



2. Ильясов Б.Г., Саитова Г.А. Системный подход к исследованию многосвязных систем автоматического управления на основе частотных методов. Автоматика и телемеханика. 2013. № 3. С. 173-191.

3. Ильясов Б.Г., Саитова Г.А. Исследование линейных многосвязных САУ с запаздыванием /Материалы конференции «Управление в технических, эргатических, организационных и сетевых системах» – СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2012, 131-135с.

К.О. Сайгак

МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ПРОЦЕССА ТОРМОЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА С ПОМОЩЬЮ ПРОВОДЯЩЕГО ТОК ТРОСА

(Самарский университет)

Аннотация: доклад посвящен моделированию движения электродинамической космической тросовой системы, состоящей из связки двух малых космических аппаратов, один из которых является наноспутником, и токопроводящего неизолированного троса. Цель работы: оценить возможности торможения наноспутника с помощью проводящего ток троса.

В настоящее время большой интерес представляет применение электродинамических космических тросовых систем (ЭКТС), имеющих тросы, проводящие ток. Такие системы могут быть использованы для превращения энергии орбитального движения в электрическую мощность [1], что позволяет найти чрезвычайно разнообразные способы применения в космонавтике. Например, в последнее время возродился интерес к данной технологии у ведущих космических агентств из-за потенциального применения для удаления космического мусора. По сравнению с другими технологиями ЭКТС имеют ряд преимуществ. В их числе малая масса, компактные размеры, не требуется ракетное топливо для совершения движения, простота использования.

Под космической тросовой системой понимается комплекс искусственных космических объектов (спутников, кораблей), соединенных длинными тонкими гибкими элементами (тросами, кабелями), совершающий орбитальный полет [2]. В наиболее простом виде — это связка двух космических наноспутников, соединенных неизолированным тросом. Обозначим массы верхнего и нижнего аппаратов как m_1 и m_2 .

Рассмотрим электродинамическую систему с неизолированным тросом, предназначенную для удаления с орбиты малых космических аппаратов. На проводящий неизолированный трос в магнитном поле Земли действует сила Ампера, которая обеспечивает изменение параметров орбиты ЭКТС (уменьшение высоты полета ее центра масс).

В первоначальном состоянии ЭКТС находится в режиме гравитационной стабилизации в развернутом состоянии [3], то есть трос располагается по мест-



ной вертикали. На ЭКТС с неизолированным тросом в магнитном поле Земли действует момент сил Ампера, который вычисляется следующим образом [4]:

$$M_e = \int_0^L \vec{D} \times \vec{F} \quad (1)$$

где $\vec{F} = I_s(L)\vec{l} \times \vec{B}$ – сила Ампера, $I_s(s) = \int_0^L I(s)ds$, $I(s)$ – распределение тока по тросу, L – длина троса, \vec{D} – радиус-вектор точки приложения силы \vec{F} относительно центра масс системы, $\vec{B} = \mu R^{-3}\vec{e}$ – вектор магнитной индукции, $\mu = 8 \cdot 10^6 \text{ Тл} \cdot \text{км}^3$ – магнитный момент земного диполя, R – модуль радиус-вектора центра масс системы, \vec{l} – единичный вектор вдоль троса. При определении момента (1) предполагается, что плоскость орбиты центра масс системы близка к плоскости магнитного экватора Земли.

При действии момента (1) ЭКТС будет совершать колебания относительно смещенного положения равновесия, причем направление этого смещения будет зависеть от направления тока. В этом случае колебания ЭКТС на орбите будут описываться следующим уравнением [4]

$$\ddot{\theta} + \frac{3}{2}n^2 \sin 2\theta = \frac{M_a}{m_e L^2} \quad (2)$$

где θ – угол отклонения троса от вертикали, $m_e = \frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2}$ – приведенная масса,

$v = 1 + e \cos \vartheta$,

e – эксцентриситет орбиты,

ϑ – угол истинной аномалии.

Уравнение невозмущенной орбиты центра масс имеет вид

$$R = \frac{p}{1 + e \cos J} = \frac{p}{n} \quad (3)$$

где p – параметр орбиты.

Производные для истинной аномалии в невозмущенном движении определяются следующим образом

$$\frac{d\vartheta_0}{dt} = \sqrt{\frac{K}{p^3}} (1 + e \cos \vartheta_0)^2, \quad \frac{d^2\vartheta_0}{dt^2} = -\frac{2K}{p^3} e \sin \vartheta_0, \quad (4)$$

где K – гравитационная постоянная Земли.

Для описания возмущенного движения центра масс ЭКТС используется система дифференциальных уравнений в оскулирующих элементах [5]:

$$\frac{dA}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \frac{2A}{1 - e^2} (a_s e \sin J + \frac{a_T p}{R}), \quad (5)$$

$$\frac{de}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \left\{ a_s \sin J + a_T \left[\frac{1}{K} \left(1 + \frac{R}{p} \right) + \frac{eR}{p} \right] \right\}, \quad (6)$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \left[\frac{K}{R^2} + a_s \frac{\cos \vartheta}{e} - \frac{a_T}{e} (1 + R/p) \sin \vartheta \right], \quad (7)$$



где $a_T = \frac{F_T}{m_1 + m_2}$ и $a_s = \frac{F_s}{m_1 + m_2}$ – трансверсальное и радиальное ускорение от силы Ампера, $p = A(1 - e^2)$, $F_T = -F \cos q$, $F_s = F \sin q$, A – большая полуось орбиты.

