

Моделирование и анализ движения космической тросовой системы на окололунной орбите

Ю.М. Заболотнов¹, Т.А. Ледкова¹

¹Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева, Московское шоссе 34А, Самара, Россия, 443086

Аннотация. Рассматривается космическая тросовая система на окололунной орбите, состоящая из космической станции, центр масс которой движется по круговой невозмущённой орбите, и двух малых космических аппаратов. Предполагается, что космическая тросовая система полностью развернута и совершает движения вблизи местной вертикали. Космическая станция рассматривается как твёрдое тело конечных размеров. Малые космические аппараты - как материальные точки. С помощью уравнений Лагранжа второго рода разработана математическая модель движения космической системы. С использованием построенной математической модели проводится параметрический анализ колебаний системы вблизи местной вертикали для различных ее массово-геометрических характеристик и параметров окололунной орбиты. Проведено сравнение движения рассматриваемой космической тросовой системы с аналогичной системой, совершающей движение по околоземной орбите.

1. Введение

Космические тросовые системы (КТС) весьма актуальны в современной космонавтике. Их протяжённость и большой выбор конфигураций позволяют с помощью КТС решить различные задачи в космосе. Подробный обзор применения космических тросовых систем приведён в работах [1, 2]. В работе рассматривается движение космической тросовой системы по круговой окололунной орбите. Тросовая система, состоящая из базовой космической станции и двух малых космических аппаратов (КА), предназначена для гравитационной стабилизации космической станции на окололунной орбите вблизи местной вертикали. Использование принципа гравитационной стабилизации для окололунной станции позволит обеспечить экономию реактивного топлива, что является важным для космических станций, удаленных на большое расстояние от Земли. Кроме того, малые КА могут быть использованы для инспекции состояния окололунной станции. Использование базовой окололунной станции является частью многих проектов освоения Луны и Марса [3]. В частности, космическая станция будет служить промежуточной базой для доставки грузов по поверхности земного спутника. В настоящее время идет обсуждение вариантов лунной космической станции (Lunar Orbital Platform-Gateway) в НАСА и в Роскосмосе, обсуждаются варианты сотрудничества при создании станции [4-6].

Рассматривается движение системы в плоскости орбиты при малых возмущениях, которые могут быть обусловлены различными факторами (неточностью работы системы управления при развертывании системы, небольшим эксцентриситетом орбиты, влиянием притяжения Земли и т.д.). Анализируется влияние на движение параметров тросовой системы и высоты

круговой орбиты (300 и 1000 км). Особенностью движения тросовой системы в окололунном пространстве является более слабое гравитационное поле по сравнению с движением систем на околоземной орбите. Поэтому производится сравнение процессов гравитационной стабилизации вблизи Луны и Земли при одинаковых параметрах системы и высоты орбиты. Процесс гравитационной стабилизации ранее рассматривался во многих работах, например, [7, 8], где анализировались движения КТС на орбитах вблизи Земли.

2. Математическая модель движения системы

На рисунке 1 представлена рассматриваемая в работе механическая система, состоящая из космической станции с центром масс D и двух спутников A и B , прикрепленных к станции невесомыми тросами длины l_a и l_b . Здесь введены следующие обозначения: φ_d – угол отклонения станции от местной вертикали; φ_a, φ_b – углы отклонения от местной вертикали троса, соединяющего станцию и соответствующий спутник. Центр масс станции D движется по круговой окололунной невозмущенной орбите радиуса r . Станцию будем считать твердым телом вращения длины l_d , поперечного размера d , массы m_d , спутники – материальными точками, массы которых m_a и m_b соответственно.

Для определения координат точек введём вспомогательные углы $\beta_d = \nu + \varphi_d, \beta_a = \nu + \varphi_a, \beta_b = \nu + \varphi_b$, изображённые на рисунке 2.

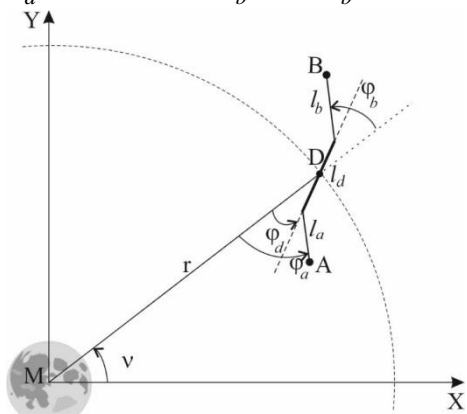


Рисунок 1. Механическая система.

