

УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ С УЧЁТОМ КОЛЕБАНИЙ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© 2008 В. С. Асланов¹, Н. Р. Стратилатов²

¹Самарский государственный аэрокосмический университет

²Государственный научно-производственный ракетно-космический центр
«ЦСКБ-Прогресс»

Рассматривается механическая система, включающая в себя космический аппарат (КА), весомый трос и концевой груз. КА представляется как твёрдое тело, совершающее движение центра масс и вокруг центра масс под действием гравитационного момента и момента от силы натяжения троса. С помощью уравнения Лагранжа второго рода получена математическая модель плоского движения представленной механической системы. Показано, что полученная модель может быть использована как для анализа развёртывания тросовой системы, так и для изучения поведения самого КА.

Космический аппарат, трос, орбитальное движение, колебания, уравнения Лагранжа, плоское движение

Формулировка проблемы

Аналізу космических тросовых систем посвящены многочисленные научные работы, например [1-11], в которых объектами исследований являлись трос, полезный груз и КА. Орбитальные тросовые системы могут применяться для различных задач перемещения полезной нагрузки в космическом пространстве, в том числе и для доставки полезной нагрузки на поверхность Земли. В этом случае могут реализовываться два способа развёртывания тросовой системы: статический и динамический [4, 8]. При динамическом развёртывании трос выпускается быстрее, чем при статическом развёртывании, и под действием кориолисовой силы капсула отклоняется от вертикали, а затем, после того как трос развёрнут на полную длину, начинается возвратное движение капсулы к вертикали. Переменная по величине и направлению сила натяжения троса создаёт дополнительный момент, под действием которого КА совершает нестационарные колебания относительно центра масс, что в свою очередь приводит, например, к возникновению нежелательных дополнительных микроускорений [12] при отказе системы ориентации и при её работе [13]. В известных математических моделях космических тросовых систем [1-11] КА рассматривается как мате-

риальная точка, и это обстоятельство не позволяет использовать их для анализа движения самого КА как твёрдого тела.

В предлагаемой работе считается, что КА представляет собой твёрдое тело, совершающее движение центра масс и вокруг центра масс под действием гравитационной силы, гравитационного момента и момента от силы натяжения троса. Выбор той или иной физической модели системы «КА + трос с концевым модулем» обусловлен режимами её движения и целями исследований. Физическую модель будем определять следующим образом. КА задан как твёрдое тело с главными осями инерции; центр масс КА и точка выпуска в процессе развёртывания троса или точка крепления, когда трос уже выпущен, не совпадает с центром масс КА. Длина троса изменяется, масса троса пропорциональна длине. Концевой модуль – материальная точка. Математическая модель будет составлена с помощью корректного и весьма эффективного метода – уравнения Лагранжа второго рода [14]. Следует учесть, что сила натяжения троса, как правило [8], представляется управлением и является непотенциальной. Математическая модель должна быть достаточно простой, легко интерпретируемой, сохранять основные особенности физической модели и отражать основные закономернос-

ти движения системы. Это позволит проверить основные предположения по поведению системы.

Кинетическая энергия системы

При выводе уравнений движения будем пренебрегать гибкостью троса. Единственная сила, действующая на трос – гравитационная сила. Аэродинамической силой и солнечным давлением будем пренебрегать. На концах троса находятся КА массой m_1 и груз - материальная точка массой m_2 . В качестве обобщённых координат примем: $q_1 = r = OC$ - расстояние между центром Земли и центром масс системы C (рис. 1), $q_2 = l$ - длина троса, $q_3 = J$ - угол истинной аномалии центра масс системы, $q_4 = j$ - угол отклонения троса относительно линии OC , $q_5 = a$ - угол отклонения оси КА O_1x_1 относительно троса. Согласно процедуре Лагранжа составим выражение для кинетической энергии системы, в данном случае в виде суммы четырёх слагаемых:

$$T = T_C + T_l + T_{TC} + T_{КА}, \quad (1)$$

где T_C - кинетическая энергия центра масс системы; T_l - кинетическая энергия, связанная с удлинением троса; T_{TC} - кинетическая

