

РАЗВЕРТЫВАНИЕ И СТАБИЛИЗАЦИЯ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ НА ОКОЛОЛУННОЙ ОРБИТЕ

© 2021

Т. А. Ледкова аспирант кафедры динамики полёта и систем управления; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; ta_ledkova@bk.ru

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

Исследуется движение космической тросовой системы, состоящей из космической станции и двух микроспутников. Станция движется по круговой невозмущённой окололунной орбите. Рассматривается процесс формирования тросовой системы и её стабилизация в конечном состоянии, близком к вертикальному. Предлагается программа управления силой натяжения троса, обеспечивающая развёртывание системы в заданное состояние. Проводится исследование устойчивости конечного положения равновесия механической системы и показано, что оно асимптотически устойчиво. Теоретические исследования иллюстрируются численными расчётами.

Космическая тросовая система; космическая станция, микроспутники; окололунная орбита; развёртывание; программа управления; устойчивость

Цитирование: Ледкова Т.А., Заболотнов Ю.М. Развёртывание и стабилизация движения космической тросовой системы на окололунной орбите // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 2. С. 63-73. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-63-73

Введение

Малые космические аппараты, и в частности микроспутники, являются весьма важными элементами космических систем при решении различных задач на орбите, таких как инспектирование космических станций, зондирование небесных тел, транспортные операции, пассивная гравитационная стабилизация космических систем и др. Микроспутники относятся к малым космическим аппаратам, масса которых составляет не менее 10 кг и не более 100 кг [1]. При этом важную роль играет разработка программ управления группировками космических аппаратов, в частности для формирования заданной их конфигурации.

В дополнение к этому стоит отметить перспективность использования в современной космонавтике космических тросовых систем (КТС). Это обусловлено возможностью создания протяжённых космических систем, которые обладают лёгкостью и могут применяться для решения многих задач [2], в том числе для исследования Луны. Подробный обзор различных проектов и способов применения космических тросовых систем приведён, например, в работе [3]. Многие проекты освоения Луны и Марса подразумевают использование базовой станции [4;5].

В настоящей работе рассматривается движение тросовой группировки на окололунной орбите, состоящей из космической станции и двух микроспутников. Основное назначение такой системы – пассивная гравитационная стабилизация станции. Кроме того, такая система может выполнять и другие задачи: инспектирование станции, доставка грузов на поверхность Луны после обрезания троса (эти задачи требуют отдельного рассмотрения). Отдалённость от Земли окололунной станции повышает актуаль-

ность рассматриваемой задачи, так как гравитационная стабилизация осуществляется без энергетических затрат. Рассматривается управление процессом развёртывания данной тросовой системы, имеющей линейную структуру, в вертикальное положение. Предлагается программа управления натяжением троса, обеспечивающая развёртывание системы в заданное состояние. Построенная программа управления обоснована теоретически: доказана асимптотическая устойчивость конечного состояния равновесия системы. Проведённые теоретические исследования подтверждаются численными примерами.

Математическая модель движения системы и программа управления

Рассматривается механическая система (рис. 1), состоящая из космической станции с центром масс D и двух микроспутников A и B , прикрепленных к станции невесомыми тросами длиной l_a и l_b . На рис. 1 φ_a, φ_b – углы отклонения от местной вертикали тросов, соединяющих станцию и спутники. Центр масс системы движется по круговой окололунной невозмущённой орбите радиусом r . Возмущения, связанные с влиянием Земли, Солнца и т. д., не учитываются [6]. Станцию и спутники будем считать материальными точками, массы которых m_d, m_a и m_b соответственно.

