



5. Якимов И.М., Кирпичников А.П., Мокшин В.В., Яхина З.Т. Сравнение систем структурного и имитационного моделирования по модели М/М/5 // Вестник Технологического университета. 2017. Т. 20. № 16. С. 113-119.

6. Якимов И.М., Кирпичников А.П., Трусуфус М.В., Мокшин В.В. Сравнение систем структурного и имитационного моделирования ANYLOGIC, EXTENDSIM, SIMULINK / Вестник Технологического университета. 2017. Т. 20. № 15. С. 118-122.

Х. Лу^{1,2}, Ю.М. Заболотнов¹, А. Ли²

СПОСОБ ФОРМИРОВАНИЯ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ В ПРОЦЕССЕ ЕЕ РАЗВЕРТЫВАНИЯ

(¹Самарский национальный исследовательский университет, г.Самара, РФ,
²Северо-западный политехнический университет, г.Сиань, КНР)

Аннотация. Рассматривается задача формирования вращающейся космической тросовой системы в процессе ее развертывания с использованием двигателей малой тяги как вспомогательного средства. Предлагается способ перевода системы во вращение, которая использует естественно возникающие силы инерции в подвижной орбитальной системе координат и малую тягу двигателей. Предполагается, что исходном состоянии два малых космических аппарата совершают совместный полет по орбите и имеют некоторую угловую скорость вращения относительно общего центра масс. Для перевода системы во вращение предлагается закон управления, который основан на контроле силы натяжения троса и релейной программе изменения тяги двигателей. Результаты моделирования подтверждает эффективность предложенной схемы формирования вращающейся космической тросовой системы.

Введение. Вращающаяся тросовая система (ВТС) считается перспективным средством решением многих задач на орбите благодаря своей естественной устойчивости при вращении и возможностям, включая создание искусственной гравитации, транспортным операциям, таким как доставку полезного груза на поверхность Земли, запуск малых космических аппаратов (КА) на более высокую орбиту и др. [1,2]. По сравнению с обычными тросовыми системами, формирование вращающихся систем имеет свои особенности [1]. При этом возможны разные подходы к решению этой задачи. Например, на первом этапе тросовая система может развертываться в конечное положение равновесия [3], близкое к вертикали, а потом система при постоянной длине троса переводится во вращение с помощью двигателей малой тяги. Развертывание в конечное положение равновесия тросовой системы является достаточно отработанной технологией, что ведет к повышению безопасности при реализации миссии. Однако такой процесс формирования ВТС требует дополнительного времени и затрат энергии. В настоящей работе предлагается соединить эти два



этапа, то есть предлагается формировать ВТС в процессе выпуска троса. Это позволяет использовать естественно возникающие силы инерции (центробежную и силу Кориолиса) для перевода системы во вращение. Кроме того, в момент начала разворачивания системы вращательное движение КА относительно общего центра масс позволяет обеспечить уверенное разделение КА, соединенных тросом. Такое разделение КА уже использовалось при формировании космической тросовой системы [4]. Приводится пример численного моделирования процесса формирования ВТС, который подтверждает эффективность предложенного способа управления.

Математическая модель движения тросовой системы. В этой работе предполагается, что КА совершают полет по круговой орбите, трос считается нерастяжимым и невесомым, КА – материальные точки, имеющие массы m_1, m_2 . В этом случае динамические уравнения движения системы имеют вид [1]

$$\begin{aligned} \ddot{r} - r \left[(\dot{\theta} + \omega)^2 + \omega^2 (3 \cos^2 \theta - 1) \right] &= -T / m_e \\ \ddot{\theta} + 2(\dot{\theta} + \omega)(\dot{r} / r) + 1.5\omega^2 \sin 2\theta &= F_\theta / m_e r \end{aligned} \quad (1)$$

где r - длина троса, θ - угол отклонения троса от вертикали, ω - угловая скорость движения центра масс системы по орбите, $m_e = m_1 m_2 / (m_1 + m_2)$, T - сила натяжения троса, F_θ - силы тяги двигателей.

Законы управления. При выпуске троса контролируется сила его натяжения. Сила натяжения изменяется в соответствии с законом

$$T = \begin{cases} T_{\min} & , \text{ если } r < r' \\ f_1 + f_2 & , \text{ если } r' \leq r < r_f \\ f_1 & , \text{ если } r \geq r_f \end{cases} \quad (2)$$

где $f_1 = m_e r [(\dot{\theta} + \omega)^2 + \omega^2 (3 \cos^2 \theta - 1)]$, $f_2 = K_r r$, $T_{\min} > 0$ - минимальная сила натяжения троса, r', r_f, K_r - параметры закона. При этом функция f_2 обеспечивает торможение троса в конце разворачивания системы. При использовании закона (2) угол θ не контролируется, однако это и требуется, так как это приводит к возникновению дополнительной угловой скорости, которая способствует переводу системы во вращение.

