УДК 629.78 https://doi.org/10.15407/itm2020.01.019

А. В. МИЩЕНКО, А. В. ПИРОЖЕНКО

К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ

Институт технической механики
Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины,
ул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Днепр, Украина; e-mail: misch_alex@ukr.net

Метою цієї роботи є вироблення рекомендацій щодо вибору проєктних параметрів пасивної електродинамічної космічної тросової системи (ЕДКТС). На основі моделей орбітального і відносного руху ЕДКТС з урахуванням взаємодії з навколишнім середовищем проведено аналіз закономірностей руху ЕДКТС. Показано, що коливання системи біля положення рівноваги приводять до зменшення сили натягу, а при амплітуді коливань, близькій до 60 градусів, натяг троса зовнішніми силами пропадає (відбувається провисання троса). Зміна концентрації заряджених частинок, а також індукції магнітного поля Землі і ряд інших величин, що змінюються при орбітальному русі, приводять до зміни амперових сил з кутовою швидкістю центра мас ЕДКТС. Це спричиняє зміни ексцентриситету орбіти і приводить до його збільшення. Попередні оцінки показують, що для розглянутих орбіт ці зміни незначні, і, в разі початкової майже кругової орбіти, кінцеві орбіти залишаються майже круговими (тобто з малим ексцентриситетом).

Проведено аналіз залежності часу відведення космічних апаратів (КА) з ЕДКТС без додаткових контакторів від маси КА, параметрів троса і параметрів початкової орбіти. Розрахунки показують ефективність використання ЕДКТС без додаткових контакторів для відведення нано- і мікросупутників з низьких навколоземних орбіт. Показано, що збільшення довжини і радіусу троса ЕДКТС істотно скорочує час відведення КА. Час відведення КА з ЕДКТС істотно залежить від нахилу орбіти. Час відведення з приполярних орбіт збільшується в порівнянні зі середньоширотними орбітами в 3–6 разів і в порівнянні з екваторіальними – більш ніж на порядок. Це відбувається внаслідок малих значень складових індукції магнітного поля, перпендикулярних площині орбіти, для приполярних орбіт. Отримані моделі і закономірності можуть бути використані на початковому етапі проєктування малих пасивних електродинамічних космічних тросових систем.

Ключові слова: *електродинамічна космічна тросова система, система відведення космічних апаратів, початковий етап проєктування, проєктні параметри.*

Целью данной работы является выработка рекомендаций по выбору проектных параметров пассивной электродинамической космической тросовой системы (ЭДКТС). На основе моделей орбитального движения и движения ЭДКТС относительно центра масс с учетом взаимодействия с окружающей средой проведен анализ закономерностей движения ЭДКТС. Показано, что колебания системы около положения равновесия приводят к уменьшению силы натяжения, а при амплитуде колебаний, близкой к 60 градусам, натяжение троса внешними силами пропадает (происходит провисание троса). Изменение концентрации заряженных частиц, а также индукции магнитного поля Земли и ряд других величин, изменяющихся при орбитальном движении, приводят к изменению амперовых сил с угловой скоростью центра масс ЭДКТС. Это служит причиной изменения эксцентриситета орбиты и приводит к его увеличению. Предварительные оценки показывают, что для рассматриваемых орбит эти изменения незначительны, и, в случае начальной почти круговой орбиты, конечные орбиты остаются почти круговыми (то есть с малым эксцентриситетом).

Проведен анализ зависимости времени увода космических аппаратов (КА) с ЭДКТС без дополнительных контакторов от массы КА, параметров троса и параметров начальной орбиты. Расчеты показывают эффективность использования ЭДКТС без дополнительных контакторов для увода нано- и микроспутников с низких околоземных орбит. Показано, что увеличение длины и радиуса троса ЭДКТС существенно сокращает время увода КА. Время увода КА с ЭДКТС существенно зависит от наклонения орбиты. Время увода с приполярных орбит увеличивается по сравнению со среднеширотными орбитами в 3–6 раз и по сравнению с экваториальными – более чем на порядок. Это происходит вследствие малых значений составляющих индукции магнитного поля, перпендикулярных плоскости орбиты, для приполярных орбит. Полученные модели и закономерности могут быть использованы на начальном этапе проектирования малых пассивных электродинамических космических тросовых систем.

Ключевые слова: *электродинамическая космическая тросовая система, система увода космических аппаратов, начальный этап проектирования, проектные параметры.*

The aim of this work is to develop recommendations for choosing the design parameters of a passive electrodynamic space tethered system (EDSTS). Based on models of EDSTS orbital and relative motion, EDSTS motion is analyzed with account for EDSTS–environment interaction. It is shown that the oscillations of an EDSTS about its equilibrium position decrease the tether tension force, and when the oscillation amplitude is close to 60 degrees, the tether tension vanishes (the tether sags). Since the charged-particle density, the Earth's magnetic field, and a number of other quantities vary at the orbital frequency, so does the Ampere force. This changes the orbit eccentricity, namely, increases it. Preliminary estimates show that for orbits under consideration these changes are insignificant, and near-circular (small-eccentricity) orbits will remain so. The deorbit time of a spacecraft with an EDSTS without additional contactors is analyzed as a function of the spacecraft mass, the tether parameters, and the initial orbit parameters. It is shown that EDSTSs without additional contactors can be used to advantage for nano- and microsatellite removal from low-Earth orbits. Increasing the EDSTS tether length and radius significantly reduces the spacecraft deorbit time. For EDSTS-equipped spacecraft, the deorbit time essentially depends on the orbit inclination. For near-polar orbits, the deorbit time is longer by 3–6 times and by more than an order of magnitude in comparison with mid-latitude and equatorial orbits, respectively. This is due to the smallness of the magnetic field components perpendicular to the orbit plane in the case of polar orbits. The models developed and the generalities established may be used at the initial design stage of small passive electrodynamic space tethered systems.