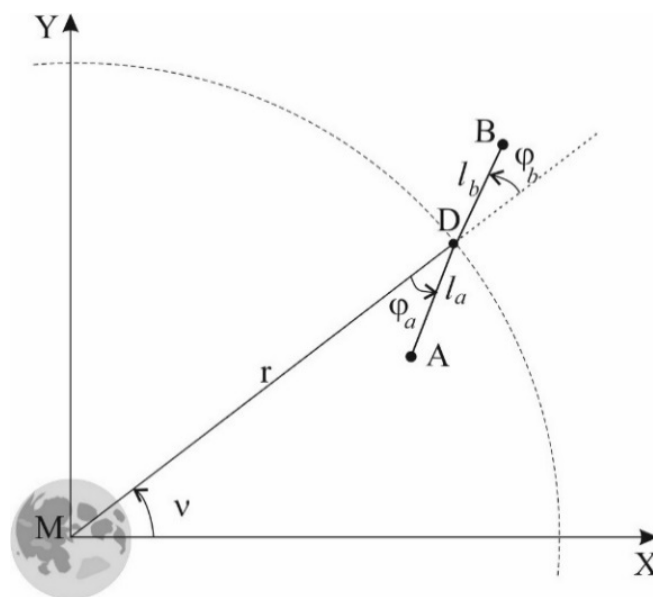


Рис. 1. Механическая система

Запишем координаты точек A, B, D в абсолютной селеноцентрической системе координат MXY (рис. 1).

$$\begin{aligned} x_a &= r \cos \nu - l_a \cos(\nu + \varphi_a), & y_a &= r \sin \nu - l_a \sin(\nu + \varphi_a); \\ x_b &= r \cos \nu + l_b \cos(\nu + \varphi_b), & y_b &= r \sin \nu + l_b \sin(\nu + \varphi_b); \\ x_d &= r \cos \nu, & y_d &= r \sin \nu, \end{aligned}$$

где ν – угол между осью MX и радиус-вектором центра масс системы.

Уравнения движения системы определяются с помощью уравнений Лагранжа второго рода [7]:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{q}} - \frac{\partial T}{\partial q} = -\frac{\partial P}{\partial q} + Q, \quad (1)$$

где T, P – кинетическая и потенциальная энергия системы; $q = \{\varphi_a, \varphi_b, l_a, l_b\}^T$ – вектор обобщённых координат; $\dot{q} = \{\dot{\varphi}_a, \dot{\varphi}_b, \dot{l}_a, \dot{l}_b\}^T$ – соответствующий вектор обобщённых скоростей; $Q = \{0, 0, T_a, T_b\}^T$ – вектор обобщённых непотенциальных сил; T_a, T_b – силы натяжения тросов.

Запишем выражения для кинетической и потенциальной энергии системы:

$$\begin{aligned} T &= \frac{m_a}{2} \left(-2l_a r \Omega (\Omega + \dot{\varphi}_a) \cos \varphi_a - 2\Omega \dot{l}_a r \sin \varphi_a + (l_a^2 + r^2) \Omega^2 + 2\Omega \dot{\varphi}_a l_a^2 + \dot{\varphi}_a^2 l_a^2 + \dot{l}_a^2 \right) + \\ &+ \frac{m_b}{2} \left(2l_b r \Omega (\Omega + \dot{\varphi}_b) \cos \varphi_b + 2\Omega \dot{l}_b r \sin \varphi_b + (l_b^2 + r^2) \Omega^2 + 2\Omega \dot{\varphi}_b l_b^2 + \dot{\varphi}_b^2 l_b^2 + \dot{l}_b^2 \right) + \frac{m_d}{2} \Omega^2 r^2, \\ P &= -\mu_M \left(\frac{m_d}{r} + \frac{m_a}{\sqrt{l_a^2 - 2l_a r \cos \varphi_a + r^2}} + \frac{m_b}{\sqrt{l_b^2 + 2l_b r \cos \varphi_b + r^2}} \right), \end{aligned} \quad (2)$$

где μ_M – гравитационная постоянная Луны; Ω – угловая скорость движения центра масс системы по круговой орбите.

Подставляя (2) в (1), получим четыре уравнения движения околорунной тросовой системы:

$$\begin{aligned} -m_a l_a \left(r \Omega^2 \sin \varphi_a - 2\Omega \dot{l}_a - 2\dot{\varphi}_a \dot{l}_a - \ddot{\varphi}_a l_a \right) &= -\frac{\mu_M m_a l_a r \sin \varphi_a}{(l_a^2 - 2l_a r \cos \varphi_a + r^2)^{(3/2)}}, \\ m_a \left(r \Omega^2 \cos \varphi_a - l_a \Omega^2 - 2\Omega \dot{\varphi}_a l_a - \dot{\varphi}_a^2 l_a + \ddot{l}_a \right) &= -\frac{\mu_M m_a (l_a - r \cos \varphi_a)}{(l_a^2 - 2l_a r \cos \varphi_a + r^2)^{(3/2)}} + T_a, \\ -m_b l_b \left(r \Omega^2 \sin \varphi_b - 2\Omega \dot{l}_b - 2\dot{\varphi}_b \dot{l}_b - \ddot{\varphi}_b l_b \right) &= -\frac{\mu_M m_b l_b r \sin \varphi_b}{(l_b^2 - 2l_b r \cos \varphi_b + r^2)^{(3/2)}}, \\ m_b \left(r \Omega^2 \cos \varphi_b - l_b \Omega^2 - 2\Omega \dot{\varphi}_b l_b - \dot{\varphi}_b^2 l_b + \ddot{l}_b \right) &= -\frac{\mu_M m_b (l_b - r \cos \varphi_b)}{(l_b^2 - 2l_b r \cos \varphi_b + r^2)^{(3/2)}} + T_b. \end{aligned} \quad (3)$$