Тяга изменяется в соответствии с законом [1]

$$F = \begin{cases} F_{\max} & , \text{ если } 0 \leq \dot{\theta} < \dot{\theta}_f \\ 0 & , \text{ иначе} \end{cases} \quad (3)$$

где F_{\max} - максимальная доступная тяга; $\dot{\theta}_f$ - конечная угловая скорость. Использование закона (3), предложенного в работе [1], значительно уменьшает необходимую величину силы тяги при сохранении полного импульса маневра.



Численные результаты. При моделировании движения системы использовались исходные данные, которые приводятся в таблице 1.

Таблица 1. Параметры тросовой системы и начальные условия движения

Названия	Значения
Массы m_1, m_2	30 кг, 500 кг
Высота орбиты	500км
Начальные условия $r_0, \dot{r}_0, \theta_0, \dot{\theta}_0$	1м, 0, 0, 0.3 рад/с
Конечные условия r_f, θ_f	3000м, 0.01 рад/с
Параметры законов r', F_{\max}, K_r	2900м, 0.05Н, 1.25

Результаты моделирования движения системы приводятся на рисунках 1-3.

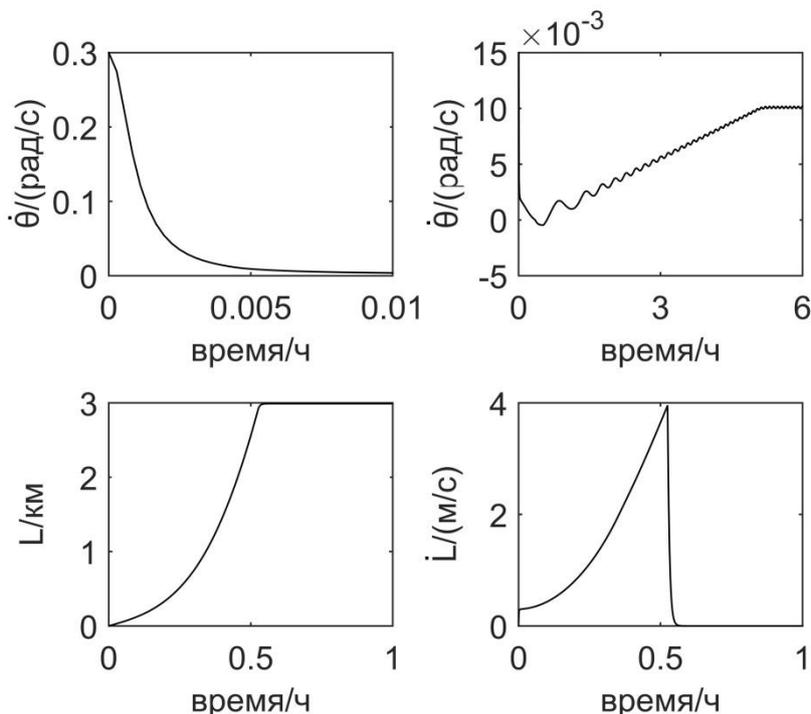


Рис. 1. Характеристики движения системы

Из рисунков следует, что тросовая система разворачивается и начинает вращаться примерно через 18938с, причем импульс тяги равен 1760 Нс. Трос полностью разворачивается приблизительно через 35 минут, причем погрешность при разворачивании составляет около 0.3% (10 м). При этом система переводится во вращение после одного колебания. Весь процесс управления достаточно плавный, и единственный скачок силы натяжения наблюдается на заключительном участке при увеличении тормозящего усилия. Однако этот скачок не слишком большой и может быть дополнительно сглажен путем улучшения программы торможения. Если бы использовалась обычная схема, когда сначала система переводится в состояние, близкое к вертикали, а потом начинается процесс перевода ее во вращение, то в этом случае процесс формирования вращающейся системы будет длиться около 31296с [2,3] (система начинает вращаться после 2 колебаний), а импульс будет равен 2035 Нс. Таким образом, предло-



женный способ перевода системы во вращение позволяет уменьшить на 14% затраты на управление (полный импульс) и на 39% сократить время перевода системы во вращение. Это подтверждает эффективность предложенного способа управления.

