределение тока по неизолированному тросу

Распределение тока по неизолированному тросу в ионосфере Земли [12, 13, 15, 16] определяется при решении безразмерных дифференциальных

уравнений

$$\frac{dj}{d\xi} = \pm \frac{3}{4} \mu \sqrt{\phi}; \quad \frac{d\phi}{d\xi} = \pm (j - 1), \quad (8)$$

где  $j = I/I^*$ ;  $\phi = \Delta V/V^*$  – безразмерные величины, определяющие ток и изменение потенциала вдоль троса в зависимости от относительной координаты  $\xi = s/L$ . В уравнениях (8) 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, кг.

Характерные значения длины, тока и потенциала  $L^*$ ,  $I^*$ ,  $V^*$  определяются как

$$L^* = \left( \frac{9\pi m_e \eta^2 E_t S_t}{128 |q_e^3| n^2} \right)^{\frac{1}{3}}; \quad I^* = \eta E_t S_t; \quad V^* = E_t L, \quad (9)$$

где  $q_e$  – заряд электрона, Кл;  $S_t$  – площадь поперечного сечения троса, м<sup>2</sup>;  $\eta$  – электропроводимость материала троса, Ом<sup>-1</sup> · м<sup>-1</sup>;  $n$  – концентрация электронов, м<sup>-3</sup>;  $E_t$  – проекция вектора напряженности электрического поля  $\mathbf{E}_m$ , возникающего при движении проводника в магнитном поле, на направление троса, В/м.

Вектор напряженности электрического поля определяется следующим образом:

$$\mathbf{E}_m = \mathbf{V}_r \times \mathbf{B}, \quad (10)$$

где  $\mathbf{V}_r = \mathbf{V}_c - \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{R}_c$  – вектор скорости центра масс системы относительно магнитного поля Земли, м/с;  $\mathbf{V}_c$  – вектор абсолютной скорости, м/с;  $\boldsymbol{\omega}_e$  – вектор угловой скорости Земли, с<sup>-1</sup>.

Решение уравнений (8) имеет вид

$$j(j-2) = \mu \phi^{1.5} + D_{a,c}, \quad (11)$$

где  $D_{a,c}$  – произвольные постоянные, соответствующие анодному ( $AB$ ) и катодному ( $BC$ ) участкам троса (см. рис. 1).

Граничные условия определяются соответственно для анодного ( $\Delta V > 0$ ) и катодного ( $\Delta V < 0$ ) участков как  $\phi_b = 0, j = j_b$  и  $\phi = \phi_c, j = j_c$ , где первые условия записываются для точки нулевого потенциала  $B$  ( $\Delta V = 0$ ). Тогда  $D_a = j_b(j_b - 2)$ ,  $D_c = j_c(j_c - 2) - \mu \phi_c^{1.5}$ ,  $j_b, j_c$  – силы тока в точках  $B$  и  $C$  (рис. 1). Ток на катоде  $I_c$  и разность потенциалов  $\Delta V_c$  связаны в соответствии с законом Ома  $\Delta V_c = I_c R$  [14], где полное сопротивление цепи  $R$  складывается из сопротивления троса и сопротивления нагрузки электрических систем КА и эмиттера электронов. Сопротивление  $R$  зависит от конструктивных особенностей конкретной ЭДКТС и может быть определено экспериментальными исследованиями на Земле. В свою очередь разность

потенциалов  $\Delta V_c$  представляет собой сумму индукционной и управляющей составляющих [5], то есть за счет энергетических возможностей КА имеется принципиальная возможность изменять силу тока  $I_c$  и тем самым управлять движением ЭДКТС.

Полагая в решении (11) для катодного участка  $\phi = 0$ , определяем связь между  $j_b, j_c$  в виде

$$j_b(j_b - 2) - j_c(j_c - 2) + \mu\phi_c^{1,5} = 0, \quad (12)$$

где параметр  $\mu = m_e/m_i \approx 0,00451$ , то есть  $\mu$  – малый параметр. Отсюда следует, что для сравнительно коротких тросов приблизительно  $j_b \approx j_c$ , что подтверждается при численных расчетах.

Уравнения (11), записанные для анодного и катодного участков, определяют зависимость  $j(\phi)$ , если известны величины  $j_c, \phi_c, j_b$ .