Разложим правые части выражений (3) в ряд Тейлора по l_j ($j = a, b$), учитывая члены до второго порядка включительно, и выразим вторые производные:

$$\begin{aligned}\ddot{\varphi}_a &= -3\Omega^2 \sin \varphi_a \cos \varphi_a - 2\frac{\dot{l}_a}{l_a}(\Omega + \dot{\varphi}_a), \\ \ddot{\varphi}_b &= -3\Omega^2 \sin \varphi_b \cos \varphi_b - 2\frac{\dot{l}_b}{l_b}(\Omega + \dot{\varphi}_b), \\ \ddot{l}_a &= l_a(3\Omega^2 \cos^2 \varphi_a + 2\Omega\dot{\varphi}_a + \dot{\varphi}_a^2) + T'_a, \\ \ddot{l}_b &= l_b(3\Omega^2 \cos^2 \varphi_b + 2\Omega\dot{\varphi}_b + \dot{\varphi}_b^2) + T'_b,\end{aligned}\tag{4}$$

где $T'_j = T_j/m_j$, $j = a, b$.

В уравнениях (4) за функцию управления примем $u_j = \frac{\dot{l}_j}{l_j}$, где $j = a, b$.

Предлагается использовать следующую программу управления:

$$u_j = \frac{(l_{j\max} - l_j)}{l_{j\max}} \left(\frac{1}{2}\Omega - \dot{\varphi}_j \frac{l_j}{l_{j\max}} \right),\tag{5}$$

где $l_{j\max}$ – заданная конечная длина соответствующего троса.

Чтобы сила натяжения T_j обеспечивала требуемое управление (5), продифференцируем выражение $\dot{l}_j = u_j l_j$ по t и подставим его в уравнения системы (2), описывающие изменение длины троса l_j . Тогда выражения для сил натяжения троса T_j ($j = a, b$) примут вид:

$$\begin{aligned}T_j &= -\frac{m_j l_j}{l_{j\max}^4} (l_{j\max}^4 + l_j^3 l_{j\max} - l_j^4) \dot{\varphi}_j^2 - \frac{2m_j l_j \Omega}{l_{j\max}^4} \left(l_{j\max}^4 + \frac{l_{j\max}^3 l_j}{4} - \frac{5l_j^3 l_{j\max}}{4} + l_j^4 \right) \dot{\varphi}_j - \\ &- \frac{3m_j l_j \Omega^2}{4l_{j\max}^3} \left(-4l_{j\max} l_j (l_{j\max} - l_j) \sin \varphi_j \cos \varphi_j + 2l_j^2 l_{j\max} - \frac{4l_j^3}{3} + l_{j\max}^3 - \frac{l_{j\max}^2 l_j}{3} \right).\end{aligned}$$

Исследование устойчивости конечного положения тросовой системы при окончании её развёртывания

Будем исследовать устойчивость положения равновесия космической тросовой системы при развёртывании по заданному закону в соответствии с методологией, описанной в [8]. Для этого приведём систему уравнений (2) к безразмерному виду, то есть перейдём к безразмерному времени $\tau = \sqrt{3}\Omega t$.