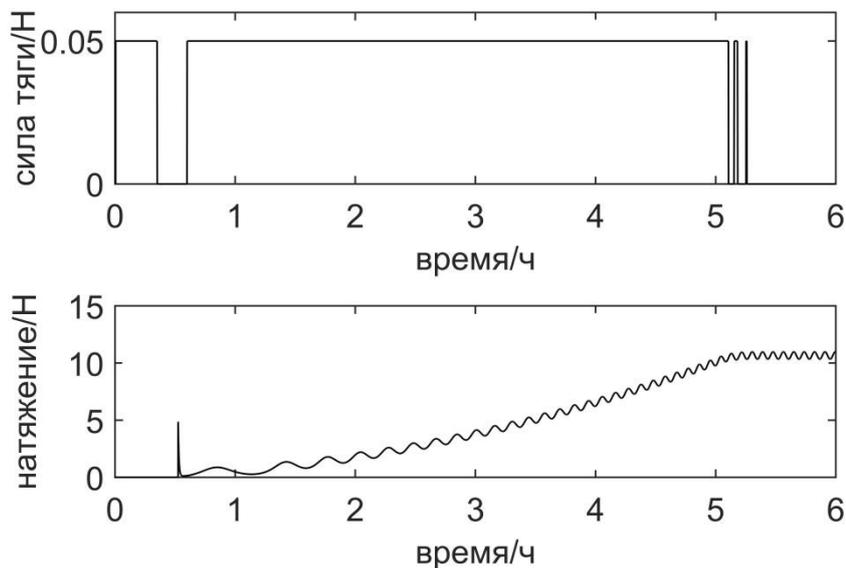


Рис. 2. Тяга и натяжение троса

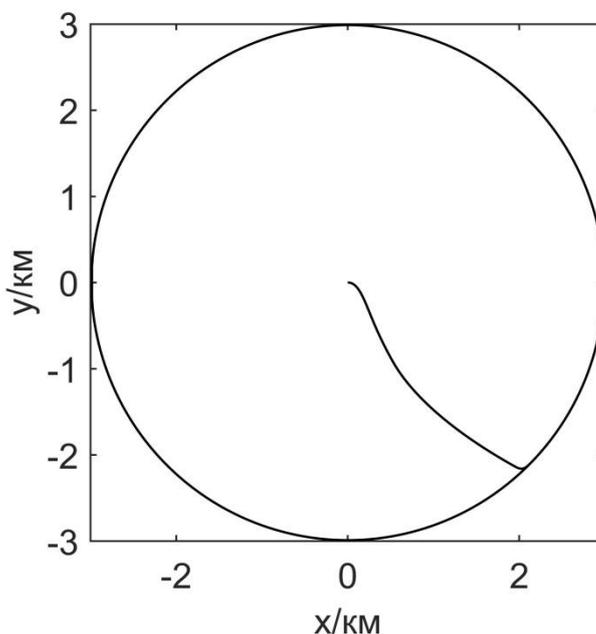


Рис. 3. Траектория конечного тела m_1 относительно центра масс системы

Литература

1. Zabolotnov, Yu. M. Dynamics of the Formation of a Rotating Orbital Tether System with the Help of Electro-thruster. // Procedia Engineering. 2017. Vol. 185. P. 261-266.
2. Van Pelt, M. Space tethers and space elevators // New York: Springer Science & Business Media, 2009. 215 p.



3. Zabolotnov, Yu. Introduction to Dynamics and Control in Space Tether System. Beijing: Science Press, 2013. 140 p.

4. Liu, H., Song, X., Lin, Q., Chai, H. Deployment dynamics and control of spinning space web// 36th Chinese Control Conference (CCC). Dalian. China. 2017.

А.С. Лаврентьева, В.Р. Фидельман, Ю.Е. Чуманкин

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПРОВИСАНИЯ СЕТКИ РЕФЛЕКТОРА АНТЕННЫ НА ПОГРЕШНОСТЬ ПАССИВНОГО МОНОИМПУЛЬСНОГО ПЕЛЕНГОВАНИЯ

(Нижегородский государственный университет им. Н.И. Лобачевского)

В настоящее время актуальна задача однопозиционного пассивного определения местоположения источника радиоизлучения (ИРИ). Для определения местоположения источника излучения могут применяться пассивные методы [1].

Однопозиционные методы предполагают использование одной многолучевой принимающей антенны с несколькими каналами приема. Каждому каналу приема соответствует один луч диаграммы направленности (ДН) антенны. Электрические оси лучей ориентированы по-разному. Основным этапом решения указанной задачи является определение пеленга на ИРИ. Описание ДН и положения источника излучения ведется в системе координат азимутальный угол φ - угол места θ . ДН дискретизируется на сетке в указанной системе координат. Из определения ДН [2] следует

$$A_i = A_0 d_i(\varphi_0, \theta_0), \quad (1)$$

где A_i – амплитуда излучения, принятого i -ым лучом ДН, A_0 – амплитуда излучения источника, d_i – ДН i -ого луча, (φ_0, θ_0) – направление на источник излучения.

Математически задача однопозиционного пассивного пеленга формулируется как решение системы уравнений относительно неизвестного направления на источник (φ_0, θ_0) [3]. В настоящей работе решение этой системы осуществляется путём минимизации функции ошибки (2) методом симплексной оптимизации. Необходимо отметить, что приём сигналов в реальных условиях всегда сопровождается приёмом шумовой составляющей сигнала. В работе рассматривается аддитивный шум, подчиняющийся распределению Рэлея.

$$E = \sum_{i=1}^{n-1} \sum_{j=i+1}^n \left(\frac{A_i - A_j}{A_i + A_j} - \frac{d_i(\varphi_0, \theta_0) - d_j(\varphi_0, \theta_0)}{d_i(\varphi_0, \theta_0) + d_j(\varphi_0, \theta_0)} \right)^2, \quad (2)$$

где n – это количество лучей антенны.

В работе рассматриваются рефлекторные параболические антенны. В реальных условиях эксплуатации происходят (могут происходить) односторонний солнечный нагрев, температурные перепады, воздействие вибраций и силы