Связь между разностью потенциалов и координатой  $\xi$ , отсчитываемой от точки  $A$ , определяется из уравнений (8) в квадратурах:

$$\xi = \int_0^{\phi_c} (1 + \phi^{1,5} - \phi_a^{1,5})^{-0,5} d\phi, \quad (13)$$

$$\xi = I_{ab} + \int_0^{|\phi|} (1 + \mu\phi^{1,5} - \phi_a^{1,5})^{-0,5} d\phi, \quad (14)$$

где первая формула соответствует участку  $AB$ , а вторая – участку  $BC$ , при этом

$$I_{ab} = \int_0^{|\phi|} (1 + \phi^{1,5} - \phi_a^{1,5})^{-0,5} d\phi, \quad \phi_a = (2j_b - j_b^2)^{\frac{2}{3}}.$$

Выражения (11), (13), (14) позволяют построить зависимость  $j(\xi)$  или в размерных переменных  $I(s)$  при задании необходимых исходных данных. В качестве примера на рис. 3 показана зависимость  $I(s)$ , которая соответствует следующим данным: длина

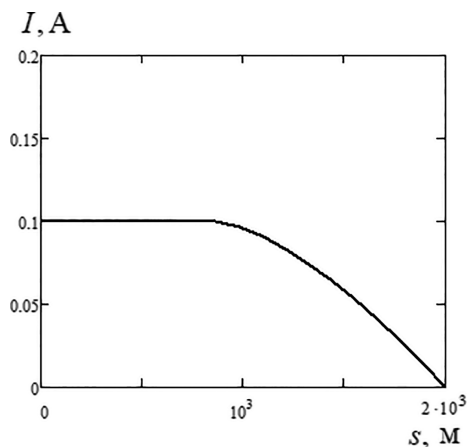


Рис. 3. Пример распределения тока по тросу (координата  $s$  отсчитывается от катода, катод – точка  $C$ , см. рис. 1)

троса  $L = 2,0 \cdot 10^3$  м, материал троса – алюминий электропроводимостью  $\eta = 3,4 \cdot 10^7$  Ом<sup>-1</sup>·м<sup>-1</sup>, диаметр троса  $10^{-3}$  м, ток на катоде  $I_c = 0,1$  А, концентрация электронов  $n = 9,5 \cdot 10^{10}$  м<sup>-3</sup>.

### Уравнения движения ЭДКТС в геоцентрической системе координат, учитывающие деформацию троса

Особенностью этой модели является то, что трос представляется дискретной совокупностью материальных точек, связанных между собой упругими односторонними механическими связями. Это позволяет описать более сложное поведение троса: изгибные колебания под действием распределенных электромагнитных и гравитационных сил; натяжения и ослабления (провисания), когда трос не натянут. Уравнения движения ЭДКТС в более полной модели записываются в геоцентрической системе координат  $OXYZ$ , где плоскость  $OXY$  совпадает с плоскостью экватора, а оси  $OX$  и  $OZ$  направлены соответственно в точку весеннего равноденствия и по оси вращения Земли:

$$m_k \mathbf{r}_k = \mathbf{G}_k + \mathbf{F}_k + \mathbf{T}_k - \mathbf{T}_{k-1}, \quad (k = 1, 2, \dots, N), \quad (15)$$

где  $\mathbf{r}_k$  – радиус-вектор  $k$ -й материальной точки, м;  $m_k$  – масса  $k$ -й точки, кг;  $\mathbf{F}_k$  – сила Ампера, Н;  $\mathbf{T}_k$  – сила натяжения троса, действующая между  $k$ -й и  $k + 1$ -й точками и приложенная к  $k$ -й точке ( $\mathbf{T}_0 = \mathbf{T}_N = 0$ ), Н;  $\mathbf{G}_k = -Km\mathbf{r}_k/r_k^3$  – гравитационная сила, Н.

При записи системы (15) полагается, что  $m_1 = m_c, m_N = m_a$ . Массы материальных точек, моделирующих поведение троса, находятся как

$$m_k = \frac{\rho L_e}{N_e - 2} \quad (k = 2, 3, \dots, N_e - 2),$$

где  $\rho$  – линейная плотность троса, кг/м;  $L_e$  – конечная длина троса, м;  $N_e$  – количество точек по окончании развертывания системы. Уравнения (15) для моделирования движения КТС использовались в работах [21, 22]. Отличие заключается лишь в том, что здесь добавлены электромагнитные силы  $\mathbf{F}_k$ .

Силы натяжения тросов соответствуют односторонней механической связи между материальными точками:

$$\mathbf{T}_k = T_k \frac{\Delta \mathbf{r}_k}{\Delta r_k} \quad (16)$$

$$T_k = \begin{cases} C \frac{\Delta r_k - L_k}{L_k}, & \text{if } \Delta r_k - L_k \geq 0; \\ 0, & \text{if } \Delta r_k - L_k < 0, \end{cases}$$

где  $\Delta \mathbf{r}_k = \mathbf{r}_{k+1} - \mathbf{r}_k$ , м;  $L_k$  – нерастянутые длины тросов, м;  $C = ES$ , Н;  $E$  – модуль упругости Юнга, Н/м<sup>2</sup>.

Для определения  $\mathbf{F}_k$  сначала вычисляются силы Ампера, действующие на  $k$ -й участок троса:

$$\Delta \mathbf{F}_k = \frac{(I_k + I_{k+1})(\Delta \mathbf{r}_k \times \mathbf{B}_k)}{2} \quad (k=1, 2, \dots, N-1), \quad (17)$$

где  $I_k$  – сила тока, соответствующая зависимости  $I(s_k)$ , А;  $\mathbf{B}_k$  – вектор магнитной индукции, определенный в середине  $k$ -го отрезка, Тл.