Ввиду того, что уравнения для верхнего и нижнего спутника идентичны с точностью до обозначений, рассмотрим анализ устойчивости для нижнего спутника A . Рассмотрим замену переменных:

$$x_1 = \varphi, x_2 = \dot{\varphi}, x_3 = \frac{l - l_{\max}}{l_{\max}}.$$

Уравнения (4) примут вид:

$$\begin{aligned}x_1' &= -2x_3^2x_1^2 - 2x_3x_1^2 - \frac{2\sqrt{3}}{3}x_3^2x_1 - \frac{\sqrt{3}}{3}x_3x_1 - x_2 + \frac{2}{3}x_2^3 + \frac{1}{3}x_3; \\x_2' &= x_1; \\x_3' &= \frac{\sqrt{3}}{6}(2\sqrt{3}x_3x_1 + 2\sqrt{3}x_1 - 1)(x_3 + 1)x_3.\end{aligned}\tag{6}$$

Запишем матрицу коэффициентов для линейных членов:

$$A = \begin{bmatrix} 0 & -1 & \frac{1}{3} \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{6} \end{bmatrix}.\tag{7}$$

Найдём собственные значения матрицы A:

$$\lambda_{1,2} = \pm i, \lambda_3 = -\frac{\sqrt{3}}{6}.\tag{8}$$

Таким образом, нельзя сказать, что все собственные значения матрицы A определённо отрицательные, то есть нужно рассмотреть особый случай. Для этого составим функцию Ляпунова:

$$V = x_1^2 + x_2^2 + f_3 + f_4,$$

где функции f_3 и f_4 удовлетворяют соотношениям

$$\begin{aligned}\left(x_1 \frac{\partial f_3(x_1, x_2)}{\partial x_2} - x_2 \frac{\partial f_3(x_1, x_2)}{\partial x_1}\right) &= -2g_1^{(2)}x_1 - 2g_2^{(2)}x_2, \\ \left(x_1 \frac{\partial f_4(x_1, x_2)}{\partial x_2} - x_2 \frac{\partial f_4(x_1, x_2)}{\partial x_1}\right) &= -f_4^* + \gamma_4(x_1^2 + x_2^2)^2,\end{aligned}\tag{9}$$

где функции $g_1^{(2)}, g_2^{(2)}$ – коэффициенты разложения при нелинейных членах, а коэффициенты f_3, f_4^* [9] – имеют вид:

$$\begin{aligned}g_1^{(2)} &= -\frac{2\sqrt{3}}{3}(ax_1^2 + bx_2^2 + cx_1x_2), \\ g_1^{(3)} &= \frac{2}{3}x_2^3 - 2x_1(ax_1^2 + bx_2^2 + cx_1x_2), \\ g_2^{(2)} &= 0, \\ g_2^{(3)} &= 0,\end{aligned}$$

$$f_4^* = \frac{\partial f_3}{\partial y_1} g_1^{(2)} + \frac{\partial f_3}{\partial y_2} g_2^{(2)} + 2y_1 g_1^{(3)} + 2y_2 g_2^{(3)},$$

$$\gamma_4 = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} f_4^*(\cos \varphi, \sin \varphi) d\varphi,$$

где a, b, c – коэффициенты, которые подбираются так, чтобы выполнялось условие $\gamma_4 < 0$.

При $\gamma_4 \neq 0$ функция Ляпунова будет иметь вид:

$$V(x_1, x_2) = x_1^2 + x_2^2 + 8\sqrt{3}x_1^2x_2 + \frac{16\sqrt{3}}{3}x_2^3 - \frac{143}{3}x_1^4 + 15x_1^3x_2 + \frac{2}{3}x_1^2x_2^2 + 9x_1x_2^3. \quad (10)$$

Найдём производную функции Ляпунова:

$$V' = \gamma_4(x_1^2 + x_2^2)^2 + O^5(x_j) = -9(x_1^2 + x_2^2)^2 + O^5(x_j). \quad (11)$$

Из (11) видно, что коэффициент при членах 4-го порядка отрицательный ($\gamma_4 = -9$), в этом случае положение равновесия системы является асимптотически устойчивым [8].

Результаты численного моделирования

При численном интегрировании рассматривается развёртывание космической тросовой системы, центр масс которой движется по круговой невозмущённой окололунной орбите. Развёртывание происходит по предложенному закону (5). Тросы рассматриваются как невесомые нерастяжимые стержни.

Исходные данные, используемые при численном моделировании: масса станции $m_d = 2000$ кг, масса микроспутников $m_a = m_b = 20$ кг, высота орбиты $h = 500$ км, начальное значение углов отклонения $\varphi_{a0} = \varphi_{b0} = -0.5$, начальное значение угловых скоростей $\dot{\varphi}_{a0} = \dot{\varphi}_{b0} = 0$ рад/с, начальная длина тросов между станцией и спутниками $l_{a0} = l_{b0} = 0.1$ м, конечные значения длин тросов между станцией и спутниками $l_{a\max} = l_{b\max} = 400$ м, начальное значение скорости выпуска троса $\dot{l}_{a0} = \dot{l}_{b0} = 0.00033$ м/с.