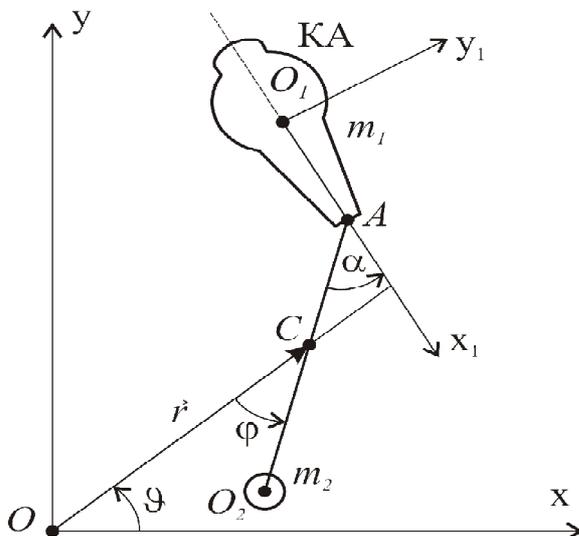


Рис. 1. КА с тросовой системой

энергия вращения весоного троса и двух материальных точек O_1 и O_2 массой, соответственно, m_1 и m_2 относительно центра масс системы C ; $T_{КА}$ - кинетическая энергия относительного вращения КА. При записи выражения для кинетической энергии (1) предполагалось, что плечо силы натяжения $\Delta = O_1A$ значительно меньше длины троса l .

Поступательная кинетическая энергия соответствует абсолютному движению центра масс системы по орбите и включает в себя радиальную и трансверсальную скорости:

$$T_C = \frac{1}{2} m (\dot{r}^2 + r^2 \dot{J}^2), \quad (2)$$

где $m = m_1 + m_2 + m_t$ - полная масса системы, $m_t(l) = rSl$ - масса троса (r - плотность троса, S - площадь поперечного сечения троса), $m_1 = m_1^0 - m_t$ - текущая масса КА, m_1^0 - начальная масса КА.

Кинетическая энергия удлинения троса может быть представлена в виде [15]

$$T_l = \frac{1}{2} \frac{m_1(m_2 + m_t)}{m} \dot{l}^2 = \frac{1}{2} m_t(l) \dot{l}^2, \quad (3)$$

где $m_t(l)$ - редуцированная масса троса.

Кинетическую энергию вращения весоного троса и двух материальных точек O_1 и O_2 запишем следующим образом:

$$T_{TC} = \frac{1}{2} I_C w^2, \quad (4)$$

где I_C - момент инерции тросовой системы (трос и две материальные точки O_1 и O_2) относительно центра масс системы, w - абсолютная угловая скорость вращения гантели. Для выбранных обобщённых координат (рис. 1) выражение для угловой скорости имеет вид

$$w = \dot{J} + j\dot{l}. \quad (5)$$

Момент инерции тросовой системы относительно центра масс C в обобщённых координатах определим в виде четырёх слагаемых:

$$I_C = m_1 r_1^2 + m_2 r_2^2 + \frac{rS}{3}(r_1^3 + r_2^3), \quad (6)$$

где $r_1 = O_1 C \approx AC = \frac{m_2 + \frac{m_t}{2}}{m} l$,

$$r_2 = O_2 C = \frac{m_1 + \frac{m_t}{2}}{m} l.$$

После преобразований и упрощений момент инерции тросовой системы (6) может быть записан в виде [14]:

$$I_C(l) = \left[\frac{(2m_1 + m_t)(2m_2 + m_t)}{4m} - \frac{m_t}{6} \right] l^2 = m_*(l) l^2, \quad (7)$$

где $\delta_*(l)$ - редуцированная масса тросовой системы. Подставим (5) и (7) в (4) и в результате получим кинетическую энергию вращения тросовой системы относительно центра масс:

$$T_{TC} = \frac{1}{2} m_* l^2 (\mathcal{J} + j\mathcal{J})^2. \quad (8)$$

Осталось определить кинетическую энергию вращения КА относительно собственного центра O_1 :

$$T_{KA} = \frac{1}{2} I_z w_{KA}^2 = \frac{1}{2} I_z (\mathcal{J} + j\mathcal{J} + \mathcal{J})^2, \quad (9)$$

где I_x, I_y, I_z - главные моменты инерции КА в связанной системе координат $O_1 x_1 y_1 z_1$ (рис. 1).