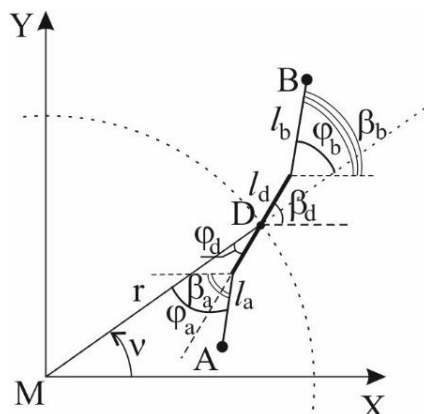


Рисунок 2. Вспомогательные углы.

Запишем координаты точек A, B, D

$$\begin{aligned} x_a &= r \cos \nu - \frac{l_d}{2} \cos \beta_d - l_a \cos \beta_a, & y_a &= r \sin \nu - \frac{l_d}{2} \sin \beta_d - l_a \sin \beta_a; \\ x_b &= r \cos \nu + \frac{l_d}{2} \cos \beta_d + l_b \cos \beta_b, & y_b &= r \sin \nu + \frac{l_d}{2} \sin \beta_d + l_b \sin \beta_b; \\ x_d &= r \cos \nu, & y_d &= r \sin \nu. \end{aligned}$$

С помощью уравнений Лагранжа второго рода найдём уравнения движения механической системы:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_j} - \frac{\partial L}{\partial q_j} = 0, \quad (1)$$

где $L = T - \Pi$ – Лагранжиан системы, q_j – обобщённые координаты, \dot{q}_j – обобщённые скорости.

Запишем выражения для кинетической и потенциальной энергии системы при условии растяжимости тросов. В этом случае положение механической системы описывается пятью обобщёнными координатами $\varphi_a, \varphi_b, \varphi_d, l_a, l_b$:

$$\begin{aligned}
 T &= \frac{m_a V_a^2}{2} + \frac{m_b V_b^2}{2} + \frac{m_d V_d^2}{2} + \frac{J_{dz} (\omega + \dot{\varphi}_d)^2}{2}, \\
 \Pi &= -\mu_M \left(\frac{m_a}{r_a} + \frac{m_b}{r_b} + \frac{m_d}{r} \right) - \mu_M \frac{J_{dx} + J_{dy} + J_{dz}}{2r^3} + \\
 &\quad + 3\mu_M \frac{J_{dx} \cos^2 \varphi_d + J_{dy} \sin^2 \varphi_d + J_{dz}}{2r^3} + \frac{c_a}{2} (l_a - l_{a0})^2 + \frac{c_b}{2} (l_b - l_{b0})^2,
 \end{aligned} \tag{2}$$

где J_{dx}, J_{dy}, J_{dz} - моменты инерции станции, V_a, V_b и r_a, r_b - скорости и радиус-векторы спутников A, B соответственно, V_d - скорость станции, c_a, c_b - коэффициенты жесткости тросов.

Подставляя (2) в (1), получим пять уравнений движения окололунной тросовой системы с растяжимыми невесомыми тросами:

