

АНАЛИЗ ВРАЩЕНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ ГРУППИРОВКИ ИЗ ТРЁХ НАНОСПУТНИКОВ

Введение. Тросовые группировки спутников [1-3] в настоящее время можно рассматривать как новые космические системы, позволяющие выполнить такие задачи, как космическая интерферометрия, многоточечные распределённые измерения и др. В связи с существованием механических связей (тросов) между КА создаются условия для функционирования тросовой группировки (ТГ) на орбите при сохранении заданной геометрической конфигурации в течение длительного времени практически без затрат топлива.

Для функционирования ТГ необходимо обеспечить их устойчивость с точки зрения сохранения заданной геометрической конфигурации. Для тросовой системы с линейной конфигурацией градиент гравитации Земли чаще всего используется для стабилизации системы в положении, близком к местному вертикальному [4-5]. Для более сложных конфигураций используется динамическая стабилизация, основанная на вращении системы с некоторой постоянной угловой скоростью относительно центра масс. К более сложным конфигурациям можно отнести такие ТГ как кольцо [6], ступица-спицы [7] и пирамида [8-9] и др.

В настоящей статье рассматриваются вопросы устойчивости вращающейся тросовой группировки, состоящей из трёх наноспутников. В исходном состоянии наноспутники соединены между собой тросами в виде правильного треугольника и вращаются вокруг своего центра масс с некоторой начальной угловой скоростью. Сила натяжения тросов определяется по закону растяжения Гука. Масса каждого троса учитывается введением сосредоточенной материальной точки, расположенной в середине троса.

Математическая модель движения треугольной тросовой группировки. Движение системы определяется в геоцентрической системе координат $OXYZ$, где плоскость OXY совпадает с плоскостью экватора, а ось OX направлена в точку весеннего равноденствия. При описании движения рассматриваемой тросовой группировки учитываются массы тросов и их гибкость. Причём считается, что тросы не работают на сжатие. Концевые тела (наноспутники) рассматриваются

как материальные точки m_1, m_3, m_5 (рис. 1), а тросы в общем случае – это совокупность n материальных точек, соединённых безмассовыми пружинами. В данной работе выбирается $n=1$ для каждого троса (рис. 1). Тогда уравнения движения тросовой системы записываются в виде:

$$\begin{aligned} m_1 \ddot{\mathbf{R}}_1 &= \mathbf{G}_1 + \mathbf{T}_1 - \mathbf{T}_6, \\ m_k \ddot{\mathbf{R}}_k &= \mathbf{G}_k + \mathbf{T}_k - \mathbf{T}_{k-1}, (k = 2, 3, \dots, 6) \end{aligned} \quad (1)$$

где $\mathbf{G}_k = -\mu m_k \mathbf{R}_k / R_k^3, (k=1, 2, \dots, 6)$ – гравитационные силы, μ – гравитационный параметр Земли, m_k – массы материальных точек, из них $m_k, (k=1, 3, 5)$ – массы наноспутников, а $m_k = \rho L_0, (k=2, 4, 6)$ – массы тросов, ρ – линейная плотность троса, L_0 – недеформированная длина троса, \mathbf{R}_k – радиусы-векторы наноспутников и материальных точек на тросе (рис. 1); $\mathbf{T}_k, (k=1, 2, \dots, 6)$ – силы натяжения между соседними точками.

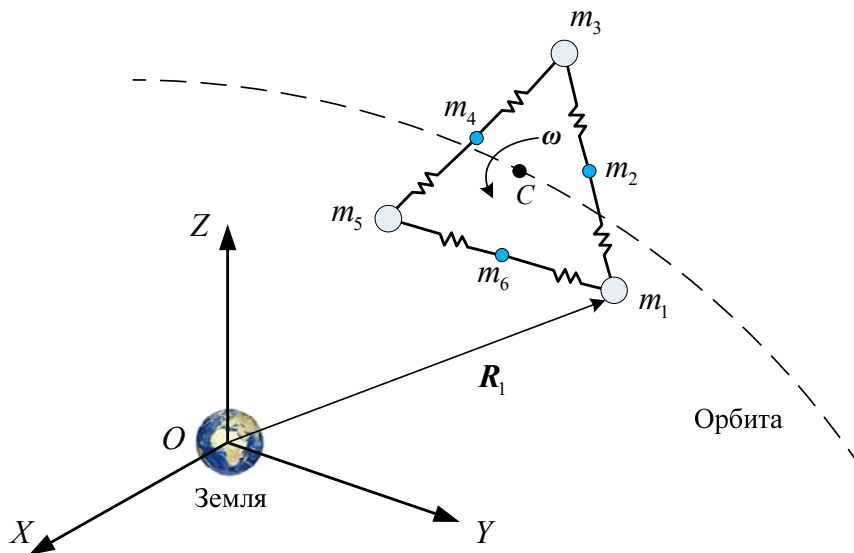


Рис. 1 Тросовая группировка в виде треугольника

Поскольку предполагается, что тросы являются растяжимыми, то силы натяжения в каждом участке троса задаются следующим образом:

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_k &= T_k \frac{\mathbf{r}_k}{r_k}, (k = 1, 2, \dots, 6) \\ T_k &= \begin{cases} c_s (r_k - L_k) + c_d \dot{r}_k, & \text{if } r_k - L_k \geq 0 \\ 0, & \text{if } r_k - L_k < 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (2)$$

где $\mathbf{r}_k = \mathbf{R}_{k+1} - \mathbf{R}_k (k=1, 2, \dots, 5), \mathbf{r}_6 = \mathbf{R}_1 - \mathbf{R}_6$ – радиусы-векторы, соединяющие соседние точки; $L_k, (k=1, 2, \dots, 5)$ – недеформированные длины участка троса от точки k до

точки $k+1$, и L_6 обозначает длину участка от точки 6 до 1; c_s – жёсткость материала троса; c_d – коэффициент внутреннего трения в тросах.

Вращение тросовой группировки вокруг центра масс системы. Для задач, выполняемых тросовой группировкой, желательно, чтобы она устойчиво вращалась вокруг своего центра масс, и её геометрическая структура сохранялась в течение длительного периода времени. В качестве примера рассматривается тросовая группировка из трёх наноспутников с одинаковыми массами, более того, в начальном состоянии они образуют правильный треугольник, геометрическая плоскость которого находится в орбитальной плоскости. При проведении численного моделирования принимаются исходные данные, приведённые в табл.1.

Таблица 1. Исходные данные для численного моделирования движения системы

Высота начальной круговой орбиты, км	500
Масса наноспутников, кг	10
Начальная длина тросов, км	5
Начальная угловая скорость вращения системы вокруг центра масс, град/с	0,1
Линейная плотность троса, кг/км	0,2
Жёсткость троса, Н/м	30
Коэффициент демпфирования троса, Нс/м	3
Время моделирования, с	2000

Рис. 2 иллюстрирует изменение длины первого участка троса (r_1) при вращении тросовой группировки вокруг центра масс, где синей сплошной линией показана недеформированная длина данного участка троса L_1 (2500м). На начальном этапе вращения трос натянут и деформированная длина первого участка троса ($r_1 - L_1$) составляет примерно 5.6м, а по мере вращения системы деформированная длина троса совершает колебания относительно указанного значения, причём амплитуда деформации участка увеличивается со временем. В некоторые моменты имеет место $r_1 < L_1$, что указывает на временное провисание участка троса. Длины остальных участков $r_k, (k=2,3,\dots,6)$ изменяются аналогично.

На рис. 3 для примера показаны геометрии конфигурации тросовой группировки в моменты: $t=0$, $t=1000c$. Как видно из рисунка, в $t=2000c$ конфигурация

ТГ имеет форму шестиугольника, это значит, что она не может поддерживать начальную форму (правильный треугольник) по мере вращения системы, а точки, расположенные в середине каждого троса в начальный момент, имеют тенденцию двигаться наружу.