На рис. 2 показаны графики изменения углов отклонения тросов от местной вертикали φ_a, φ_b , соединяющих станцию и спутники. Графики построены по уравнениям движения (6) с учётом различного количества членов при разложении в ряд Тейлора функций, стоящих в правых частях уравнений движения (4). Сплошной линией показан график, на котором учтены только линейные члены, штриховой – добавлены кубические члены, штрихпунктирной – добавлены ещё члены пятой степени. На рис. 3 построены соответствующие фазовые траектории.

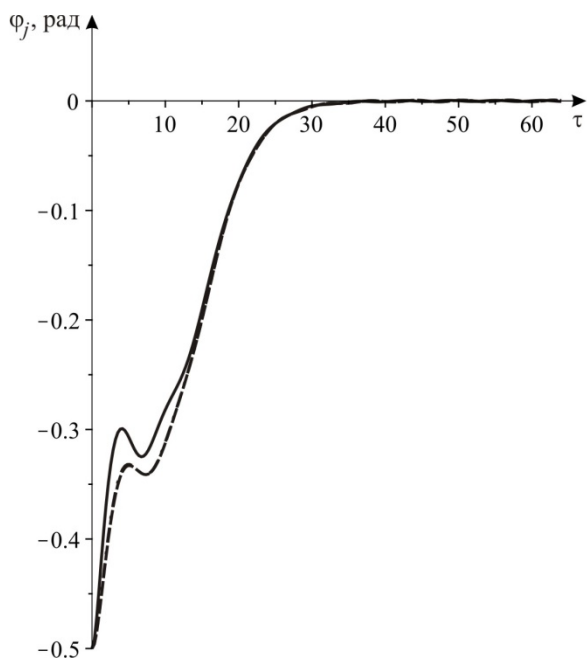


Рис. 2. Изменение углов $\varphi_a(t), \varphi_b(t)$ при развёртывании КТС

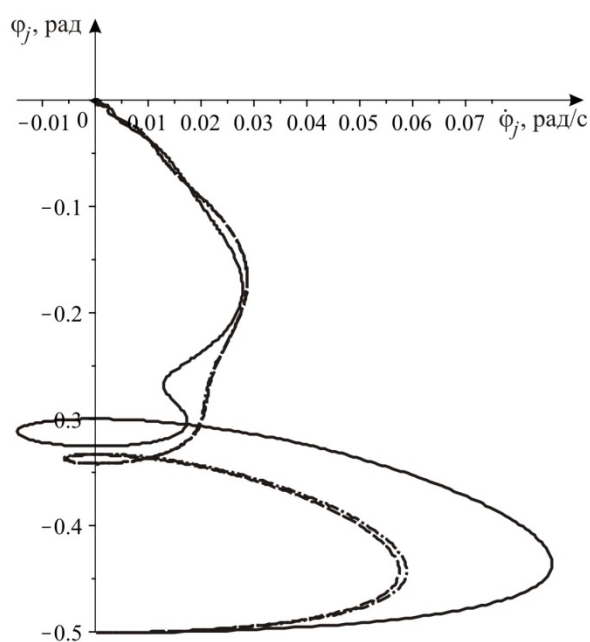


Рис. 3. Фазовая траектория на плоскости $(\varphi_j, \dot{\varphi}_j)$

Из графиков, представленных на рис. 2, 3, следует, что по окончании развёртывания положения тросов приближаются к местной вертикали. Также можно отметить, что графики, построенные с учётом членов третьего и пятого порядков, совпадают, что позволяет упростить математическую модель, практически не увеличивая погрешностей вычислений, учитывая только члены до третьего порядка включительно.

На рис. 4, 5 показаны графики изменения длины и скорости тросов при развёртывании рассматриваемой космической тросовой системы.