Распределение сил  $\Delta \mathbf{F}_k$  по материальным точкам ЭДТС осуществляется следующим образом:

$$\mathbf{F}_k = \frac{\Delta \mathbf{F}_k + \Delta \mathbf{F}_{k-1}}{2} \quad (k=1, 2, \dots, N), \quad (18)$$

где  $\Delta \mathbf{F}_0 = \Delta \mathbf{F}_N = 0$ .

Процесс выпуска троса моделируется с помощью динамических уравнений [21]

$$m_m \ddot{L}_{N-1} = T_{N-1} - T_n, \quad (19)$$

где коэффициент  $m_m$  учитывает инерционность механизма управления, кг;  $L_{N-1}$  – нерастянутая длина  $N-1$ -го участка троса, выпущенного из механизма управления, м.

Так как в процессе разворачивания тросовой системы количество точек  $N$  увеличивается, то необходимо использовать некоторый алгоритм введения новых материальных точек троса. Здесь применяется процедура введения новых точек, описанная в [21].

### Программа управления разворачиванием ЭДКТС

Предлагаемая программа управления основывается на торможении троса силой, пропорциональной скорости его выпуска, что проще (по мнению авторов) с точки зрения практической реализации управления. Эта программа управления имеет вид

$$T_u(L, V) = f_d(L)V, \quad (20)$$

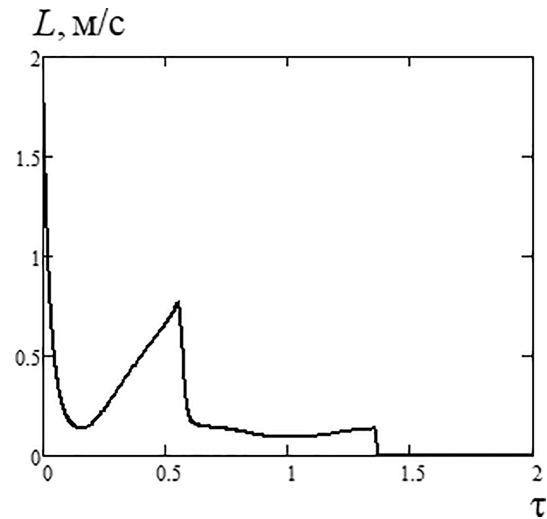
где  $f_d(L) = \begin{cases} f_{\min}, & \text{if } L < L_1; \\ f_{\min} (f_{\max} - f_{\min}) \sin^2 [k_L (L - L_1)], & \text{if } L_1 \leq L \leq L_2; \\ f_{\max}, & \text{if } L > L_2; \end{cases}$

$$L_1 = L_p - \frac{\pi}{4k_L}; \quad L_2 = L_p + \frac{\pi}{4k_L};$$

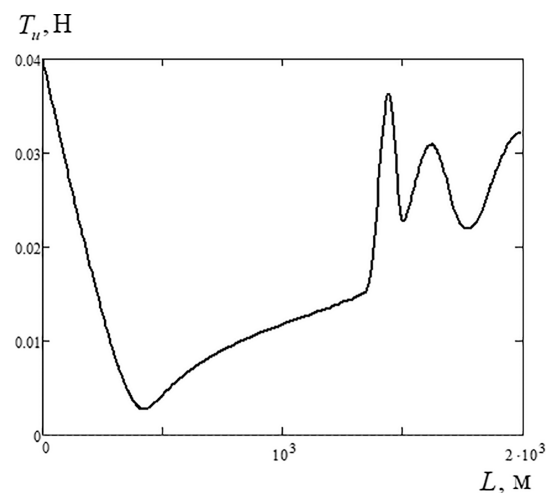
$f_{\min}, f_{\max}$  – минимальный и максимальный коэффициенты трения, Н · с/м;  $k_L$  – коэффициент, определяющий плавность перехода от  $f_{\min}$  к  $f_{\max}$ , м<sup>-1</sup>;  $L_p$  – длина, определяющая момент перехода от  $f_{\min}$  к  $f_{\max}$ , м.

Изменение скорости троса и силы его натяжения при использовании программы (20) показано на рис. 4,а и 4,б, которые построены для следу-

ющих значений параметров:  $f_{\min} = 0,02$  Н · с/м;  $f_{\max} = 0,24$  Н · с/м;  $k_L = 0,005$  м<sup>-1</sup>;  $L_p = 1500$  м. В качестве примера были проведены расчеты процесса разворачивания ЭДКТС со следующими исходными данными: начальная орбита круговая высотой  $H = 5 \cdot 10^5$  м;  $m_a = 20$  кг;  $m_c = 4$  кг;  $L_e = 2000$  м;  $a = b = 4$ . Номинальные начальные условия отделения:  $L_0 = 0,2$  м;  $\theta_0 = \dot{\theta}_0 = \varphi_0 = \dot{\varphi}_0 = 0$ . Использование программы (20) соответствует разворачиванию системы с участками разных коэффициентов торможения ( $f_{\min}$  и  $f_{\max}$ ), а параметр  $kL$  обеспечивает плавный переход от  $f_{\min}$  к  $f_{\max}$  (при увеличении значения  $k_L$  зависимость  $f_d(L)$  приближается к релейной). Упрощенный вариант программы (20) – это выпуск троса с постоянным коэффициентом торможения  $f_d(L) = \text{const}$ . На рис. 4,а параметр