$$\begin{aligned}
 &(-2l_d m_a r^3 (\Omega^2 l_a + 2\Omega \dot{\varphi}_a l_a + \dot{\varphi}_a^2 l_a - \ddot{l}_a) \sin(\varphi_a - \varphi_d) - 2l_d m_b r^3 (\Omega^2 l_b + 2\Omega \dot{\varphi}_b l_b + \dot{\varphi}_b^2 l_b - \ddot{l}_b) \sin(\varphi_b - \varphi_d) + \\
 &+ 4l_d \left(\Omega l_a + \dot{l}_a \dot{\varphi}_a + \frac{1}{2} \ddot{\varphi}_a l_a \right) m_a r^3 \cos(\varphi_a - \varphi_d) + 4l_d m_b (\Omega \dot{l}_b + \dot{l}_b \dot{\varphi}_b + \frac{1}{2} \ddot{\varphi}_b l_b) r^3 \cos(\varphi_b - \varphi_d) + 6\mu_M J_{dy} \sin 2\varphi_d - \\
 &- 2 \left(\Omega^2 l_d (m_a - m_b) r \sin \varphi - \frac{1}{2} \ddot{\varphi}_d ((m_a + m_b) l_d^2 + 4J_{dz}) \right) r^3 / Q_a - (4r^3 Q_b) - \\
 &- 4l_d m_b (-\sin(\varphi_b - \varphi_d) l_b + \sin \varphi_d r) \mu_M / Q_b + \\
 &+ 4l_d (\sin(\varphi_a - \varphi_d) l_a + \sin \varphi_d r) m_a \mu_M / Q_a = 0 \\
 &- m_a l_a \left(-\frac{1}{2} l_d \left((\Omega + \dot{\varphi}_d)^2 \sin(\varphi_a - \varphi_d) - \frac{1}{2} \cos(\varphi_a - \varphi_d) \ddot{\varphi}_d l_d + \Omega^2 r \sin \varphi_a - 2\dot{l}_a \dot{\varphi}_a - l_a \ddot{\varphi}_a - 2\dot{l}_a \Omega \right) + \right. \\
 &+ 8m_a l_a \mu_M \left(-\frac{1}{2} \sin(\varphi_a - \varphi_d) l_d + \sin \varphi_d r \right) / Q_a = 0 \\
 &- \frac{1}{2} l_d m_a (\Omega + \dot{\varphi}_d)^2 \cos(\varphi_a - \varphi_d) + \frac{1}{2} \sin(\varphi_a - \varphi_d) \ddot{\varphi}_d l_d m_a + m_a \Omega^2 r \cos \varphi_a + \\
 &+ (-\Omega^2 l_a - 2\Omega \dot{\varphi}_a l_a - \dot{\varphi}_a^2 l_a + \ddot{l}_a) m_a + c_a (l_a - l_{a0}) - \\
 &- 8\mu_M m_a \left(-\frac{1}{2} \cos(\varphi_a - \varphi_d) l_d + r \cos \varphi_a - l_a \right) / Q_a = 0 \\
 &m_b l_b \left(\frac{1}{2} l_d (\Omega + \dot{\varphi}_d)^2 \sin(\varphi_b - \varphi_d) + \frac{1}{2} \cos(\varphi_b - \varphi_d) \ddot{\varphi}_d l_d + \Omega^2 r \sin \varphi_b + 2\dot{l}_b \dot{\varphi}_b + \ddot{\varphi}_b l_b + 2\dot{l}_b \Omega \right) - \\
 &- 8\mu_M m_b l_b \left(\frac{1}{2} \sin(\varphi_b - \varphi_d) l_d + \sin \varphi_b r \right) / Q_b = 0 \\
 &- \left(\frac{1}{2} l_d m_b (\Omega + \dot{\varphi}_d)^2 \cos(\varphi_b - \varphi_d) - \frac{1}{2} \sin(\varphi_b - \varphi_d) \ddot{\varphi}_d l_d m_b + m_b \Omega^2 r \cos \varphi_b + \right. \\
 &+ (\Omega^2 l_b + 2\Omega \dot{\varphi}_b l_b + \dot{\varphi}_b^2 l_b - \ddot{l}_b) m_b - c_b (l_b - l_{b0}) \left. \right) + \\
 &+ 8\mu_M m_b \left(\frac{1}{2} \cos(\varphi_b - \varphi_d) l_d + r \cos \varphi_b + l_b \right) / Q_b = 0
 \end{aligned} \tag{3}$$

где коэффициенты Q_a , Q_b находятся по формулам

$$Q_a = (4l_d l_a \cos(\varphi_a - \varphi_d) - 8l_a r \cos \varphi_a - 4l_d r \cos \varphi_d + 4r^2 + 4l_a^2 + l_d^2)^{(3/2)}, \quad (4)$$

$$Q_b = (8r l_b \cos \varphi_b + 4l_d l_b \cos(\varphi_b - \varphi_d) + 4l_d r \cos \varphi_d + 4r^2 + 4l_b^2 + l_d^2)^{(3/2)}.$$

В случае нерастяжимых тросов положение механической системы описывается тремя обобщёнными координатами $\varphi_d, \varphi_a, \varphi_b$. Уравнения (3) при этом упрощаются и имеют вид:

$$\begin{aligned} & \left(-\Omega^2 l_d (m_a - m_b) r \sin \varphi_d + \frac{1}{4} (-2l_a l_d m_a (\Omega + \dot{\varphi}_a)^2 \sin(\varphi_a - \varphi_d) - 2l_b l_d m_b (\Omega + \dot{\varphi}_b)^2 \sin(\varphi_b - \varphi_d) + \right. \\ & + 2\ddot{\varphi}_a l_d l_a m_a \cos(\varphi_a - \varphi_d) + 2\ddot{\varphi}_b l_b l_d m_b \cos(\varphi_b - \varphi_d) + \ddot{\varphi}_d ((m_a + m_b) l_d^2 + 4J_{dz}) \left. \right) + \\ & + 3\mu_M J_{dy} \sin \varphi_d / (2r^3) Q_a - \\ & - 4m_b l_d \mu_M (-\sin(\varphi_b - \varphi_d) l_b + \sin \varphi_d r) / Q_b + \\ & + 4m_a l_d \mu_M (\sin(\varphi_a - \varphi_d) l_a + \sin \varphi_d r) / Q_a = 0 \\ & l_a m_a \left(-\frac{1}{2} l_d (\Omega + \dot{\varphi}_d)^2 \sin(\varphi_a - \varphi_d) - \frac{1}{2} \cos(\varphi_a - \varphi_d) \ddot{\varphi}_d l_d + \Omega^2 r \sin \varphi_a - \ddot{\varphi}_a l_a \right) - \\ & - 8l_a m_a \mu_M \left(-\frac{1}{2} \sin(\varphi_a - \varphi_d) l_d + \sin \varphi_d r \right) / Q_a = 0, \\ & \left(\frac{1}{2} l_d (\Omega + \dot{\varphi}_d)^2 \sin(\varphi_b - \varphi_d) + \frac{1}{2} \cos(\varphi_b - \varphi_d) \ddot{\varphi}_d l_d + \Omega^2 r \sin \varphi_b + \ddot{\varphi}_b l_b \right) m_b l_b - \\ & - 8\mu_M \left(\frac{1}{2} \sin(\varphi_b - \varphi_d) l_d + \sin \varphi_b r \right) m_b l_b / Q_b = 0, \end{aligned} \quad (5)$$

где коэффициенты Q_a , Q_b вычисляются по формулам (4).

3. Численные результаты

При численном интегрировании рассматриваются движения системы с нерастяжимыми и растяжимыми тросами, и проводится сравнение процессов гравитационной стабилизации на окололунной и околоземной орбитах. Также проводится серия численных расчётов для исследования влияния массово-геометрических параметров КТС на ее движение.

При численном моделировании использовались следующие массово-геометрические параметры системы: станция массой $m_d = 2000$ кг – цилиндр, длина и диаметр которой $l_d = 5$ м и $d = 2$ м, соответственно. Моменты инерции станции $J_{dx} = 4000$ кг·м², $J_{dy} = J_{dz} = 6170$ кг·м². Массы спутников $m_a = m_b = 50$ кг, начальная длина тросов между станцией и спутниками A и B $l_{a0} = l_{b0} = 200$ м, коэффициент жёсткости тросов между станцией и спутниками A и B $c_a = c_b = 2356,19$ Н/м. начальные значения углов $\varphi_d = 0.1$ рад, $\varphi_a = 0$ рад и $\varphi_b = 0.1$ рад. Высота орбиты $h = 300$ км, гравитационный параметр Земли $\mu_E = 3,986 \cdot 10^5$ км³/с², гравитационный параметр Луны $\mu_M = 4,9028 \cdot 10^3$ км³/с².

Для обоснования используемого допущения, что центр масс системы совпадает с центром масс станции, проведём оценку смещения центра масс системы от центра масс станции при заданных выше массово-геометрических параметрах. В случае, когда тросы располагаются вдоль местной вертикали, то есть, когда $\varphi_a = \varphi_b = \varphi_d = 0$, нетрудно определить, что расстояние между центром масс станции и центром масс системы составляет 28 м.

3.1. Система с растяжимыми тросами

На рисунках 3 и 4 приводятся графики зависимости углов отклонения от местной вертикали элементов космической тросовой системы от времени.

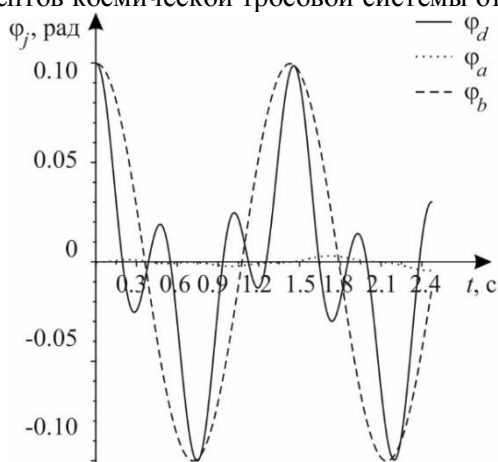


Рисунок 3. Изменение углов φ_d , φ_a , φ_b при движении по окололунной орбите.