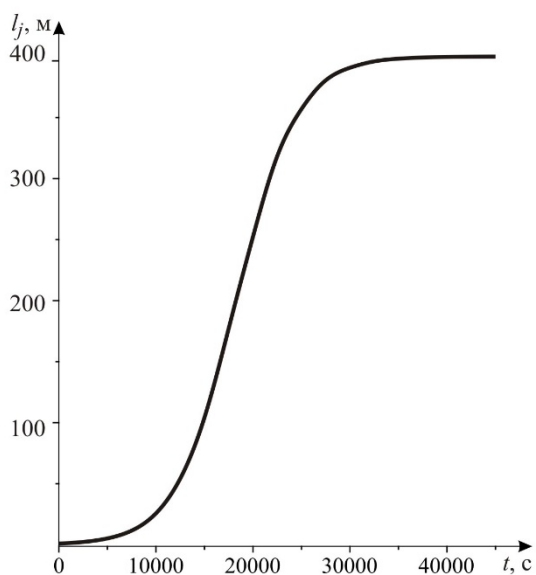


Рис. 4. Изменение длин тросов $l_a(t), l_b(t)$ при развёртывании КТС

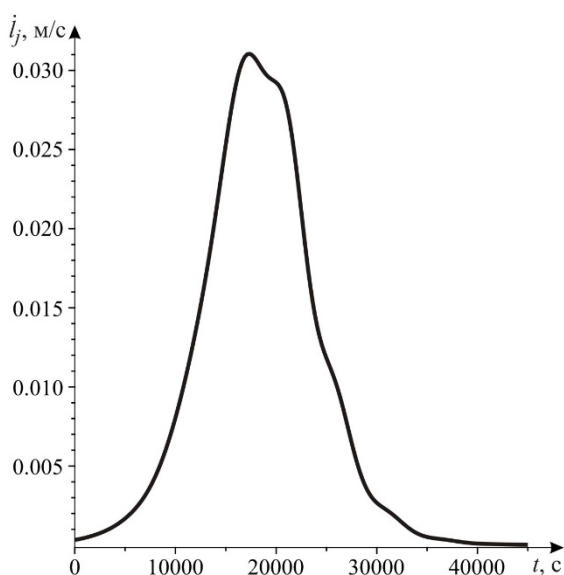


Рис. 5. Графики скоростей выпуска тросов $\dot{l}_a(t), \dot{l}_b(t)$ при развёртывании КТС

Как следует из приведённых результатов, предложенный закон управления обеспечивает развёртывание троса на требуемую длину и приведение системы в заданное конечное состояние.

На рис. 6 показаны траектории микроспутников относительно местной вертикали при развёртывании КТС. Следует отметить, что и при одинаковых, и при различных массах микроспутников (например, $m_a = 80$ кг – сплошная линия; $m_b = 20$ кг – штриховая линия) траектории остаются симметричными относительно центра масс космической станции $(0,0)$. На рис. 7 представлены соответствующие графики для сил натяжения тросов. При увеличении массы нижнего спутника модуль силы натяжения троса увеличивается.

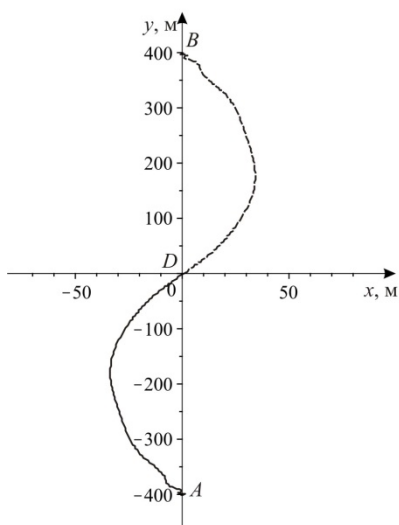


Рис. 6. Траектория микроспутников относительно местной вертикали

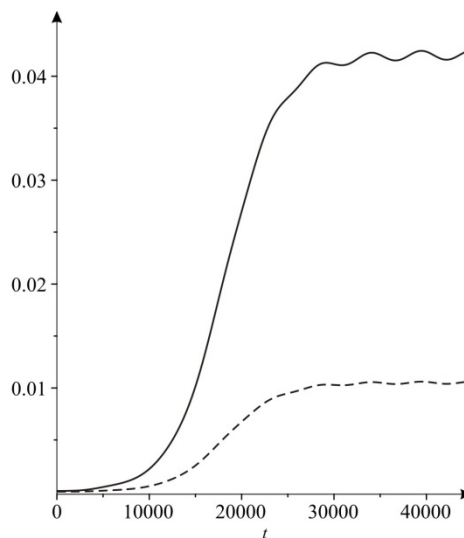


Рис. 7. Графики сил натяжения тросов при различных массах спутников: сплошная – $m_a = 80$ кг ; штриховая – $m_b = 20$ кг

На рис. 8, 9 показаны изображения функции Ляпунова и её производной. Приведённые рисунки подтверждают, что функция Ляпунова $V(x_1, x_2)$ в окрестности нуля положительно определённая, а её производная $V'(x_1, x_2)$ – отрицательно определённая. Следовательно, в соответствии со вторым методом Ляпунова положение равновесия системы, соответствующее конечному состоянию КТС после развёртывания, является асимптотически устойчивым.