а



б

Рис. 4. Номинальные зависимости при разворачивании ЭДКТС: а – скорости разворачивания троса от безразмерного времени; б – силы натяжения от длины троса

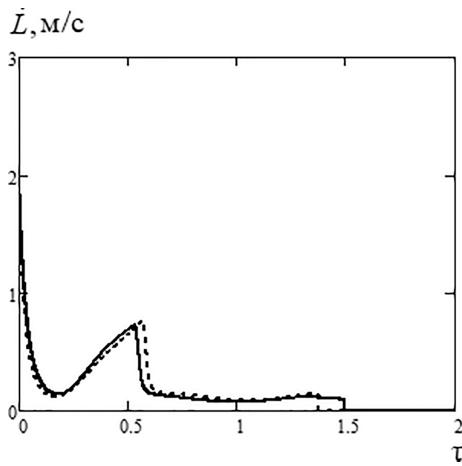
$\tau = t/T_p$  – безразмерное время;  $T_p$  – начальный орбитальный период.

**Возмущенное движение ЭДКТС**

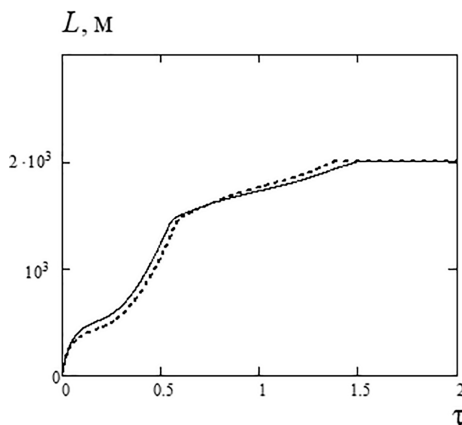
При отсутствии возмущений (в номинальном случае) характеристики движения системы, определенные с помощью уравнений (2)–(4) и (15), мало различаются, что иллюстрирует рис. 5 (сплошная линия – уравнение (15)). Ошибки при разделении КА и груза изменялись в достаточно больших диапазонах:  $V_{r0} \in [1 \text{ м/с}, 4 \text{ м/с}]$ ;  $\alpha_V, \beta_V \in [-30^\circ, 30^\circ]$ , где  $V_{r0}$  – относительная скорость разделения объектов, м/с;  $\alpha_V, \beta_V$  – углы отклонения вектора относительной скорости разделения КА от вертикали (в плоскости и вне плоскости орбиты), градусы. При наличии возмущений наиболее сложный случай движения ЭДКТС имел место, когда  $V_{r0} = 4 \text{ м/с}$ ,  $\alpha_V = -30^\circ$ ;  $\beta_V = \pm 30^\circ$  (влияние угла  $\beta_V$  характеризуется симме-

трией). На рис. 6 показаны траектории груза относительно КА (0,0) (сплошные линии – уравнение (15)): на рис. 6,а – траектории для номинального случая, на рис. 6,б – для наихудшего сочетания возмущений. Размах колебаний троса относительно вертикали при действии возмущений (рис. 6,б) увеличился почти в два раза по сравнению с номинальным случаем. Указанные диапазоны в основном ограничиваются возможностью увеличения угла  $\theta$  до критического значения  $\pi/2$ , когда КА оказывается на одной горизонтали с грузом. В частности, такой случай имеет место при  $V_{r0} = 4 \text{ м/с}$ ;  $\alpha_V < 45^\circ$ ;  $\beta_V = 0$ . В критическом случае возможно ослабление и запутывание троса, что подтверждается численными результатами.

Для компенсации действия возмущений предлагается следующий закон управления изменением тока в тросе:

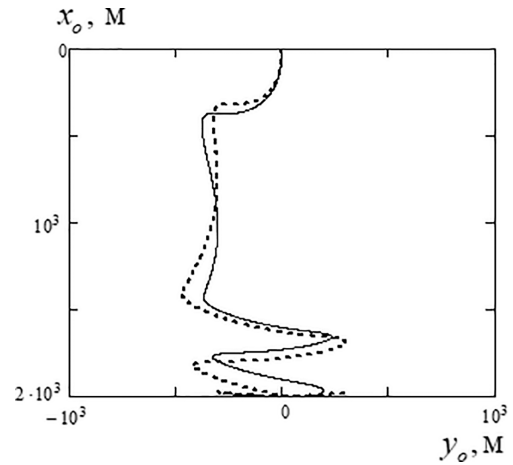


a

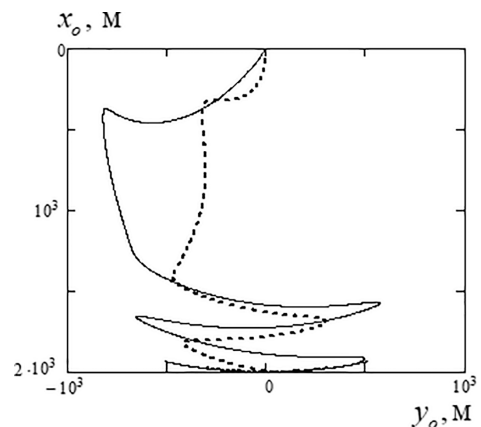


б

Рис. 5. Сравнение зависимостей от безразмерного времени, определенных по уравнениям (2)–(4) и (15) в номинальном случае (сплошные линии – уравнения (15)): а – скоростей троса; б – длин троса



a



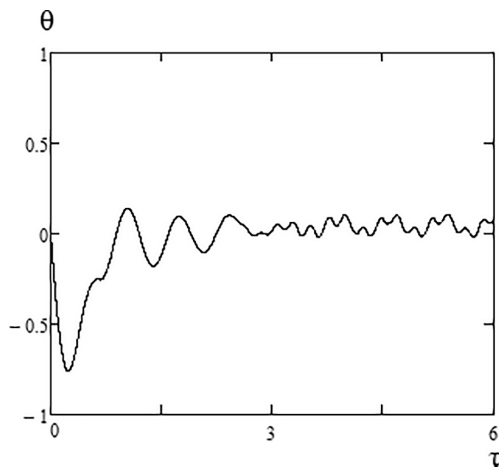
б

Рис. 6. Траектории груза относительно КА (0,0), определенные по уравнениям (2)–(4) и (15) (сплошные линии – уравнения (15)): а – для номинального случая; б – для наихудшего сочетания возмущений  $V_{r0} = 4 \text{ м/с}$ ;  $\alpha_V = -30^\circ$ ;  $\beta_V = 30^\circ$

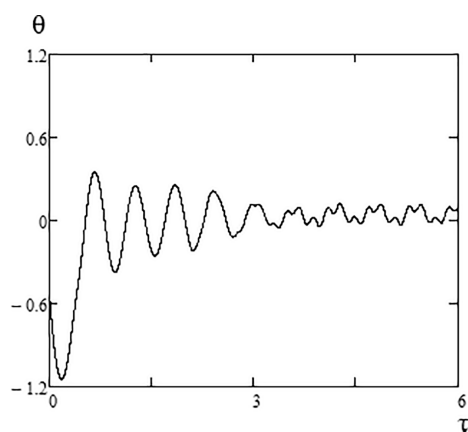
$$I_c = \begin{cases} I_s, & \text{if } \dot{\theta} \leq 0; \\ I_i, & \text{if } \dot{\theta} > 0, \end{cases} \quad (21)$$

где  $I_s$  – суммарная сила тока (управляющий потенциал присутствует), А;  $I_i$  – индукционная составляющая тока, А;  $\dot{\theta}$  – угловая скорость вращения линии, соединяющей концевые точки тросовой системы, в плоскости орбиты (форма троса в модели (15) может отличаться от прямой линии),  $\text{с}^{-1}$ .

Использование закона для стабилизации движения ЭДКТС относительно вертикали иллюстрируется на рис. 7, где  $\theta$  – угол между линией, соединяющей крайние точки системы, и вертикалью. После окончания развертывания системы (в момент времени  $\tau = t/T_o = 3$ , где  $T_o$  – период движения КА по орбите) используется закон управления (21), что позволяет уменьшить амплитуду колебаний системы относительно вертикали приблизительно в три раза



a



б

Рис. 7. Зависимости, характеризующие процесс стабилизации ЭДКТС относительно вертикали (управление силой тока):

a – для номинального случая;

б – для наихудшего сочетания возмущений  $V_{r0} = 4 \text{ м/с}$ ;  $V_{\theta 0} = 4 \text{ м/с}$ ;  $\alpha_V = -30^\circ$ ;  $\beta_V = 30^\circ$

(рис. 7,б), причем в рассматриваемом примере для этого достаточно четырех переключений тока (рис. 8). Здесь принято  $I_s = 0,1 \text{ А}$ ;  $I_i = 0,1I_s$ . После уменьшения амплитуды колебаний в дальнейшем ток  $I_s = 0,1 \text{ А}$  не изменяется, и система совершает малые колебания вблизи вертикали относительно немного смещенного положения равновесия (см. рис. 7).