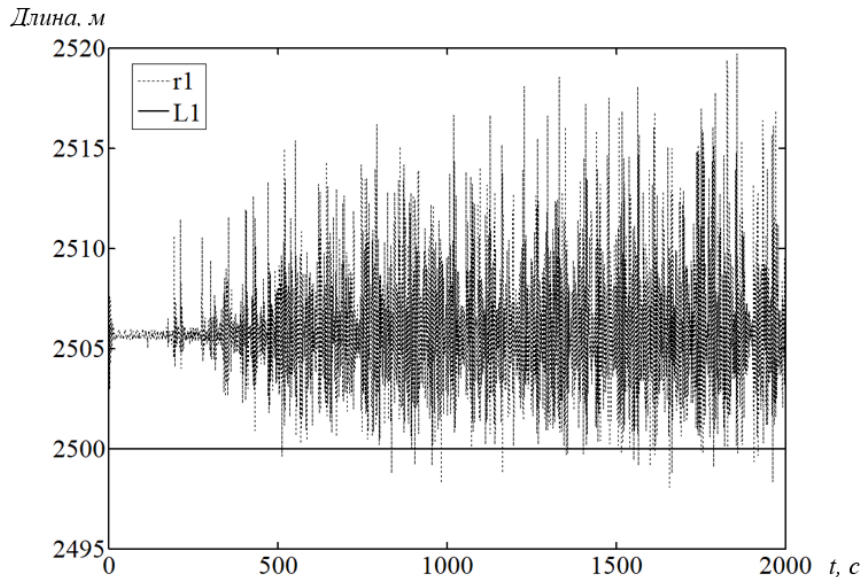


Рис. 2 Длина первого участка троса

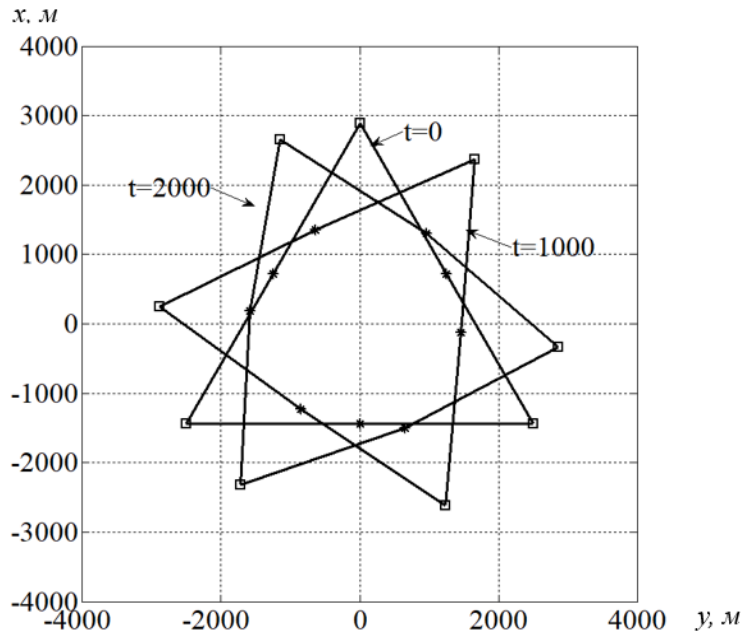


Рис. 3 Изменение конфигурации тросовой группировки

Здесь следует отметить, что при использовании модели троса в виде совокупности материальных точек, чем больше точек, тем лучше описывается деформация тросов и изменение геометрической конфигурации вращающейся тросовой

группировки. Однако недостатком является то, что это увеличивает временные затраты на моделирование. На рис. 4 показаны траектории (сплошные линии) наноспутников относительно центра масс системы и траектории (штриховые линии) сосредоточенных материальных точек (m_2, m_4, m_6). Очевидно, что амплитуды колебаний материальных точек (m_2, m_4, m_6) больше, чем амплитуды колебаний трёх наноспутников. Это объясняется тем, что массы тросов длиной 5 км меньше, чем массы наноспутников. Вследствие того, что колебания концевых тел могут влиять на точность выполнения задач и на устойчивость геометрической конфигурации системы, требуется активное управление с целью обеспечения ограниченности амплитуд этих колебаний в пределах допустимого диапазона.

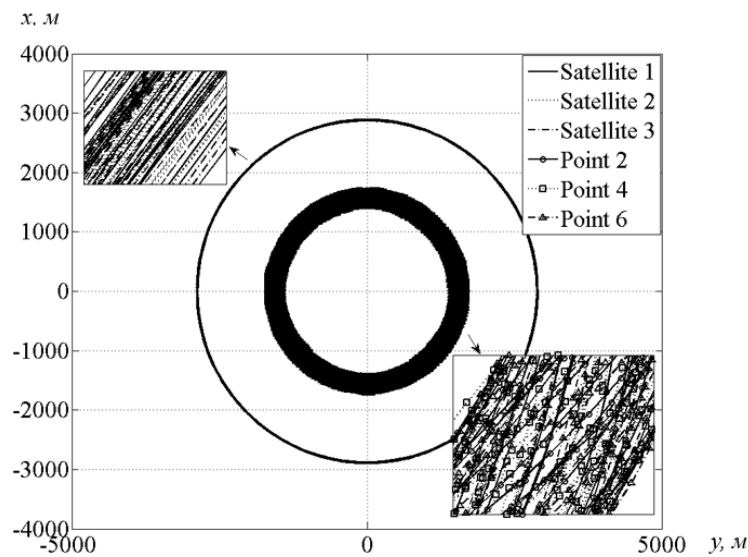


Рис. 4 Траектории наноспутников и материальных точек тросов относительно центра масс системы (0,0)

Заключение. Основываясь на приведённых численных расчётах и их анализе, можно сделать следующие выводы:

1. При вращении ТГ наноспутников треугольной конфигурации на орбите возможны случаи потери устойчивости ее движения. Это связано, во-первых, с колебаниями сил натяжения тросов, что может привести к возникновению нежелательных ситуаций таких, как провисание тросов, что в свою очередь может привести к изменению геометрической конфигурации ТГ; во-вторых, внутреннее трение в тросах приведёт к рассеянию энергии системы, и вследствие этого, скорость вращения вокруг центра масс системы не будет стабильна, причем высота начальной орбиты центра масс системы будет постепенно уменьшаться (рис. 5).