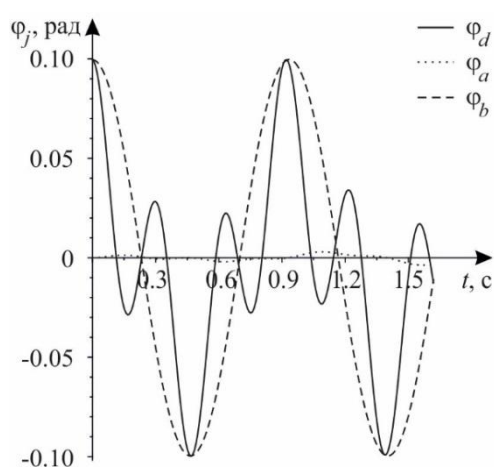


Рисунок 4. Изменение углов φ_d , φ_a , φ_b при движении по околоземной орбите.

Анализируя полученные графики, можно сделать вывод, что неуправляемое движение рассматриваемой тросовой системы, как по окололунной, так и по околоземной орбите происходит с почти равными амплитудами колебаний элементов системы от местной вертикали. Разница заключается только в их периодах колебаний, которые больше на окололунной орбите. Отношение периодов колебаний для заданной высоты орбиты H оценивается величиной $T_M / T_E = \sqrt{\mu_E r_m^3 / \mu_M r_e^3}$, где $r_m = R_m + H$, $r_e = R_e + H$, R_e и R_m — средние радиусы Земли и Луны. Эта оценка для высоты $H = 300$ км дает $T_M / T_E = 1.55$, что соответствует зависимостям, приведенным на рисунках 3, 4. Приведенная оценка основывается на известном положении, что период колебаний гравитационного маятника на орбите пропорционален орбитальному периоду движения его центра масс в рассматриваемом гравитационном поле.

3.2. Система с нерастяжимыми тросами

Как показывают результаты моделирования для тросов, жесткость которых приводится выше, характеристики движения КТС для растяжимых и нерастяжимых тросов практически совпадают. Различие в амплитудах колебаний элементов системы становится заметным, например, приблизительно на 1,5%, когда жесткости тросов уменьшаются в 5 раз. Поэтому в дальнейшем при численном моделировании используется модель, соответствующая нерастяжимым тросам.

3.3. Влияние массово-геометрических параметров КТС на процесс гравитационной стабилизации

На рисунке 5 представлены зависимости углов отклонения станции и троса, соединяющего станцию и спутник A , от местной вертикали от времени при наибольшей ($m_a = 500$ кг), средней ($m_a = 200$ кг) и наименьшей ($m_a = 50$ кг) массе нижнего КА. Из приведенных результатов следует, что при увеличении массы нижнего спутника увеличивается частота колебаний углов φ_a и φ_b , при этом амплитуда колебаний угла φ_a уменьшается и колебания приобретают характер биений. Угол φ_d при изменении массы m_a практически не изменяется.

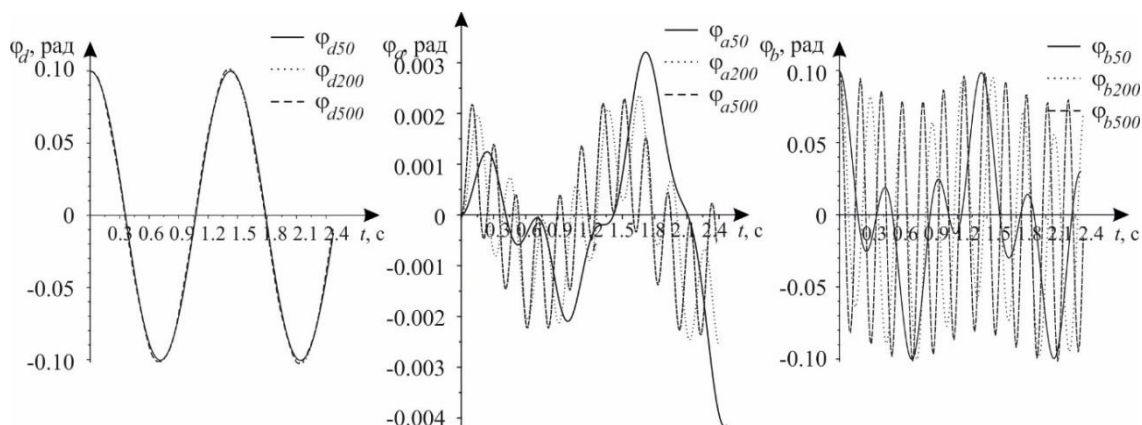


Рисунок 5. Изменение углов φ_d , φ_a , φ_b при $m_a = 50$ кг, $m_a = 200$ кг, $m_a = 500$ кг.