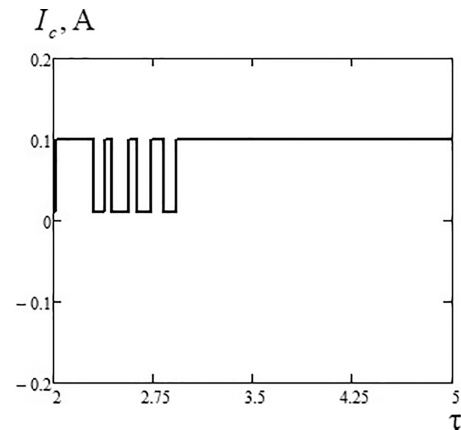


Рис. 8. Изменение тока на катоде при стабилизации движения ЭДКТС

Здесь следует отметить, что под действием распределенной нагрузки от электромагнитных сил имеют место изгибные колебания троса, что иллюстрирует рис. 9, где показаны два характерных его положения. При моделировании движения системы с использованием уравнений (15) трос в полностью развернутом состоянии разбивается точками на 10 участков. Дальнейшее увеличение количества точек, моделирующих поведение троса, практически не сказывалось на численных результатах.

Упрощенный вариант программы (20) получается, если принять постоянный коэффициент торможения троса  $f_d = \text{const}$ , тогда  $T_u(V) = f_d V$  ( $f_d = f_{\text{min}} = 0,02 \text{ Н} \cdot \text{с/м}$ ). При этом амплитуда коле-

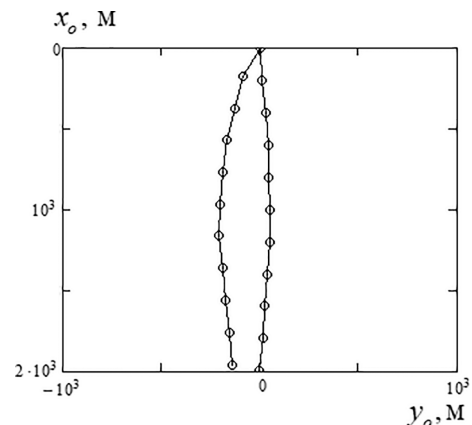


Рис. 9. Пример деформации троса при движении ЭДКТС

баний троса относительно вертикали по сравнению с той, что представлена рис. 6,б, увеличивается примерно на 20%, однако и в этом случае алгоритм стабилизации (21) достигает своей цели и уменьшает амплитуду колебаний троса до приемлемых значений (как на рис. 7,б).

Численный анализ использования программы управления движением ЭДКТС был проведен для экваториальных орбит. Рассмотрение орбит с ненулевым наклоном показывает отклонения траекторий точек системы от плоскости орбиты, следовательно, имеет место пространственное ее движение. Проведенный анализ позволяет заключить, что данный эффект аналогичен влиянию возмущения  $\beta_V \neq 0$  в случае экваториальной орбиты, то есть принципиально не меняет результатов исследования рассматриваемых программ управления. Однако, как и для изолированных тросов, наличие наклона диктует необходимость увеличивать (для достижения тех же результатов управления) требуемую силу тока (в данном случае  $I_c$ ) приблизительно в  $1/\cos i$  раз, где  $i$  – наклонение орбиты. Это связано с тем, что в данном случае вектор индукции магнитного поля Земли  $B$  не ортогонален плоскости орбиты и модуль электромагнитной силы (1), используемый для управления движением системы в плоскости орбиты (векторного произведения), уменьшается.

## Выводы

Анализируются процесс развертывания ЭДКТС, в которых конечная длина троса сравнительно небольшая (несколько километров), что характерно для применения проводящих ток неизолированных тросов, которые можно использовать для быстрого удаления с орбиты отработавших свой ресурс наноспутников и малых КА. Применение предлагаемой программы управления позволяет провести анализ в упрощенном варианте, при отсутствии замкнутого контура управления, то есть без обратной связи. Поэтому важной в этом случае является оценка влияния возмущений (ошибок при разделении КА и груза, натяжения и ослабления троса) на процесс развертывания тросовой системы.

1. Показано, что предлагаемая программа управления выпуском троса может быть использована при развертывании ЭДКТС с проводящим ток неизолированным тросом без обратной связи, что существенно упростит систему управления движением системы. Поэтому данный подход к управлению процессом формирования ЭДКТС может быть применен для быстрого удаления с орбиты малогабаритных КА и наноспутников.

2. Оценено влияние возмущений (начальных условий разделения КА и груза, растяжимости тро-

са) на процесс развертывания ЭДКТС и показано, что неизбежно возникающие при этом ошибки приведения системы в вертикальное положение могут быть компенсированы с помощью достаточно простого релейного алгоритма изменения силы тока в тросе.

3. Установлено, что допустимый диапазон изменения условий разделения КА и груза ограничивается предельным или критическим случаем, когда в процессе развертывания ЭДКТС трос занимает горизонтальное положение, что приводит к его ослаблению и запутыванию на орбитах со сравнительно малым эксцентриситетом ( $e < 0,01$ ).

Предложен и обоснован новый подход к управлению развертыванием ЭДКТС с проводящим ток неизолированным тросом, который может быть использован для быстрого удаления с орбиты малых КА и наноспутников, имеющих небольшую массу и размеры, а предлагаемую программу можно рассматривать как резервный вариант управления в аварийных ситуациях, когда невозможно использовать штатные методы управления с обратной связью.