Keywords: *electrodynamic space tethered system, spacecraft deorbit system, initial design stage, design parameters.*

Введение. В течение последних трех десятилетий конструкции рассматриваемых электродинамических космических тросовых систем (ЭДКТС) претерпели несколько важных изменений в сторону простоты и надежности. Первоначально ЭДКТС рассматривалась как длинный изолированный трос, оснащенный с одной стороны большим сферическим анодным контактором, с другой – электронной пушкой или активным полым катодом [1, 2].

Далее после экспериментов TSS-1 и TSS-1R было предложено вместо больших сферических коллекторов для сбора электронов из ионосферной плазмы оставлять трос без изоляции (оголенный), используя его в качестве гигантского зонда Ленгмюра [3, 4]. ЭДКТС в модели [3], как и ранее, предполагалась оснащенной электронной пушкой или активным полым катодом.

Следующее преобразование в конструкции ЭДКТС связанно с геометрией троса. В [5] было показано, что использование троса в виде ленты позволяет значительно эффективнее собирать ток по сравнению с цилиндрическими тросами при одинаковой их длине и массе. Преимущество ленты также состоит в том, что вероятность разрушения троса частицами космического мусора снижается более чем на порядок.

В [6 – 8] была предложена другая модель ЭДКТС с оголенным тросом без каких-либо дополнительных контакторов с плазмой. В [7] трос ЭДКТС используется как для сбора электронов, так и для сбора ионов, т. к. часть ЭДКТС приобретает отрицательный заряд и представляет собой катод, другая часть – положительный заряд и выступает в качестве анода. Использование такой пассивной ЭДКТС на порядки снижает токи в системе в сравнении с ЭДКТС, рассматриваемой в [3]. Соответственно, на порядки снижается и тормозящая сила Ампера. Однако, как показывают расчеты, пассивная ЭДКТС позволяет успешно решать задачи спуска малых космических аппаратов (КА) с низких околоземных орбит. Пассивная ЭДКТС обладает существенным преимуществом: она полностью автономна, т. е. не требует ни затрат топлива или электропитания для своего функционирования, ни дополнительных активных элементов, таких как полые катоды или электронные пушки. Значительно более простая конструкция для создания и функционирования пассивной ЭДКТС позволили предложить ее использование для проведения орбитального эксперимента по проверке расчетных моделей собирания тока из ионосферной плазмы [8].

Другая схема ЭДКТС с оголенным тросом без дополнительных контакторов с плазмой была предложена в [9, 10]. В этой схеме предлагается покрыть трос термоэлектронным материалом с низкой работой выхода электронов. Вследствие этого отрицательный сегмент троса будет не только собирать ионы, но и испускать электроны при умеренной температуре. Эта модель приобрела название «термоэлектронный оголенный трос» (ТОТ) [10].

Теоретически показано, что при достаточно низкой работе выхода электронов с поверхностного слоя троса термоэмиссия электронов с катодной части ЭДКТС может значительно превысить ионный ток, что значительно повышает эффективность системы. Тем не менее, многие вопросы, такие как стабильность термоэлектронного материала в космических условиях, а также технология производственного процесса покрытия километрового троса термоэлектронным материалом остаются открытыми. Было обнаружено, что термоэлектронные материалы легко реагируют с молекулами, которые присутствуют в атмосфере, что может привести к разрушению электродного слоя ТОТ [10].

К настоящему времени проведено значительное количество исследований закономерностей движения и функционирования ЭДКТС на околоземных орбитах (см., например, [1 – 15]) и получены существенные результаты, однако эти результаты требуют экспериментальной проверки. Здесь следует отметить следующую особенность радиальной (гравитационно-стабилизированной) ЭДКТС: положение равновесия системы нестабильно, а внешние воздействия приводят к резонансной накачке энергии в колебания системы относительно местной вертикали. Поэтому вопрос выбора параметров ЭДКТС с учетом закономерностей ее движения для каждой миссии является нетривиальным.

Цель статьи – выработка рекомендаций по выбору проектных параметров пассивной электродинамической космической тросовой системы для увода отработавших свой срок спутников с низких околоземных орбит. В качестве проектных параметров рассматриваются длина (L) и толщина троса (r_t) ЭДКТС. Анализ закономерностей движения ЭДКТС, положенный в основу выработки рекомендаций, проводится с учетом только взаимодействия системы с ионосферой и магнитосферой Земли. Аэродинамическое торможение, которое оказывает существенное влияние на орбитальное движение системы, и может оказывать существенное влияние на движение системы относительно центра масс, в данном исследовании не рассматривается.