Обозначая $\overset{1}{w}_E$ как вектор скорости вращения Земли, можно определить скорость центра масс системы относительно Земли

$$\vec{v}_r = \vec{v} - \vec{\omega}_E \times \vec{r}, \quad (8)$$

где $\overset{1}{v}$ – вектор абсолютной скорости ЭКТС и $\overset{1}{r}$ – вектор положения центра масс системы в геоцентрической инерциальной системе координат [6]. Будет рассматривать случай, когда система стабилизирована вблизи локальной вертикали гравитационным градиентом. Поскольку неизолированный проводящий трос пересекает магнитное поле Земли на орбитальной скорости, то напряженность электрического поля будет равна [6]

$$E_m = \frac{dV_p}{ds} = (\vec{v}_r \times \vec{B}) \cdot \vec{l}, \quad (9)$$

где V_p – индуцированное движением напряжение. На рисунке 1 представлена схема тросовой системы, содержащей на каждом конце троса устройства для замыкания токовой петли. Точки А и С обозначают анод и катод соответственно, точка В – точку нулевого потенциала. Полученное электрическое поле будет состоять из двух частей – АВ, где значение тока не постоянно и увеличивается последовательно вследствие группирования электронов и ионов ионосферы на положительно и отрицательно определенных участках троса, и ВС, где ток постоянный на всем участке.

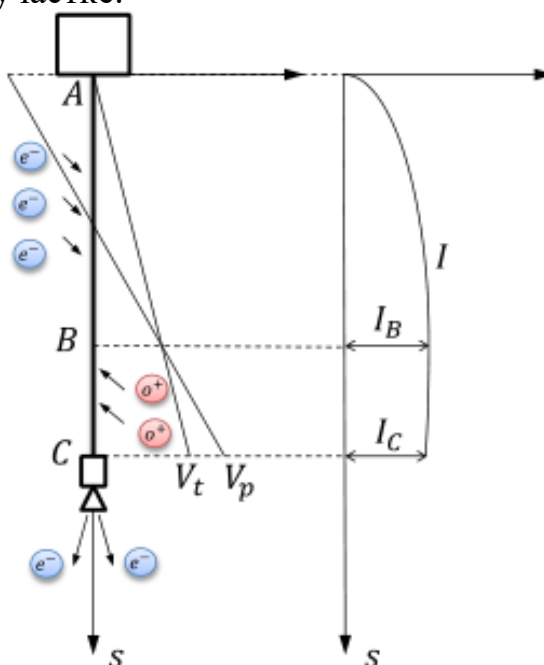


Рисунок 12 – Схема электродинамической неизолированной тросовой системы и изменения тока [6]

Таким образом, определение силы Ампера (Лоренца), действующей на систему, сводится к поиску площади участка, где имеется электрический ток $I_s(s)$ [7].



Площадь участка АВ может быть найдена несколькими методами численного интегрирования, мы будем рассматривать метод средних прямоугольников, площадь участка ВС находится как площадь прямоугольника.

Некоторые результаты расчетов представлены на рисунках 2 и 3. На рисунке 2 показан результат вычисления значения тока I вдоль троса длиной $L=2$ км.

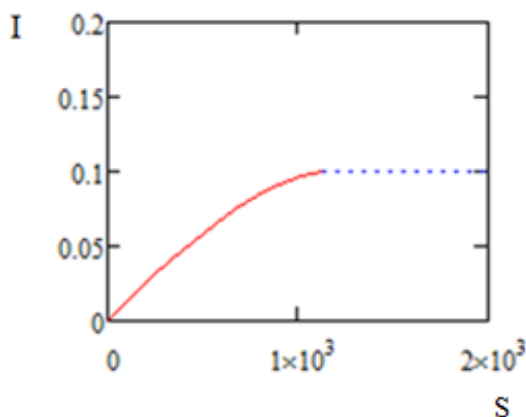


Рисунок 2 – Распределение тока I вдоль троса

Таким образом, в работе показано, что с помощью ЭКТС с неизолированным тросом можно существенно изменять параметры орбиты центра масс тросовой системы.

Литература

1. Белецкий, В.В. Динамика космических тросовых систем [Текст]/В.В. Белецкий, Е.М. Левин. – М.: Наука. Гл. ред. Физ.–мат. лит., 1990. – 336 с.
2. Осипов В.Г., Шошунов Н.Л. Космические тросовые системы: история и перспективы // Земля и Вселенная – 1998. - №4. – С. 19-29.
3. Zabolotnov Yu. Introduction to the dynamics and control of the motion of space tether systems. Beijing: SciencePress, 2013. 140 p.
4. Воеводин П.С., Заболотнов Ю.М. Моделирование и анализ колебаний электродинамической тросовой системы на орбите спутника Земли // Математическое моделирование, т.29, №6, 2017, 21-34с.
5. Охоцимский, Д.Е. [Текст] Основы механики космического полета // Д.Е.Охоцимский, Ю.Г.Сихарулидзе. – М.:Наука, 1990. – 448 с.
6. Zhong R., Zhu Z.H. Nano-Satellite Deorbit by Bare Electrodynamic Tether // IAA Atmospheric Flight Mechanics (AFM) Conference, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences, (AIAA 2013-4683) – 3-6 p.
7. Zhong R., Zhu Z.H. Dynamics of Nanosatellite Deorbit by Bare Electrodynamic Tether in Low Earth Orbit // J. of Spacecraft and Rockets– 2013. – V.50. – №3. – 1-10 p.