Аналогично оценим влияние массы верхнего спутника m_b . Будем исследовать изменения характера колебаний элементов КТС при наибольшей ($m_b = 500$ кг), средней ($m_b = 200$ кг) и наименьшей ($m_b = 50$ кг) массе верхнего КА. Влияние изменения массы m_b на изменение углов φ_d , φ_a , φ_b показано на рисунке 6. При увеличении массы m_b увеличивается амплитуда и уменьшается частота колебаний угла φ_a . Колебания угла φ_b приобретают характер биений. Изменение массы спутника B не оказывает влияния на изменение угла отклонения станции от вертикали φ_d .

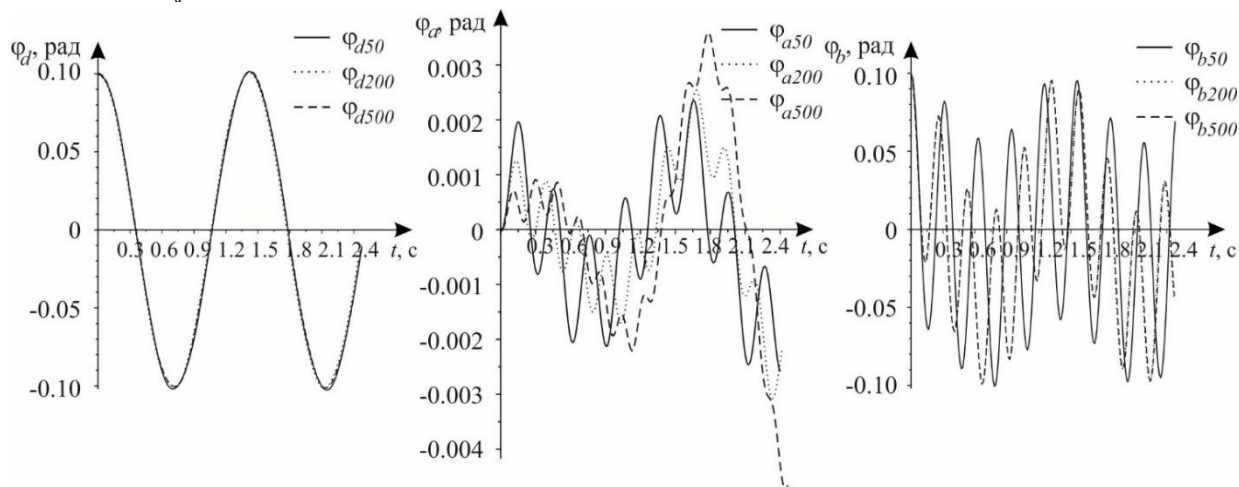


Рисунок 6. Изменение углов φ_d , φ_a , φ_b при $m_b = 50$ кг, $m_b = 150$ кг, $m_b = 500$ кг.

Рисунки 7 и 8 иллюстрируют влияние изменения длин тросов l_a и l_b на углы отклонения элементов КТС от местной вертикали. При увеличении длины троса l_a увеличивается частота колебаний верхнего и нижнего спутников, при этом амплитуда колебаний верхнего спутника не меняется, а амплитуда колебаний нижнего спутника уменьшается. Изменение длины троса l_a практически не оказывает влияния на колебания станции.

При уменьшении длины троса l_b увеличивается частота колебаний спутников A и B , амплитуда колебаний нижнего спутника увеличивается, а амплитуда колебаний верхнего спутника не меняется, но колебания приобретают характер биений. На колебания станции изменение длины троса l_b не оказывает заметного влияния.

При сравнении колебаний на окололунной и околоземной орбитах (высота орбиты 1000 км), установлено, что характеристики колебаний элементов системы при движении на высокой окололунной и околоземной орбитах также отличаются только периодами колебаний.

Отношение периодов колебаний соответствует приведенной выше аналитической оценке и составляет приблизительно $T_M / T_E = 2.10$.