## Список источников

1. *Kruiff M., van der Heide E.J., Ockels W.J.* Data analysis of a tethered SpaceMail experiment // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2009. Vol. 46. No. 6, pp. 1272–1287. DOI: 10.2514/1.41878
2. *Екимовская А.А., Ермаков В.Ю., Туфан А.* Исследование вращающейся тросовой космической системы в зависимости от силы натяжения троса // *Инженерный журнал: наука и инновации*. 2025. № 10(166):3. EDN TDCCMG
3. *Zhong R., Zhu Z.H.* Dynamics of Nanosatellite Deorbit by Bare Electrodynamic Tether in Low Earth Orbit // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2013. Vol. 50. No. 3, pp. 691–700. DOI: 10.2514/1.A32336
4. *Ohkawa Y., Kawamoto S., Okumura T., et al.* Review of KITE – Electrodynamic tether experiment on the H-II Transfer Vehicle // *Acta Astronautica*. 2020. Vol. 177. No. 2, pp. 750–758. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.03.014
5. *Белецкий В.В., Левин Е.М.* Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 329 с.
6. *Чернов К.С., Иванов Д.С.* Исследование движения группы из четырех связанных космических аппаратов под управлением сил Лоренца // *Космические исследования*. 2023. Т. 61. № 4. С. 339–352. DOI: 10.31857/S0023420623600022 EDN UMATAE
7. *Заболотнов Ю.М., Назарова А.А.* Метод формирования треугольной вращающейся тросовой группировки космических аппаратов с использованием электромагнитных сил // *Известия РАН. Теория и системы управления*. 2022. №4. С. 160–176. DOI: 10.31857/S000233882204014X EDN: FYVXHL
8. *Кульков В.М.* Анализ проектных параметров и исследование режимов управления орбитальным движением

- электродинамической тросовой системы // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 2. С. 41–46.
9. Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Тузилов С.А. и др. Особенности построения малоразмерных космических электродинамических тросовых систем // Известия РАН. Энергетика. 2019. № 3. С. 52–67. DOI: 10.1134/S0002331019030117
  10. Асланов В.С., Юдинцев В.В. Выбор параметров системы увода космического мусора с упругими элементами посредством тросовой буксировки // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 1. С. 7–17.
  11. Юдинцев В.В. Динамика захвата сетью вращающегося объекта космического мусора // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 37–48.
  12. Chen X., Sanmartin J.R. Bare-tether cathodic contact through thermionic emission by low-work-function materials // 39th European Physical Society Conference on Plasma Physics & 16th International Congress on Plasma Physics (2–6 July 2012; Stockholm, Sweden). Vol. 19: 073508. DOI: 10.1063/1.4736987
  13. Sánchez-Arriaga G., Bombardelli C., Chen X. Impact of Nonideal Effects on Bare Electrodynamics Tether Performance // Journal of Propulsion and Power. 2015. Vol. 31. No. 3, pp. 951–955. DOI: 10.2514/1.B35393
  14. Sanmartin J.R., Martinez-Sanchez M., Ahedo E. Bare wire anodes for electrodynamic tethers // Journal of Propulsion and Power. 1993. Vol. 9. No. 3, pp. 353–360. DOI: 10.2514/3.23629
  15. Xie K., Liang F., Xia Q., et al. Power Generation on a Bare Electrodynamics Tether during Debris Mitigation in Space // International Journal of Aerospace Engineering. 2021. DOI: 10.1155/2021/8834196
  16. Sanmartin J.R., Chen X., Sánchez-Arriaga G. Analysis of Thermionic Bare Tether Operation Regimes in Passive Mode // Physics of Plasma. 2017. Vol. 24. No. 1: 013515. DOI: 10.1063/1.4974764
  17. 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
  18. Menon C., Kruijff M., Vavonliotis A. Design and Testing of a Space Mechanism for Tether Deployment // Journal of Spacecraft and Rockets. 2007. Vol. 44. No. 4, pp. 927–939. DOI: 10.2514/1.23454
  19. Воеводин П.С., Заболотнов Ю.М. Моделирование и анализ колебаний электродинамической тросовой системы на орбите спутника Земли // Математическое моделирование. 2017. Т. 29. № 6. С. 21–34.
  20. Воеводин П.С., Заболотнов Ю.М. Моделирование процесса торможения наноспутника с помощью электродинамической тросовой системы // Проблемы управления и моделирования в сложных системах : Сборник трудов XXI Международной конференции (03–06 сентября 2019; Самара). Самара: Офорт, 2019. Т. 1. С. 232–237.
  21. Заболотнов Ю.М. Управление разворачиванием орбитальной тросовой системы, состоящей из двух малых космических аппаратов // Космические исследования. 2017. Т. 55. № 3. С. 236–246. DOI: 10.7868/S002342061702008X
  22. Дон Ч. Анализ динамики и управление движением низкоорбитальной космической тросовой системы // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 1. С. 84–91.
  23. Охоцимский Д.Е., Сухарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990. 445 с.