Математические модели для исследования закономерностей орбитального движения и движения ЭДКТС относительно центра масс. *Модель орбитального движения ЭДКТС.* Наиболее удобными для исследования движения системы по орбитам, близким к круговым, представляются новые переменные, предложенные в [16, 17]:

$$\Omega,\ i,\ \Delta u,\ b_1,\ b_2,\ \gamma,$$

где Ω – аргумент восходящего узла орбиты; i – наклонение орбиты; $\Delta u = u - u_0$ – медленно меняющаяся величина, которая описывает отличия между аргументом широты рассматриваемой орбиты u и аргументом широты опорной невозмущенной круговой орбиты u_0; μ – гравитационная постоянная; p_0 – фокальный параметр опорной невозмущенной круговой орбиты; b_1, γ – относительные отклонения радиус-вектора и фокального параметра возмущенной орбиты от фокального параметра опорной орбиты; b_2 – радиальная скорость на возмущенной орбите, отнесенная к скорости движения по невозмущенной круговой орбите. Переменные b_1, b_2, γ представляют собой малые величины, которые вводятся из условия, что орбита почти круговая, т. е. расстояние от центра Земли до центра масс ЭДКТС почти не изменяется и слабо отличается от фокального параметра [16]:

$$R = p_0(1+b_1), \quad \dot{R} = b_2\sqrt{\frac{\mu}{p_0}}, \quad p = p_0(1+\gamma), \tag{1}$$

где $\vec{R}$ – радиус-вектор центра масс системы относительно притягивающего центра (Земли).

Уравнения возмущенного кеплерового движения в оскулирующих элементах, предложенных в [17], отличаются более простой формой записи:

$$\begin{aligned}
&\dot{\Omega} = q\tilde{F}_z \frac{\sin u}{\sin i},\\
&\frac{di}{dt} = q\tilde{F}_z \cos u,\\
&\Delta\dot{u} = \sqrt{\frac{\mu}{p_0^3}}\left(\frac{\sqrt{s}}{q^2} - 1\right) - \dot{\Omega}\cos i,\\
&\dot{b}_1 = b_2\sqrt{\frac{\mu}{p_0^3}},\\
&\dot{b}_2 = \sqrt{\frac{\mu}{p_0^3}}\frac{\gamma - b_1}{q^3} + \tilde{F}_x,\\
&\dot{\gamma} = 2qs\tilde{F}_y,
\end{aligned} \tag{2}$$

где $q = 1 + b_1$, $s = 1 + \gamma$, $\tilde{F}_x = F_x^*\sqrt{\frac{p_0}{\mu}}$, $\tilde{F}_y = \sqrt{\frac{p_0}{\mu(1+\gamma)}}F_y^*$, $\tilde{F}_z = \sqrt{\frac{p_0}{\mu(1+\gamma)}}F_z^*$; F_x^*, F_y^*, F_z^* – проекции возмущающих ускорений на оси орбитальной системы координат (см. [16]).

Малые величины b_1, b_2, γ связаны с кеплеровыми элементами орбиты в невозмущенном движении. Так как $p = R_a(1-e^2)$, $R = \frac{p}{1+e\cos\nu}$ и $\dot{R} = \sqrt{\frac{\mu}{p}}e\sin\nu$, то, учитывая равенства определения переменных γ, b_1, b_2 (1), нетрудно получить

$$\gamma = -e^2, \quad b_1 = -e\frac{e+\cos\nu}{1+e\cos\nu}, \quad b_2 = \frac{e\sin\nu}{\sqrt{1-e^2}}, \tag{3}$$

где R_a – большая полуось орбиты; e – эксцентриситет орбиты; ν – истинная аномалия.

Обратные выражения можно записать в виде

$$e = \sqrt{|\gamma|}, \quad e\cos\nu = \frac{\gamma - b_1}{1+b_1}, \quad e\sin\nu = b_2\sqrt{1+\gamma}. \tag{4}$$

Сила Ампера. Если принять предположение прямолинейности троса и пренебречь изменением вектора магнитной индукции $\vec{B}$ вдоль ЭДКТС, то сила Ампера, действующая на систему, равна [7]

$$\vec{F}_A = \left(\vec{e}_\xi \times \vec{B}\right)\left(\int_0^a I_1(\xi, n)d\xi + \int_a^l I_2(\xi, n)d\xi\right), \qquad (5)$$

где $I_1(\xi, n)$ – сила тока, собираемого анодной частью системы, зависящая от концентрации заряженных частиц n [7]; $I_2(\xi, n)$ – сила тока, собираемого катодной частью системы, зависящая от концентрации заряженных частиц [7]; $\vec{e}_\xi$ – единичный вектор вдоль линии троса; a – координата нулевого потенциала троса относительно окружающей плазмы.