Если подставить (2), (3), (8) и (9) в выражение (1), то получим кинетическую энергию системы в виде

$$T = \frac{1}{2} \left[m(\mathcal{E} + r^2 \mathcal{E}) + m_t(l) \mathcal{E} + m_*(l) l^2 (\mathcal{J} + j\mathcal{J})^2 + I_z (\mathcal{J} + j\mathcal{J} + \mathcal{J})^2 \right] \quad (10)$$

Потенциальная энергия системы

Потенциальная энергия системы состоит из потенциальной энергии тросовой системы (весомый негибкий трос и две точечные массы на концах O_1 и O_2) [15]

$$\dot{I}_{TC} = -\frac{mm}{r} + \frac{mm_* l^2}{2r^3} (1 - 3 \cos^2 j), \quad (11)$$

где m - гравитационный параметр, и потенциальной энергии для твёрдого тела (КА) в центральном поле [16]:

$$\dot{I}_{KA} = \frac{3m}{2r^3} (I_x - I_y) \cos^2 a. \quad (12)$$

Очевидно, что потенциальная энергия тросовой системы и КА как твёрдого тела определяется суммой двух потенциальных энергий (11) и (12):

$$\begin{aligned} \dot{I} &= \dot{I}_{TC} + \dot{I}_{KA} = \\ &= -\frac{mm}{r} + \frac{mm_* l^2}{2r^3} (1 - 3 \cos^2 j) + \\ &+ \frac{3m}{2r^3} (I_x - I_y) \cos^2 a. \end{aligned} \quad (13)$$

Уравнения движения

Для рассматриваемой механической системы определим с помощью (10) и (13) лагранжиан как

$$\begin{aligned} L &= T - \dot{I} = \\ &= \frac{1}{2} \left[m(\mathcal{E} + r^2 \mathcal{E}) + m_t(l) \mathcal{E} + m_*(l) l^2 (\mathcal{J} + j\mathcal{J})^2 + I_z (\mathcal{J} + j\mathcal{J} + \mathcal{J})^2 \right] + \\ &+ \frac{mm}{r} - \frac{mm_* l^2}{2r^3} (1 - 3 \cos^2 j) - \frac{3m}{2r^3} (I_x - I_y) \cos^2 a. \end{aligned} \quad (14)$$

Тогда уравнение Лагранжа второго рода примет вид [14]

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_j} - \frac{\partial L}{\partial q_j} = Q_j, \quad j = \overline{1,5}, \quad (15)$$

$$(q_1 = r, q_2 = l, q_3 = J, q_4 = j, q_5 = a),$$

где Q_j - непотенциальные силы.

Пусть расстояние от центра планеты до центра масс системы значительно больше длины троса и соответствующего радиуса инерции КА: $i_z = \sqrt{I_z / m_1}$. Тогда можно утверждать, что выполняется следующее условие:

$$mr^2 \gg m_* l^2, I_z. \quad (16)$$

Отметим, что лагранжиан системы (14) не зависит от угла истинной аномалии J , который является циклической координатой. В этом случае уравнениям Лагранжа второго рода (15) отвечают четыре дифференциальных уравнения движения второго порядка:

$$\begin{aligned} \mathcal{L} = r \dot{\mathcal{J}}^2 - \frac{m}{r^2} + \frac{3m\bar{m}_* l^2}{2r^4} (1 - 3\cos^2 j) + \\ + \frac{9m}{2mr^4} (I_x - I_y) \cos^2 a, \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\mathcal{J}} = 2 \frac{\dot{\mathcal{J}}}{r} \dot{r} - \frac{1}{m_* l^2} \frac{d(m_* l^2)}{dt} (\dot{j} + \dot{\mathcal{J}}) - \\ - \frac{1}{\bar{I}_z^{-1} + 1} \left(\ddot{\mathcal{J}} - \frac{3m}{(1 + \bar{I}_z) r^3} \sin j \cos j \right), \end{aligned} \quad (18)$$

$$\begin{aligned} \mathcal{L} = \frac{3m}{r^3} \frac{I_x - I_y}{I_z} \sin a \cos a - \\ - (\dot{\mathcal{J}}) - \frac{P\Delta}{I_z} \sin(a - j) + 2 \frac{\dot{\mathcal{J}}}{r}, \end{aligned} \quad (19)$$

$$\begin{aligned} \mathcal{L} = \frac{1}{m_l} \times \\ \times \left\{ -\frac{1}{2} \frac{\partial m_l}{\partial l} \dot{\mathcal{J}} + \left(\frac{\partial m_*}{\partial l} l^2 + 2m_* l \right) [(\dot{\mathcal{J}} + \dot{j})^2 - \frac{m}{r^3} (1 - 3\cos^2 j)] - P \right\} \end{aligned} \quad (20)$$

и один первый интеграл

$$\frac{\partial L}{\partial \dot{\mathcal{J}}} = mr^2 \dot{\mathcal{J}} + m_*(l) l^2 (\dot{\mathcal{J}} + \dot{j}) + I_z (\dot{\mathcal{J}} + \dot{j}) = const,$$

где $\bar{m}_*(l) = \frac{m_*(l)}{m}$, $\bar{I}_z = \frac{I_z}{m_* l^2}$, $\Delta = O_1 A$; $P = P(t)$

- сила натяжения троса, используемая, как правило, в качестве управления при развёртывании тросовых систем [8]. Уравнения (17)-(20) получены с учётом условия (16).