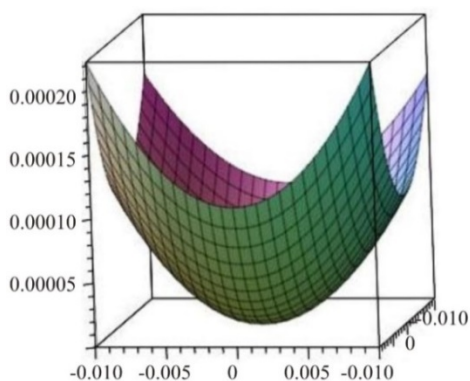


Рис. 8. Функция Ляпунова $V(x_1, x_2)$

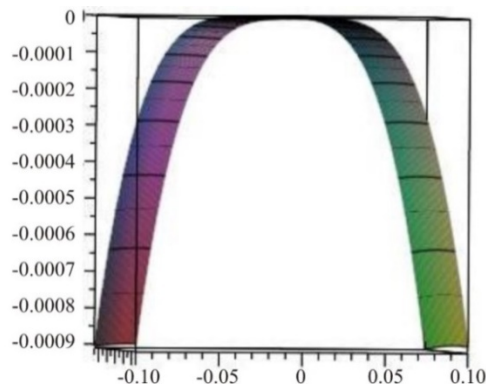


Рис. 9. Производная функции Ляпунова $V'(x_1, x_2)$

Заключение

Рассмотрено движение линейной тросовой группировки, состоящей из космической станции и двух микроспутников на окололунной круговой орбите. Исследован процесс развёртывания системы в вертикальное положение, при котором обеспечивается пассивная гравитационная стабилизация окололунной станции.

Получены основные результаты:

- 1) с помощью уравнений Лагранжа второго рода построена математическая модель движения космической системы;
- 2) предложена программа изменения сил натяжения тросов, обеспечивающая приведение системы в вертикальное положение;
- 3) исследована устойчивость конечного вертикального положения равновесия КТС и доказана его асимптотическая устойчивость;
- 4) приведены численные расчёты, подтверждающие проведённые теоретические исследования линейной тросовой окололунной группировки, состоящей из космической станции и двух микроспутников.

Дальнейшие исследования движения рассматриваемой КТС на окололунной орбите будут связаны с анализом процессов развёртывания системы в пространственном случае [10], демпфированием колебаний в системе [11], которые неизбежно возникают за счёт эллиптичности орбиты и при действии других возмущений. Более полные модели движения КТС должны также описывать угловые колебания космической станции и микроспутников относительно направлений тросов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Государственного фонда естественных наук Китая в рамках научного проекта № 21-51-53001.

Библиографический список

1. Макриденко Л.А., Боярчук К.А. Микроспутники. Тенденция развития. Особенности рынка и социальное значение // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2005. Т. 102. С. 12-27.
2. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 336 с.
3. Cartmell M.P., McKenzie D.J. A review of space tether research // Progress in Aerospace Sciences. 2008. V. 44, Iss. 1. P. 1-21. DOI: 10.1016/j.paerosci.2007.08.002
4. Guzek B.J., Horton J.F., Joyner C.R., Kokan T., Levack D.J.H., Widman F. Mars NTP architecture elements using the Lunar Orbital Platform-Gateway // 2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition (September, 17-19, 2018, Orlando, United States). DOI: 10.2514/6.2018-5105
5. Burns J.O., Mellinkoff B., Spydell M., Fong T., Kring D.A., Pratt W.D., Cichan T., Edwards C.M. Science on the lunar surface facilitated by low latency telerobotics from a Lunar Orbital Platform – Gateway // Acta Astronautica. 2019. V. 154. P. 195-203. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.04.031
6. Егоров В.А. О некоторых задачах динамики полёта к Луне // Успехи физических наук. 1957. Т. 62, № 1. С. 73-117.
7. Бухгольц Н.Н., Гольцман В.К. Курс теоретической механики. Ч. 3. Динамика. М.: Оборонгиз, 1939. 213 с.
8. Малкин И.Г. Теория устойчивости движения. М.: Наука. 1966. 530 с.
9. Hahn W., Hosenthien H.H., Lehnigk H. Theory and application of Liapunov's direct method. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1963. 182 p.