Модель движения ЭДКТС относительно центра масс. Для исследования закономерностей движения ЭДКТС относительно центра масс под действием момента амперовых сил введем связанную систему координат (ССК) – $o\xi\eta\varsigma$, с началом в центре масс системы, ось $o\xi$ направлена вдоль линии троса от положительно заряженного тела к отрицательно заряженному, ось $o\eta$ – в плоскости орбиты, в направлении полета, ось $o\varsigma$ дополняет систему до правой, θ – угол разворота в плоскости орбиты центра масс ЭДКТС, φ – угол отклонения от этой плоскости. Будем использовать модель относительного движения, полученную из теоремы об изменении кинетического момента системы:

$$\begin{aligned} &\ddot{\varphi} + \left(\dot{\theta} + \omega_0\right)^2 \sin\varphi\cos\varphi = -\frac{3}{2}\omega_0^2 \sin 2\varphi \cos^2\theta - M_\eta / J, \\ &\ddot{\theta} - 2\left(\dot{\theta} + \omega_0\right)\dot{\varphi}\,\mathrm{tg}\varphi = -\frac{3}{2}\omega_0^2 \sin 2\theta + M_\varsigma \big/ J\cos\varphi, \end{aligned} \qquad (6)$$

где M_η, M_ς – проекции моментов внешних сил на оси СКК; ω_0 – угловая скорость центра масс ЭДКТС при орбитальном движении; J – момент инерции ЭДКТС относительно оси, перпендикулярной к линии троса.

Анализ закономерностей движения ЭДКТС. Из анализа уравнений относительного движения следует, что колебания системы приводят к уменьшению силы натяжения троса. Например, при колебаниях ЭДКТС в плоскости орбиты отклонение троса на 45 градусов уменьшает растягивающую трос внешнюю силу в два раза. При амплитуде колебаний около 70 градусов трос будет провисать, т. е. растягивающая внешняя сила будет неположительной [18]. При колебаниях ЭДКТС в плоскости, перпендикулярной орбите, отклонения троса на угол, для которого $\cos\varphi < 0.5$, $\varphi > 60^0$, приведут к его провисанию.

Движение системы в режиме гравитационной стабилизации, когда линия троса незначительно отклоняется от местной вертикали, характеризуется следующими частотами колебаний: частота колебаний в плоскости орбиты близка к $\sqrt{3}\omega_0$, а перпендикулярно плоскости орбиты – к $2\omega_0$. Частота колебаний в плоскости орбиты обусловливает низкую динамическую жесткость системы к внешним воздействиям с частотами равными орбитальной и удвоенной орбитальной частоте, а частота колебаний перпендикулярно плоскости орбиты обусловливает резонансную неустойчивость системы к внешним воздействиям с удвоенной орбитальной частотой.

Рассмотрим теперь влияние электродинамических воздействий на движение ЭДКТС относительно центра масс. Значительное преобладание электронного тока в плазме над ионным током приводит к тому, что очень короткая часть троса будет заряжена положительно. Большая удаленность точки максимального тока от центра масс системы может обуславливать существенный момент электродинамических сил, влияющий на отклонение системы от гравитационно стабилизированного положения.

Численный анализ закономерностей динамики ЭДКТС. Численный анализ движения ЭДКТС проводился на основе уравнений модели орбитального (2) и относительного движения (6) с учетом нецентральности гравитационного поля Земли и взаимодействия с ионосферой [19] и магнитосферой Земли [20, 21].

Моделирование магнитного поля и концентрации заряженных частиц ионосферной плазмы при орбитальном движении проводилось на основе Международной модели главного магнитного поля Земли (IGRF) [20, 21] и Международной справочной модели ионосферы IRI-2016 (International Reference Ionosphere) [19] при средней солнечной активности.

Поскольку изменения концентрации заряженных частиц и индукции магнитного поля Земли при орбитальном движении синхронны с орбитальным движением, то в орбитальном движении имеет место резонанс, приводящий к увеличению эллиптичности орбиты. Проведенные расчеты показывают, что во многих случаях изменения эллиптичности орбиты из-за действия силы Ампера незначительны и при начальной почти круговой орбите системы орбита остается все время почти круговой. На рис. 1 для ЭДКТС с длиной троса $L = 1$ км и радиусом $r_t = 3$ мм (параметры начальной круговой орбиты: $h = 650$ км; $i_0 = 10^\circ$; $\omega_0 = 0^\circ$; $u_0 = 0^\circ$) показаны изменения эксцентриситета орбиты e.

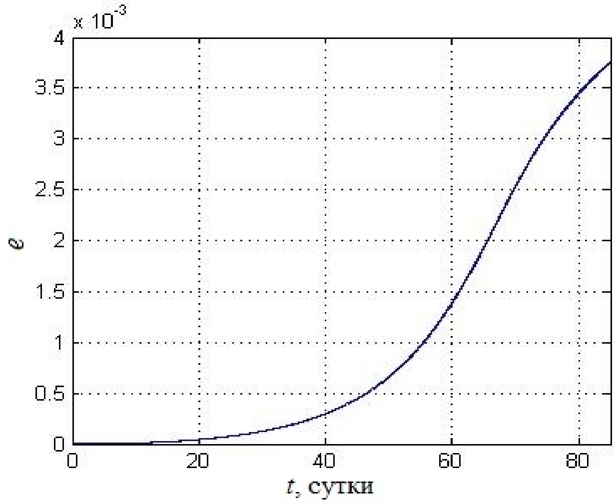
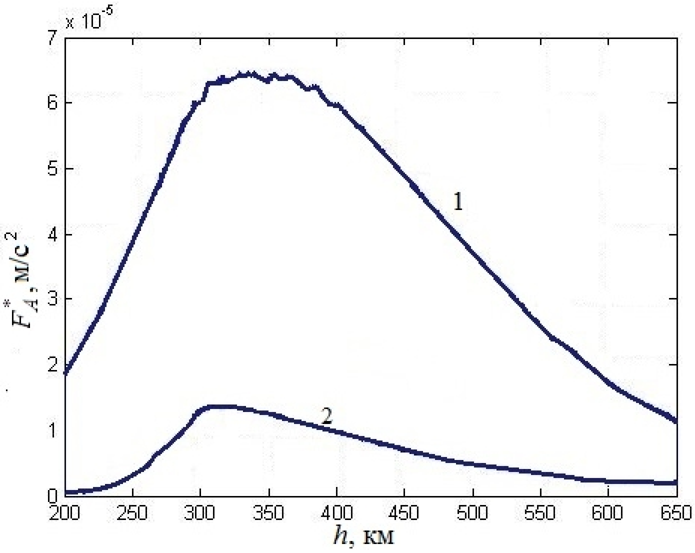