## References

1. Kruijff M, van der Heide EJ, Ockels WJ. Data analysis of a tethered SpaceMail experiment. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2009;46(6):1272–1287. DOI: 10.2514/1.41878
2. Ekimovskaya AA, Ermakov VYu, Tufan A. Study of a rotating tethered space system depending on the tether tension force. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 2025(10):3. (In Russ.). EDN TDCCMG
3. Zhong R, Zhu ZH. Dynamics of Nanosatellite Deorbit by Bare Electrodynamics Tether in Low Earth Orbit. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2013;50(3):691–700. DOI: 10.2514/1.A32336
4. Ohkawa Y, Kawamoto S, Okumura T, et al. Review of KITE – Electrodynamics tether experiment on the H-II Transfer Vehicle. *Acta Astronautica*. 2020;177(2):750–758. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.03.014
5. Beletskii VV, Levin EM. *Dynamics of space cable systems*. Moscow: Nauka; 1990. 329 p. (In Russ.).
6. Chernov KS, Ivanov DS. Investigation of the motion of a group of four coupled spacecraft under the control of Lorentz forces. *Cosmic Research*. 2023;61(4):339–352. (In Russ.). DOI: 10.31857/S0023420623600022 EDN UMATAE
7. Zabolotnov YuM, Nazarova AA. Method of forming a triangular rotating tethered constellation of spacecraft using electromagnetic forces. *Journal of Computer and Systems Sciences International*. 2022;61(4):677–692. (In Russ.). DOI: 10.1134/s1064230722040141 EDN TBAFED
8. Kul'kov VM. Electrodynamics Tether System Design Parameter Analyze and Orbit Motion Control Modes Investigation. *Aerospace MAI Journal*. 2011;18(2):41–46. (In Russ.).
9. Kulkov VM, Yegorov YuG, Tuzikov SA. Peculiarities of design for small-size space electrodynamic tether systems. *Izvestiya RAN. Energetika*. 2019(3):52–67. (In Russ.). DOI: 10.1134/S0002331019030117

10. Aslanov VS, Yudintsev VV. Parameters selection of space debris removal system with elastic elements by cable towing. *Aerospace MAI Journal*. 2018;25(1):7-17. (In Russ.).
11. Yudintsev VV. Rotating space debris objects net capture dynamics. *Aerospace MAI Journal*. 2018;25(4):37-48. (In Russ.).
12. Chen X, Sanmartin JR. Bare-tether cathodic contact through thermionic emission by low-work-function materials. *39th European Physical Society Conference on Plasma Physics & 16th International Congress on Plasma Physics (July 2–6, 2012; Stockholm, Sweden)*. Vol. 19:073508. DOI: 10.1063/1.4736987
13. Sánchez-Arriaga G, Bombardelli C, Chen X. Impact of Nonideal Effects on Bare Electrodynamic Tether Performance. *Journal of Propulsion and Power*. 2015;31(3):951–955. DOI: 10.2514/1.B35393
14. Sanmartin JR, Martinez-Sánchez M, Ahedo E. Bare wire anodes for electrodynamic tethers. *Journal of Propulsion and Power*. 1993;9(3):353–360. DOI: 10.2514/3.23629
15. Xie K, Liang F, Xia Q, et al. Power Generation on a Bare Electrodynamic Tether during Debris Mitigation in Space. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2021. DOI: 10.1155/2021/8834196
16. Sanmartin JR, Chen X, Sánchez-Arriaga G. Analysis of Thermionic Bare Tether Operation Regimes in Passive Mode. *Physics of Plasma*. 2017;24(1):013515. DOI: 10.1063/1.4974764
17. Bystranova TA, Zabolotnov YM. 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;24(1):19-30. (In Russ.). DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-1-19-30
18. Menon C, Kruijff M, Vavonliotis A. Design and Testing of a Space Mechanism for Tether Deployment. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2007;44(4):927–939. DOI: 10.2514/1.23454
19. Voevodin PS, Zabolotnov YuM. Modeling and analysis of oscillations of electrodynamic tether system on orbit of earth satellite. *Mathematical Models and Computer Simulations*. 2017;29(6):21–34. (In Russ.).
20. Voevodin PS, Zabolotnov YuM. Modeling the braking process of a nanosatellite using an electrodynamic cable system. *Materialy XXI Mezhduнародnoi konferentsii "Problemy upravleniya i modelirovaniya v slozhnykh sistemakh" (September 03–06, 2019; Samara)*. Samara: Ofort;2019. Vol. 1. p. 232–237. (In Russ.).
21. Zabolotnov YuM. Control of the deployment of an orbital tether system that consists of two small spacecraft. *Cosmic Research*. 2017;55(3):224–233. (In Russ.).
22. Dong Z. Analysis of dynamics and motion control of low-orbital space tether system. *Aerospace MAI Journal*. 2018;25(1):84-91. (In Russ.).
23. Okhotsimskii DE, Sikharulidze YuG. *Fundamentals of space flight mechanics*. Moscow: Nauka; 1990. 445 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 20.10.2025  
Одобрена после рецензирования / Revised 12.11.2025  
Принята к публикации / Accepted 01.12.2025