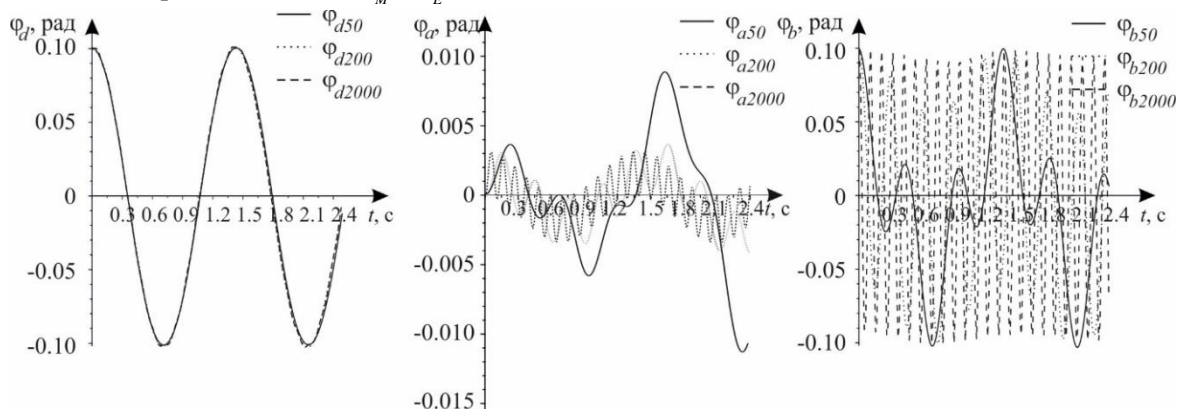


Рисунок 7. Изменение углов φ_d , φ_a , φ_b при $l_a = 50\text{м}$, $l_a = 200\text{ м}$, $l_a = 2000\text{ м}$.

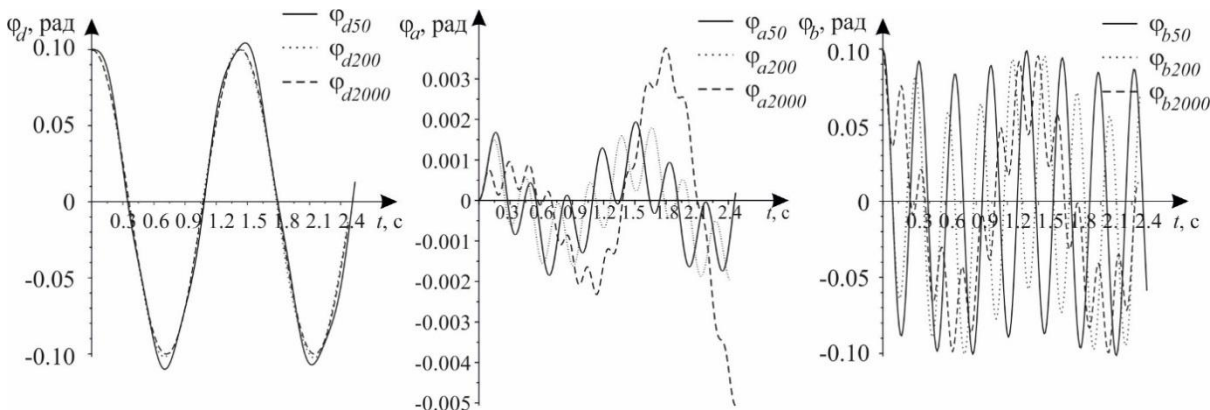


Рисунок 8. Изменение углов φ_d , φ_a , φ_b от t при $l_b = 50\text{м}$, $l_b = 200\text{ м}$, $l_b = 5000\text{ м}$.

4. Заключение

В статье было рассмотрено движение КТС, состоящей из космической станции и двух малых космических аппаратов. Предполагалось, что КТС полностью развернута и совершает движения вблизи местной вертикали, центр масс станции движется по круговой окололунной орбите. С помощью уравнений Лагранжа второго рода была разработана математическая модель движения космической системы, описывающая процесс стабилизации космической станции на окололунной орбите с помощью двух малых КА, расположенных вблизи вертикали.