Рис. 1 – Изменение эксцентриситета e при орбитальном движении ЭДКТС

Из графика на рис. 1 можно видеть, что эксцентриситет действительно увеличивается, однако в случае начальной почти круговой орбиты и в конце спуска ЭДКТС орбиту можно считать почти круговой. Расчеты также показывают, что наклонение орбиты при орбитальном движении изменяется незначительно.

На рис. 2 для тех же параметров системы и начальных условий движения, что и для рис. 1, показана зависимость тормозящего ускорения F_A^*, вызванного силой Ампера, от высоты орбиты.



Параметры ЭДКТС: $L = 1$ км; $r_t = 3$ мм

Рис. 2 – Изменение тормозящего ускорения F_A^*, вызванного силой Ампера, при орбитальном движении ЭДКТС

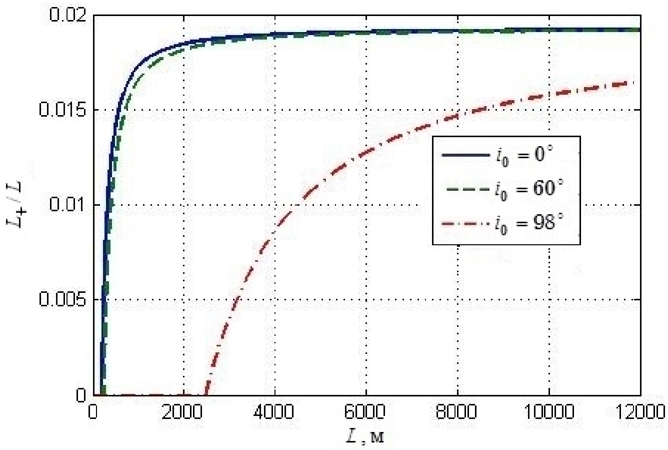
Отметим, что F_A^* зависит от концентрации заряженных частиц ионосферы, которая не постоянна, а изменяется при орбитальном движении в зависимости от широты, долготы и освещенности. Поэтому на одной и той же высоте значения тормозящих ускорений F_A^* могут быть различны. Верхний график (1) на рис. 2 соответствует максимальным значениям тормозящего ускорения для освещенной части орбиты, нижний график (2) – минимальным значениям для затененной части орбиты.

Как отмечалось выше, основной особенностью взаимодействия рассматриваемой ЭДКТС с ионосферной плазмой является сравнительно короткая положительно заряженная ее часть. На рис. 3 – рис. 4 показаны зависимости отношения анодной части L_+ ко всей длине троса L от длины троса ЭДКТС для орбит с разными наклонениями и высотами. В расчетах радиусы концевых тел принимались равными $R_c = 10$ см.

Из графиков (рис. 3 – рис. 4) можно видеть, что при произвольных длинах троса положительно заряженная часть не превосходит 2 % всей длины. С увеличением высоты орбиты положительно заряженная часть сокращается, что может быть связано с уменьшением концентрации заряженных частиц ионосферы и индукции магнитного поля Земли. Как отмечалось выше, короткая положительно заряженная часть троса обуславливает большую удаленность точки максимального тока от центра масс системы, а как следствие – существенный момент электродинамических сил. Поэтому вопрос устойчивости конфигурации ЭДКТС очень важен и требует проведения дальнейших исследований.

Изменения высоты орбиты ЭДКТС с различными параметрами вследствие действия тормозящей силы Ампера показаны на рис. 5 – рис. 8. Были рассмотрены случаи увода КА с массами $m = (3, 10, 100)$ кг с орбит с различными наклонениями ($i_0 = 30^o, 60^o, 98^o$, высота орбиты 650 км) при помощи

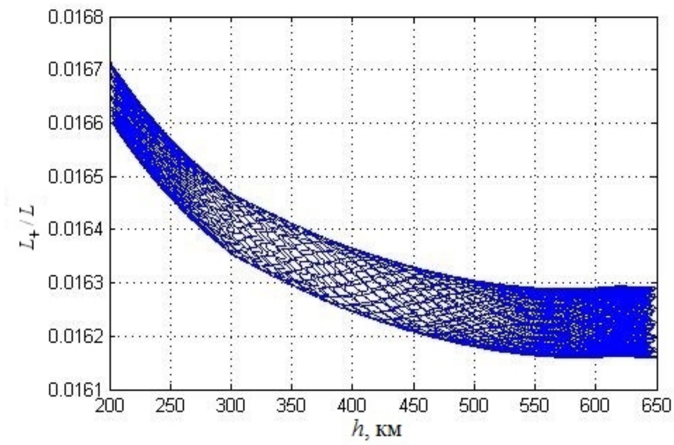
ЭДКТС с различными длинами троса $L = (1, 2, 10)$ км и различными радиусами троса $r_t = (0.69,\ 3.0)$ мм.