Исключим из правых частей уравнений (18) и (19) вторые производные и в результате представим систему уравнений движения

КА с тросовой системой, разрешённую относительно вторых производных:

$$\begin{aligned} \mathcal{L} = r \dot{\mathcal{J}}^2 - \frac{m}{r^2} + \frac{3m\bar{m}_* l^2}{2r^4} (1 - 3\cos^2 j) + \\ + \frac{9m}{2mr^4} (I_x - I_y) \cos^2 a, \\ \ddot{\mathcal{J}} = 2 \frac{\dot{\mathcal{J}}}{r} \dot{r} - \frac{1}{m_* l^2} \frac{d(m_* l^2)}{dt} (\dot{j} + \dot{\mathcal{J}}) - \\ - \frac{3m}{r^3} \left[\sin j \cos j + \frac{I_x - I_y}{m_* l^2} \sin a \cos a \right] + \\ + \frac{P\Delta}{m_* l^2} \sin(a - j), \\ \mathcal{L} = \frac{3m}{r^3} (I_x - I_y) \left(\frac{1}{I_z} + \frac{1}{m_* l^2} \right) \sin a \cos a - \\ - P\Delta \left(\frac{1}{I_z} + \frac{1}{m_* l^2} \right) \sin(a - j) + \end{aligned} \quad (21)$$

$$+ \frac{1}{m_* l^2} \frac{d(m_* l^2)}{dt} (\dot{j} + \dot{\mathcal{J}}) + \frac{3m}{r^3} (\sin j \cos j),$$

$$\begin{aligned} \mathcal{L} = \frac{1}{m_l} \times \\ \times \left\{ -\frac{1}{2} \frac{\partial m_l}{\partial l} \dot{\mathcal{J}} + \left(\frac{\partial m_*}{\partial l} l^2 + 2m_* l \right) [(\dot{\mathcal{J}} + \dot{j})^2 - \frac{m}{r^3} (1 - 3\cos^2 j)] - P \right\}. \end{aligned}$$

Если центр масс системы движется по круговой орбите ($r = const$), то уравнения движения (21) можно записать в более простом виде:

$$\begin{aligned} \ddot{\mathcal{J}} = -\frac{1}{m_*} \frac{d(m_* \bar{l}^2)}{dt} (\dot{j} + \dot{\mathcal{J}}) - \\ - \frac{3m}{r^3} \left[\sin j \cos j + (\bar{I}_x - \bar{I}_y) \sin a \cos a \right] + \\ + N \sin(a - j), \\ \mathcal{L} = \left[\frac{3m}{r^3} (\bar{I}_x - \bar{I}_y) \sin a \cos a - N \sin(a - j) \right] (\bar{I}_z^{-1} + 1) + \\ + \frac{1}{m_*} \frac{d(m_* \bar{l}^2)}{dt} (\dot{j} + \dot{\mathcal{J}}) + \frac{3m}{r^3} (\sin j \cos j), \end{aligned} \quad (22)$$

$$\ddot{r} = \frac{1}{m_t} \times \times \left\{ -\frac{1}{2} \frac{\partial m_t}{\partial t} \dot{r}^2 + \left(\frac{\partial m_t}{\partial t} \bar{T}^2 + 2m_t \bar{T} \right) \left[(\dot{\theta} + j\dot{\phi})^2 - \frac{m}{r^3} (1 - 3\cos^2 j) \right] - P \right\},$$

где $N = \frac{P\Delta}{m_s l^2}$; $\bar{l} = \frac{l}{r}$ - безразмерная длина

троса; $\bar{I}_x = \frac{I_x}{m_s l^2}$, $\bar{I}_y = \frac{I_y}{m_s l^2}$ - безразмерные

моменты инерции.