10. Заболотнов Ю.М. Управление развёртыванием орбитальной тросовой системы, состоящей из двух малых космических аппаратов // *Космические исследования*. 2017. Т. 55, № 3. С. 236-246. DOI: 10.7868/S002342061702008X

11. Levin E.M. Dynamic analysis of space tether missions. V. 126. Univelt Incorporated, 2007. 453 p.

DEPLOYMENT AND STABILIZATION OF THE MOTION OF A SPACE TETHERED SYSTEM IN A LUNAR ORBIT

© 2021

T. A. Ledkova Postgraduate Student of the Department of Flight Dynamics and Control Systems;
Samara National Research University, Samara, Russian Federation;
ta_ledkova@bk.ru

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

The motion of a space tether system, consisting of a constellation of two microsatellites and a space station, is investigated. The station moves in a circular undisturbed circular lunar orbit. The process of deployment of tethers to bring the system into a working near-vertical condition is considered. A program for controlling the tether tension force that ensures the deployment of tethers to the required length and stabilizes the system in the vertical position is proposed. A study of the stability of the equilibrium position of a mechanical system is carried out. It is shown that the motion carried out during the deployment of a tethered system according to the program proposed in the work is asymptotically stable.

Microsatellite; space tether system; circular lunar orbit; deployment; control program; stability

Citation: Ledkova T.A., Zabolotnov Yu.M. Deployment and stabilization of the motion of a space tethered system in a lunar orbit. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 2. P. 63-73. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-2-63-73

References

1. Makridenko L.A., Boyarchuk K.A. Microsatellites. Development trend. Market characteristics and social implications. *Electromechanical Matters. VNIEM Studies*. 2005. V. 102. P. 12-27. (In Russ.)

2. Beletskiy V.V., Levin E.M. *Dinamika kosmicheskikh trosovykh system* [Dynamics of space tether systems]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 336 p.

3. Cartmell M.P., McKenzie D.J. A review of space tether research. *Progress in Aerospace Sciences*. 2008. V. 44, Iss. 1. P. 1-21. DOI: 10.1016/j.paerosci.2007.08.002

4. Guzek B.J., Horton J.F., Joyner C.R., Kokan T., Levack D.J.H., Widman F. Mars NTP architecture elements using the lunar orbital platform-gateway. *2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition (September, 17-19, 2018, Orlando, United States)*. DOI: 10.2514/6.2018-5105

5. Burns J.O., Mellinkoff B., Spydell M., Fong T., Kring D.A., Pratt W.D., Cichan T., Edwards C.M. Science on the lunar surface facilitated by low latency telerobotics from a Lunar Orbital Platform – Gateway. *Acta Astronautica*. 2019. V. 154. P. 195-203. DOI: 10.1016/j.actaastro.2018.04.031

6. Egorov V.A. On some problems of lunar flight dynamics. *Uspekhi Fizicheskikh Nauk*. 1957. V. 62, no. 1. P. 73-117. (In Russ.)

7. Bukhgol'ts N.N., Gol'tsman V.K. *Kurs teoreticheskoy mekhaniki. Ch. 3. Dinamika* [Course of theoretical mechanics]. Moscow: Oborongiz Publ., 1939. 213 p.
8. Malkin I.G. *Teoriya ustoychivosti dvizheniya* [The theory of motion stability]. Moscow: Nauka Publ., 1966. 530 p.
9. Hahn W., Hosenthien H. H., Lehnigk H. Theory and application of Liapunov's direct method. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1963. 182 p.
10. Zabolotnov Y.M. Control of the deployment of an orbital tether system that consists of two small spacecraft. *Cosmic Research*. 2017. V. 55, Iss. 3. P. 224-233. DOI: 10.1134/S0010952517020083
11. Levin E.M. Dynamic analysis of space tether missions. V. 126. Univelt Incorporated, 2007. 453 p.