Параметры орбиты: $h = 650$ км; $\omega_0 = 0°$; $u_0 = 0°$;

Параметры ЭДКТС: $r_t = 3$ мм; $R_c = 10$ см

Рис. 3 – Зависимость отношения анодной части L_+ ко всей длине троса L от длины троса ЭДКТС для орбит с разными наклонениями



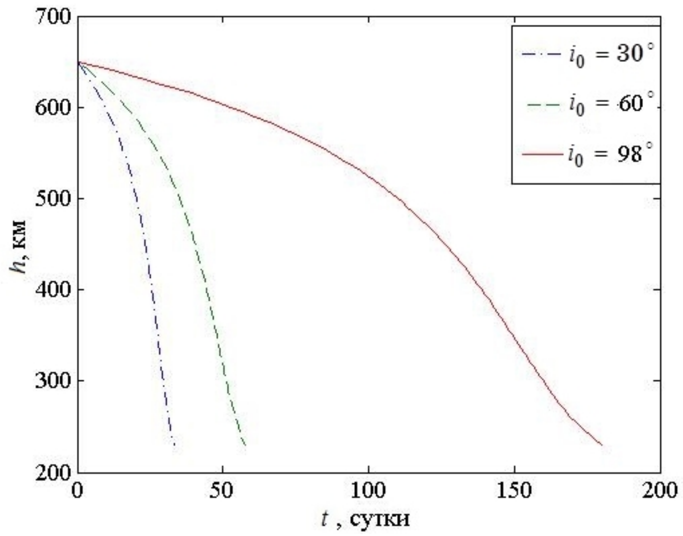
Параметры ЭДКТС: $L = 1$ км; $r_t = 3$ мм; $R_c = 10$ см

Рис. 4 – Изменение отношения положительно заряженной части троса L_+ ко всей длине троса L в зависимости от высоты орбиты ЭДКТС

Из рис. 5 можно увидеть, что время увода для приполярных орбит значительно увеличивается по сравнению с экваториальными или среднеширотными орбитами. Это происходит вследствие малых значений составляющих индукции магнитного поля, перпендикулярных плоскости орбиты, для приполярных орбит.

Графики на рис. 6 показывают эффективность использования модели ЭДКТС без дополнительных контакторов для увода нано- и микроспутников.

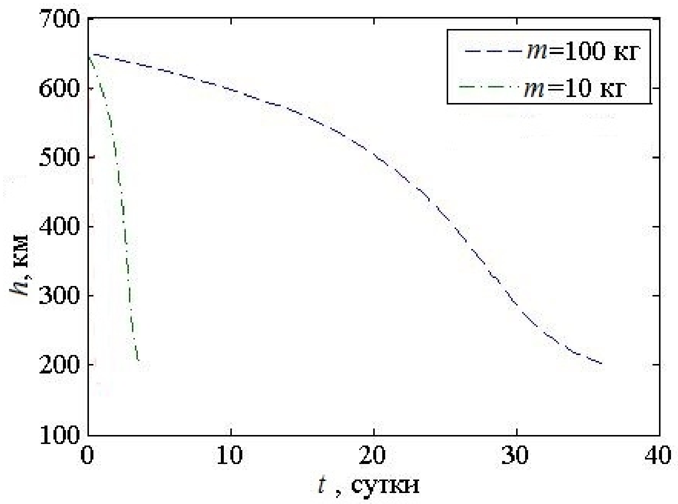
На графике, изображенном на рис. 7, показан увод КА с ЭДКТС с различными длинами троса $L = (1; 2)$ км. Значительное увеличение времени увода КА при уменьшении длины троса ЭДКТС всего в 2 раза можно объяснить тем, что тормозящая электродинамическая сила зависит от длины ЭДКТС в степени $5/2$.



Параметры начальной орбиты: $h = 650$ км; $\omega_0 = 0°$; $u_0 = 0°$

Параметры ЭДКТС: $L = 10$ км; $m = 100$ кг; $r_t = 0.69$ мм; $R_c = 10$ см

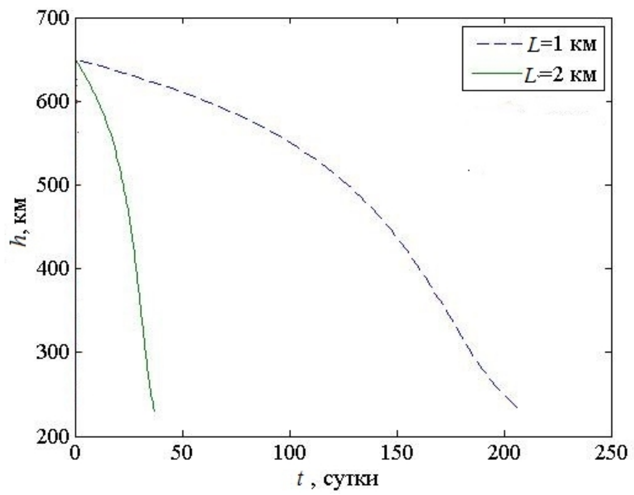
Рис. 5 – Изменение высоты орбиты *h* КА с ЭДКТС при различных наклонениях начальной орбиты i_0