На основании проведенного анализа движения КТС можно сделать следующие выводы:

1. Проведено сравнение процессов гравитационной стабилизации космической станции на окололунной и околоземной орбитах. Установлено, что при одних и тех же исходных данных колебания в рассматриваемой механической системе на обеих орбитах отличаются лишь периодами угловых колебаний элементов КТС и происходят с почти равными амплитудами. Получена аналитическая оценка для отношения периодов колебаний элементов системы на орбитах вблизи Луны и Земли для заданной высоты круговой орбиты.
2. Показано, что для материалов тросов, которые наиболее часто используются в настоящее время, растяжимость троса практически не оказывает влияния на процесс гравитационной стабилизации на окололунной орбите.
3. В результате параметрического исследования процесса гравитационной стабилизации КТС на окололунной орбите показано, что изменение характеристик верхних (нижних) частей (массы и длины троса в рассматриваемом достаточно большом диапазоне) практически не влияет на колебания станции, однако амплитуда и частота колебаний других частей КТС может существенно изменяться.

4. Высота орбиты космической станции влияет только на период колебаний элементов КТС.
5. Построенные уравнения движения КТС консервативны (выполняется закон сохранения энергии), что подтверждается также численными расчетами.

Дальнейшие исследования движения КТС на окололунной орбите, будут связаны с анализом процессов развертывания системы [9], демпфирования колебаний в системе [10], которые неизбежно возникают за счет эллиптичности орбиты и при действии других возмущений. Более полные модели движения КТС должны также описывать угловые колебания верхнего и нижнего спутников относительно направлений тросов и описывать пространственное движение системы.

5. Литература

- [1] Белецкий, В.В. Динамика космических тросовых систем / В.В. Белецкий, Е.М. Левин – М.: Наука, 1990. – 329 с.
- [2] Cartmell, M.P. A review of space tether research / M.P. Cartmell, D.J. McKenzie // *Progress in Aerospace Sciences*. – 2008. – Vol. 44(1). – P. 1-21.
- [3] Levack, D.J. Mars NTP Architecture Elements Using the Lunar Orbital Platform-Gateway/ D.J. Levack, J.F. Horton, C.R. Joyner, T.S. Kokan, F. Widman, B.J. Guzek // *AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition*, 2018. – P. 5105.
- [4] Burns, J.O. Science on the lunar surface facilitated by low latency telerobotics from a Lunar Orbital Platform – Gateway / J.O. Burns, B. Mellinkoff, M. Spydell, T. Fong, D.A. Kring, W.D. Pratt, T. Cichan, C.M. Edwards // *Acta Astronautica*. – 2019. – Vol. 154. – P. 195-203.
- [5] Haws, T.D. SLS, the Gateway, and a Lunar Outpost in the Early 2030s / T.D. Haws, J.S. Zimmerman, M.E. Fuller // *IEEE Aerospace Conference Proceedings*, 2019.
- [6] Пугаченко, С.Е. Исследование режимов обслуживания экипажем окололунной орбитальной станции-космопорта / С.Е. Пугаченко, Д.А. Козедуб // *Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Серия машиностроение*. – 2019. – № 4. – С. 31-43.
- [7] Ashenberg, J. Active gravity-gradient stabilization of a satellite in elliptic orbits / J. Ashenberg, E.C. Lorenzini // *Acta Astronautica*. – 1999. – Vol. 45(10). – P. 619-627.
- [8] Dong, Z. Mathematical modeling and analysis of motion of a low-orbital space tether system / Z. Dong, Y.M. Zabolotnov, A.J. Li, C.Q. Wang // *Journal of Physics: Conference Series*. – 2018. – Vol. 1096(1). – P. 012061.
- [9] Zabolotnov, Y.M. Control of the deployment of an orbital tether system that consists of two small spacecraft // *Cosmic Research*. – 2017. – Vol. 55(3). – P. 224-233.
- [10] Levin, E.M. Dynamic analysis of space tether missions – Univelt Incorporated. – 2007. – Vol. 126.

Modeling and analysis of the motion of the space tethered system in a lunar orbit

Y.M. Zabolotnov¹, T.A. Ledkova¹

¹Samara National Research University, Moskovskoe Shosse 34A, Samara, Russia, 443086

Abstract. The space tethered system in a lunar orbit, consisting of a space station whose center of mass moves in a circular unperturbed orbit, and two small spacecraft, is considered. It is assumed that the space tethered system is fully deployed and makes movements near the local vertical. The space station is considered as a solid body of finite dimensions. Small spacecraft is considered as material points. The mathematical model of the motion of the space system is developed using Lagrange equations of the second kind. Parametric analysis of the oscillations of the system near the local vertical for its various mass-geometric characteristics and parameters of the lunar orbit is carried out using the constructed mathematical model. Comparison of the motion of the space tethered system under consideration with a similar system moving in near-Earth orbit is carried out.