Уравнения движения (21) и (22) обобщают известные математические модели, например [9, 12, 15], и позволяют проводить исследование движения космической тросовой системы с учётом поведения КА, троса и концевого груза.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (06-01-00355).

Библиографический список

1. Белецкий, В. В. Динамика космических тросовых систем [Текст]/В. В. Белецкий. - М.: Наука, 1990. - 329 с.

2. Черноусько, Ф. Л. Динамика свертывания космической тросовой системы [Текст]/Ф. Л. Черноусько//Прикладная математика и механика. - 1995. - Т. 59. Вып. 2. - С. 179-187.

3. Алпатов, А. П. Космические тросовые системы. Обзор проблемы [Текст]/А. П. Алпатов, В. И. Драновский, А. Е. Закржевский, А. В. Пироженко, В. С. Хорошилов//Укр. космическая наука и технология. - 1997. - Т. 3. Вып.5 /6. - С. 21-29.

4. Дигнат, Ф. Управление колебаниями орбитальной тросовой системы [Текст]/Ф. Дигнат, В. Шилен//Прикладная математика и механика.-2000. - Т. 64. Вып. 5. - С. 747-754.

5. Сидоров, И. М. Об использовании тросовых систем для создания постоянно действующего транспортного канала в космическом пространстве [Текст]/И. М. Сидоров//Полет. - 2000. - №8. - С. 36-39.

6. Сидоров, И. М. Принципиальная возможность использования тросовых систем для реализации гравитационных маневров в окрестности планеты [Текст]/И. М. Сидоров/

/Докл. Российской академии наук. - 2002. - Т. 384. №4. - С. 483-488.

7. Иванов, В. А. Космические тросовые системы. Некоторые аспекты практического использования [Текст]/В. А.Иванов, С. А.Купреев, М. Р.Либерзон. - М.: СИП РИА, 2005. - 100 с.

8. Zimmermann, F. Optimization of the tether-assisted return mission of a guided re-entry capsule [Текст]/F. Zimmermann, U. M. Schuttle, E. Messerschmid//Aerospace Science and Technology. - 2005. - V. 9. №8. - P. 713-721.

9. Williams, P. Libration In-plane payload capture using tethers [Текст]/P. Williams, C. Blanksby, P. Trivailo, H.A. Fujii//Acta Astronautica. - 2005. - V. 57. - P. 772-787.

10. Сазонов, В. В. Математическое моделирование разворачивания тросовой системы с учетом массы троса. Препр [Текст]/В. В. Сазонов//Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН. - 2006. - № 58. - С. 1-36.

11. Асланов, В. С. Пространственное движение космической тросовой системы, предназначенной для доставки груза на Землю [Текст]/В. С. Асланов, А. С. Ледков, Н. Р. Стратилатов//Полет. - 2007. - № 2. - С. 28-33.

12. Асланов, В. С. Колебания тела с орбитальной тросовой системой [Текст]/В. С. Асланов//Прикладная математика и механика. - 2007. - Т. 71. Вып. 6. - С. 1027-1033.

13. Асланов, В. С. Анализ движения космического аппарата с тросовой системой с учетом работы двигателей ориентации [Текст]/В. С. Асланов, Н. Р. Стратилатов//Сборник трудов XIII Всероссийского научно-технического семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов. Самара. - 2007. - С. 48-53.

14. Суслов, Г. К. Теоретическая механика [Текст]/Г. К. Суслов. - М.; Л.: Гостехиздат, 1946. - 655 с.

15. Williams, P. Tethered planetary capture: controlled maneuvers [Текст]/P. Williams, C. Blanksby, P. Trivailo//Acta Astronautica. - 2003. - V. 53 - P. 681-708.

16. Белецкий, В. В. Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле [Текст]/В. В. Белецкий. - М.: Изд. МГУ, 1975. - 308 с.