Параметры начальной орбиты: $h = 650$ км; $i_0 = 30°$; $\omega_0 = 0°$; $u_0 = 0°$

Параметры ЭДКТС: $r_t = 0.69$ мм; $L = 10$ км; $R_c = 10$ см

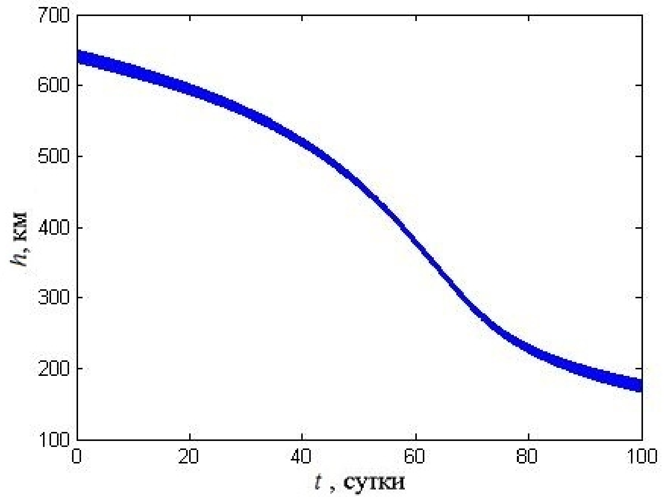
Рис. 6 – Изменение высоты орбиты (*h*) КА различных масс *m* с ЭДКТС



Параметры начальной орбиты: $h = 650$ км; $i_0 = 30^\circ$; $\omega_0 = 0^\circ$; $u_0 = 0^\circ$
Параметры ЭДКТС: $r_t = 0.69$ мм; $m = 3$ кг; $R_c = 10$ см

Рис. 7 – Изменение высоты орбиты *h* КА с ЭДКТС с различными длинами троса *L*

Расчеты показывают, что учет реального гравитационного поля Земли практически не сказывается ни на форме орбиты, ни на относительном движении системы, ни на времени увода. На рис. 8 показаны результаты расчетов изменения высоты ЭДКТС с учетом второй зональной гармоники гравитационного потенциала Земли. Расчеты проводились для тех же параметров и начальных данных движения, что и для рис. 1 – рис. 2.



Параметры начальной орбиты: $h = 650$ км; $i_0 = 10^\circ$; $\omega_0 = 0^\circ$; $u_0 = 0^\circ$
Параметры ЭДКТС: $L = 1$ км; $r_t = 3$ мм; $m = 3$ кг; $R_c = 10$ см

Рис. 8 – Изменение высоты орбиты ЭДКТС с указанными параметрами вследствие действия тормозящей силы Ампера и с учетом нецентральности гравитационного поля Земли

Сравнение графиков на рис. 7 и рис. 8 показывает, что время увода КА значительно сокращается при увеличении диаметра троса.

Для быстрой оценки времени увода системы можно воспользоваться аналитическими выражениями. Время t_H, за которое фокальный параметр снизится на интересующую нас высоту ($H = p_0 - p(t_H)$) при условии постоянства трансверсального ускорения F_y^*, можно найти из выражения [22]

$$t_H = \frac{\sqrt{1 - \frac{H}{p_0}} - 1}{\sqrt{\frac{p_0 - H}{\mu}} F_y^*}, \tag{7}$$

где p_0 – начальное значение фокального параметра орбиты; $H = p_0 - p(t_H)$ – изменение фокального параметра за время t_H.

Подставляя в (7) среднее значение F_A для диапазона высот (650 – 550) км (см. рис. 2), для $p_0 = 7021$ км и $H = 100$ км, получим, что $t_H \approx 39$ суток. По графику на рис. 8 такое изменение высоты происходит примерно за 35 суток.

Отметим, что формула (7) для ЭДКТС может быть лишь оценочной. Предположение постоянства тормозящего ускорения, вызванного силой Ампера, не соответствует действительности. В силу изменения концентрации плазмы при орбитальном движении, например из-за затененности части орбиты, собираемый ток, а следовательно, и тормозящее ускорение будут меняться в разы.

Выводы. Проведен анализ зависимости времени увода КА с ЭДКТС без дополнительных контакторов от массы КА, параметров троса и параметров начальной орбиты. Расчеты показывают эффективность использования ЭДКТС без дополнительных контакторов для увода нано- и микроспутников с низких околоземных орбит.

Показано, что увеличение длины и радиуса троса ЭДКТС существенно сокращает время увода КА. Это можно объяснить тем, что тормозящая электродинамическая сила зависит от длины ЭДКТС в степени $5/2$.

Показано, что время увода КА с ЭДКТС существенно зависит от наклонения орбиты. Время увода с приполярных орбит увеличивается по сравнению со среднеширотными орбитами в 3–6 раз и по сравнению с экваториальными – более чем на порядок. Это происходит вследствие малых значений составляющих индукции магнитного поля, перпендикулярных плоскости орбиты для приполярных орбит.