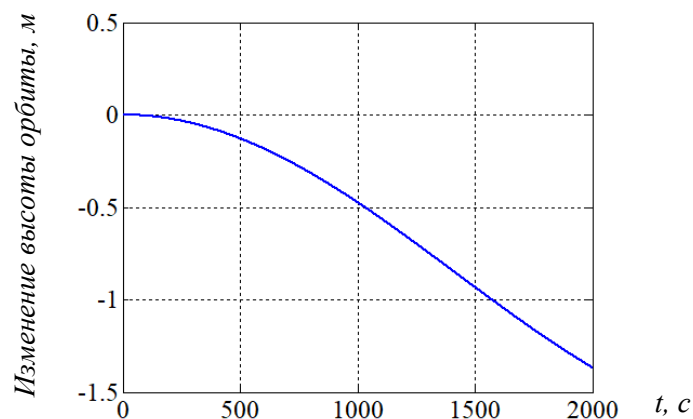


Рис. 5 Изменение высоты орбиты центра масс системы

2. Будущие исследования должны быть направлены на обеспечение устойчивости вращения ТГ и на сохранение ее геометрической конфигурации в течение длительного времени. Возможными способами активного управления при этом могут являться использование двигателей малой тяги и целенаправленное изменение длин тросов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и ГФЕН Китая в рамках совместных научных проектов №21-51-53002 и №61803307.

Библиографический список

1. Levin, E.M. Dynamic Analysis of Space Tether Missions / E.M. Levin // *Advances in the Astronautical Sciences*. – Vol. 126. – 2007. – 453 p.
2. Kalantzis, S. Order-N Formulation and Dynamics of Multibody Tethered Systems / S. Kalantzis, V.J. Modi, S. Pradhan, A.K. Misra // *Journal of Guidance, Control, And Dynamics*. – 1998. – Vol. 21. – №2. – P. 277-285.
3. Avanzini, G. Refined dynamical analysis of multi-tethered satellite formations / G. Avanzini, M. Fedi // *Acta Astronautica*. – 2013. – Vol. 84. – P. 36–48.
4. Ван, Ч. Анализ динамики формирования тросовой группировки из трех наноспутников с учетом их движения вокруг центров масс / Ч. Ван, Ю. М. Заболотнов // *Прикладная математика и механика*. – 2021. – Т. 85. – №1. – С. 21–43.
5. Ван, Ч. Моделирование и анализ процесса формирования вертикальной тросовой группировки наноспутников / Ч. Ван, Ю. М. Заболотнов // *Информационные технологии и нанотехнологии: сборник трудов ИТНТ-2018 / Самарский национальный исследовательский университет*. – 2018. – С. 1902-1910.

6. Yu, B.S. Stability and ground experiments of a spinning triangular tethered satellite formation on a low earth orbit / B.S. Yu, Z. Huang, L.L. Geng, D.P. Jin // *Aerospace Science and Technology*. – 2019. – Vol. 92. – P. 595–604.

7. Zhai, G. Deployment strategies for planar multi-tethered satellite formation / G. Zhai, F. Su, J. Zhang, B. Liang // *Aerospace Science and Technology*. – 2017. – Vol. 71. – P. 475–484.

8. Alary, D. Dynamics of multi-tethered pyramidal satellite formation/ D. Alary, K. Andreev, P. Boyko, E. Ivanova, D. Pritykin, V. Sidorenko, C. Tourneur, D. Yarotsky // *Acta Astronautica*. – 2015. – Vol. 117. – P. 222–230.

9. Tragesser, S. G. Orbital design of earth-oriented tethered satellite formations / S. G. Tragesser, A. Tuncay // *The Journal of the Astronautical Sciences*. – 2005. – Vol. 53. – №1. – P. 51–64.

УДК 531.36, 629.7

Старинова О.Л., Шарипова А.Р., Марченко А.Д.

МЕЖПЛАНЕТНЫЙ ПЕРЕЛЁТ ЗЕМЛЯ-ВЕНЕРА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО МАНЁВРА

Введение. Исследования Венеры занимают важное место в программе изучения и освоения космического пространства. В связи с тем, что Венеру сложно изучать с Земли с помощью наземной аппаратуры, планета довольно интенсивно исследуется с помощью космических аппаратов (КА) и автоматических межпланетных станций (АМС) [1].

Эффективность миссии к Венере может быть повышена за счёт использования аэродинамического манёвра для формирования заданной круговой орбиты. В данной работе рассматривается перелёт исследовательского космического аппарата к Венере по следующей баллистической схеме: КА выводится из сферы действия Земли с помощью разгонного блока и совершает гелиоцентрический перелёт за счёт собственного двигателя, при входе в сферу действия Венеры КА приближается к планете, входит в плотные слои атмосферы и тормозится. Собственный двигатель космического аппарата включается для формирования задан-