References

1. Beletsky, V. V. Space tether system dynamics. V. V. Beletsky – Moscow: Nauka, 1990. – 329 pp.
2. Tchernous'ko, F. L. Dynamics of space tether system rolling up. F. L. Tchernous'ko // Applied mathematics and physics – 1995. – Vol. 59. Issue 2. – pp. 179-187.
3. Alpatov, A. P. Space tether systems. Problem survey. A. P. Alpatov, V. I. Dranovsky, A. Ye. Zakrzhevsky, A. V. Pirozhenko, V. S. Khoroshilov / Ukrainian space science and technology. – 1997. – Vol. 3 Issue 5/6. – pp. 21-29.
4. Dignat, F. Control over orbital tether system vibrations. F. Dignat, V. Schilen // Applied mathematics and mechanics. – 2000. – Vol. 64. Issue 5. – pp. 747-754.
5. Sidorov, I. M. Using tether systems for the creation of a permanent transport channel in space. / I. M. Sidorov // Polyot (Flight) – 2000. No. 8. – pp. 36-39.
6. Sidorov, I. M. Basic possibility of using tether systems for carrying out gravitational manoeuvres in the vicinity of a planet. / I. M. Sidorov // Reports of the Russian Academy of Science. – 2002. – Vol. 384. No. 4. – pp. 483-488.
7. Ivanov, V. A. Space tether systems. Some aspects of practical use. / V. A. Ivanov, S. A. Kupreyev, M. R. Liberson – Moscow: SIP RIA, 2005.
8. Zimmermann F., Schottle U.M., Messerschmid E. Optimization of the tether-assisted return mission of a guided re-entry capsule. Aerospace Science and Technology. 2005. v. 9. № 8. p. 713–721.
9. Williams, P., Blanksby, C., Trivailo, P., Fujii, H. A. Libration In-plane payload capture using tethers. Acta Astronautica, Vol. 57, 2005, pp. 772–787.
10. Sazonov, V. V. Mathematical modelling of tether system deployment taking account of tether mass / V. V. Sazonov / Institute of applied mathematics named after M. V. Keldysh, Russian Academy of Science. – 2006 – No. 58. – pp. 1-36.
11. Aslanov, V. S. Three-dimensional motion of a space tether system designed to deliver a load to the Earth / V. S. Aslanov, A. S. Ledkov, N. R. Stratilatov // Polyot (Flight). – 2007. – No. 2. – pp. 28-33.
12. Aslanov, V. S. Vibrations of a body with an orbital tether system. / V. S. Aslanov / Applied mathematics and mechanics. – 2007. – Vol. 71. Issue 6. – pp. 1027-1033.
13. Aslanov, V. S. Analysis of motion of a space vehicle with a tether system taking account of attitude control engine operation. / V. S. Aslanov, N. R. Stratilatov // Transactions of the XIII All-Russian scientific seminar on motion control and aircraft navigation. Samara. – 2007. – pp. 48-53.
14. Suslov, G. K. Theoretical mechanics. / G. K. Suslov – Moscow; Leningrad: Gostekhizdat, 1946. – 655 pp.
15. Williams, P., Blanksby, C., Trivailo, P. Tethered planetary capture: controlled maneuvers. Acta Astronautica, Vol. 53, 2003, pp. 681–708.
16. Beletsky, V. V. Satellite motion relative to the centre of mass in the gravitational field / V. V. Beletsky - Moscow: Moscow State University Publishing House, 1975. – 308 pp.

ORBITAL TETHER SYSTEM MOTION EQUATIONS CONSIDERING SPACE VEHICLE VIBRATIONS

© 2008 V. S. Aslanov¹, N. R. Stratilatov²

¹Samara State Aerospace University

²State Research-and-Production Space Rocket Center “CSDB-Progress”

The paper describes a mechanical system that includes a space vehicle (SV), a tether and end load. The SV is presented as a solid body that executes the motion of and around the centre of inertia under the effect of gravitational moment and tether tension moment. A mathematical model of plane motion of the mechanical system presented is obtained with the help of a Lagrangian equation of the second order. It is shown that the model obtained can be used both for tether system deployment analysis and for the study of the SV behavior.

Space vehicle, tether, orbital motion, vibrations, Lagrangian equations, plane motion.

Информация об авторах

Асланов Владимир Степанович, заведующий кафедрой теоретической механики СГАУ, д.т.н, профессор. Область научных интересов: динамика движения космических аппаратов и соосных тел, космические тросовые системы.

Стратилатов Николай Ремирович, главный конструктор-начальник отделения ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс», Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс». Область научных интересов: динамика орбитальных тросовых систем, орбитальное движение космического аппарата.

Aslanov, Vladimir Stepanovitch, head of department “Theoretical mechanics”, SSAU, Doctor of Technical Science, professor. Area of research: dynamics of motion of space vehicles and coaxial bodies, space tether systems.

Stratilatov, Nikolay Remirovitch, chief designer-head of department, State Research-and-Production Space Rocket Center «CSDB-Progress». Area of research: dynamics of orbital tether systems, space vehicle orbital motion.