Полученные модели и закономерности могут быть использованы на начальном этапе проектирования малых пассивных электродинамических космических тросовых систем.

1 *Белецкий В. В., Левин Е. М.* Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 329 с.

2 *Strim B., Pasta M., Allais E.* TSS-1 vs. TSS-1R. Fourth International Conference on Tether In Space, Washington, 10–14 April, 1995. P. 27–42.

3 *Sanmartin J. R., Martinez-Sanchez M., Ahedo E.* Bare Wire Anodes for Electrodynamic Tethers. Journal of Propulsion and Power. 1993. V. 9, № 3. P. 353–360. https://doi.org/10.2514/3.23629

4 *Ahedo E., Sanmartin J. R.* Analysis of Bare-Tether Systems for Deorbiting Low-Earth-Orbit Satellites. Journal of Spacecraft and Rockets. 2002. V. 39, № 2. P. 198–205. https://doi.org/10.2514/2.3820

5 *Khan S. B., Sanmartin J. R.* Survival Probability of Round and Tape Tethers Against Debris Impact. Journal of Spacecraft and Rockets. 2013. V. 50, № 3. P. 603–608. https://doi.org/10.2514/1.A32383

6. *Мищенко А. В., Пироженко А. В., Шувалов В. А.* Взаимодействие электродинамической космической тросовой системы с ионосферной плазмой. Вестник Днепропетровского национального университета: Ракетно-космическая техника. 2007. № 9/2. С 190–196.

7. *Пироженко А. В., Мищенко А. В.* Малая экспериментальная электродинамическая космическая тросовая система. Электрическая модель. Космическая наука и технология. 2018. № 3. С. 3–9. https://doi.org/10.15407/knit2018.03.003
8. *Пироженко А. В., Маслова А. И. , Мищенко А. В., Храмов Д. А., Волошенюк О. Л.* Проект малой экспериментальной электродинамической космической тросовой системы. Космическая наука и технология. 2018. № 2. С 3–11 https://doi.org/10.15407/knit2018.03.003
9 *Williams J. D., Sanmartin J. R., Rand L. P.* Low Work-Function Coating for an Entirely Propellantless Bare Electrodynamic Tether. IEEE Transactions on Plasma Science. 2012. V. 40, № 5. P. 1441–1445. https://doi.org/10.1109/TPS.2012.2189589
10 *Sanmartin J. R., Chen X., Sánchez-Arriaga G.* Analysis of Thermionic Bare tether operation regimes in passive modes. 14th Spacecraft Charging Technology Conference, ESA/ESTEC, Noordwijk, 04 – 08 April 2016. P. 1–4.
11. *Bronner B., Trung D,* Developing the Miniature Tether Electrodynamics Experiment (MiTEE). URL: http://digitalcommons.usu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=3293&context=smallsat (accessed 5.02.2020).
12. HTV-KITE Experiment. URL: http://spaceflight101.com/htv-6/htv-kite-experiment/ (accessed 5.02.2020).
13. *S. Coffey, B. Kelm, A. Hoskin, J. Carroll, E. Levin,* TEPCE 1, 2. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/tepce.htm (accessed 05.02.20).
14 *Coffey S., Kelm B., Hoskin A., Carroll J., Levin E.* Tethered elctrodynamic propulsion CubeSat experiment (TEPCE). Proceedings of Air Force Orbital Resources Ionosphere Conference. 2010. P. 12–14.
15. *Johnson L., Fujii H. A., Sanmartin J. R.* Electrodynamic Propulsion System Tether Experiment (T-REX). URL: https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20100024214.pdf (accessed 05.02.2020).
16. Пироженко А. В. К построению новых форм уравнений возмущенного кеплерова движения. Космическая наука и технология. 1999. Т. 5, № 2. С. 103–107. https://doi.org/10.15407/knit1999.02.103
17 *Алпатов А. П., Белецкий В. В., Драновский В. И., Закржевский А. Е., Пироженко А. В., Трогер Г., Хорошилов В. С.* Динамика космических систем с тросовыми и шарнирными соединениями. Ижевск : Регулярная и хаотическая динамика, 2007. 558 с.
18. *Белецкий В. В.* Очерки о движении космических тел. 3-е издание, испр. и доп. М.: ЛКИ, 2009. 432 с.
19. International Reference Ionosphere - IRI-2016 // SPDF Goddard Space Flight Center. URL: https://ccmc.gsfc.nasa.gov/modelweb/models/iri2016_vitmo.php
20. ГОСТ 25645.126–85. Поле геомагнитное. Модель поля внутриземных источников. Действующий от 1987-01-01. М.: Государственный комитет СССР по управлению качеством продукции и стандартам, 1989. 22 с.
21. *Finlay C. C., Maus S., Beggan C. D., Bondar T. N., Chambodut A. and other (34 authors).* International Geomagnetic Reference Field: the eleventh generation**.** Geophysical Journal International. 2010. V. 183, № 3. P. 1216–1230. https://doi.org/10.1111/j.1365-246X.2010.04804.x
22. *Маслова А. И., Пироженко А. В.* Изменение орбиты под действием малого постоянного торможения. Космическая наука и технология. 2016. Т. 22, № 6. С. 20–25. https://doi.org/10.15407/knit2016.06.020

Получено 07.02.2020,

в окончательном варианте 25.02.2020