

ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА, УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.7.087

АНАЛИЗ ДИНАМИКИ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ НИЗКООРБИТАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ

Дон Ч.

*Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева,
Московское шоссе, 34, Самара, 443086, Россия
e-mail: dongzhe@yandex.ru*

Анализируется движение низкоорбитальной космической тросовой системы, состоящей из базового и малого космических аппаратов. Рассматриваются этапы развертывания, свободного движения и стабилизации на низкой почти круговой орбите. Длина троса по окончании развертывания системы составляет несколько десятков километров. Стабилизация движения системы в заданном диапазоне высот осуществляется с помощью корректирующего реактивного двигателя, расположенного на базовом космическом аппарате. Математическое моделирование движения системы на всех участках полета проводится по математической модели с распределенными параметрами, в которой трос представляется совокупностью материальных точек.

Ключевые слова: низкоорбитальная космическая тросовая система, развертывание, свободное движение, стабилизация движения, корректирующий реактивный двигатель.

Введение

В настоящее время в научной литературе большое внимание уделяется космическим тросовым системам (КТС) [1–6]. В частности, КТС рассматривается как перспективная технология для получения научной информации об атмосфере [7–10]. Анализ движения низкоорбитальных КТС (НКТС) очень сложен из-за большой их протяженности (несколько десятков километров) и из-за необходимости учета аэродинамических сил, действующих на все части системы, включая трос [11, 12].

При большой длине троса НКТС необходимо рассматривать как систему с распределенными параметрами, движение которой в общем случае опи-

сывается дифференциальными уравнениями в частных производных [2], что существенно усложняет задачу управления. С другой стороны, для предварительного приближенного анализа движения системы, для построения номинальных программ развертывания НКТС используются достаточно простые модели, в которых трос приближается прямой линией и считается нерастяжимым [13–20]. После построения номинальной программы развертывания НКТС для проведения проверочных расчетов используются более сложные модели, учитывающие гибкость и растяжимость троса, работу систем стабилизации программного движения НКТС [13].

Рассматриваемая тросовая система состоит из базового и малого космических аппарата (БКА и МКА), соединенных тросом. Предлагается программный динамический закон управления развертыванием системы, который обобщает аналогичные программы [2, 13, 15], так как учитывает действие аэродинамических сил на все части НКТС, включая трос. Реализуемость построенной номинальной программы управления оценивается с использованием более сложной модели движения КТС, в которой трос рассматривается как совокупность материальных точек, соединенных упругими односторонними связями. Предлагаемая номинальная программа развертывания НКТС позволяет существенно уменьшить амплитуду маятниковых колебаний системы относительно местной вертикали, которые неизбежно возникают на сравнительно низких орбитах из-за действия аэродинамических сил [2]. После развертывания НКТС моделируется ее свободное движение до достижения заданной достаточно низкой высоты полета центра масс. После достижения заданной высоты рассматривается задача стабилизации движения НКТС на низкой почти круговой орбите. Стабилизация движения в заданном диапазоне высот осуществляется с помощью корректирующего реактивного двигателя, расположенного на БКА.

Математическая модель движения НКТС с распределенными параметрами

При записи уравнений движения НКТС с растяжимым тросом используется следующая совокупность систем координат: $OXYZ$, $Ox_oY_oZ_o$, $Cx_o y_o z_o$, $Cx_t y_t z_t$. Геоцентрическая правая система координат $OXYZ$ связана с плоскостью орбиты центра масс системы C , где ось OX направлена по линии узлов, ось OZ — по направлению вектора кинетического момента центра масс системы. Геоцентрическая подвижная орбитальная система координат $Ox_oY_oZ_o$ вращается относительно системы координат $OXYZ$ с угловой скоростью $\dot{u} = du / dt$, где u — аргумент широты. Оси орбитальных подвижных систем координат $Ox_oY_oZ_o$ и $Cx_o y_o z_o$ параллельны и различаются только положением начал координат. Система координат $Cx_t y_t z_t$ связана с линией, соединяющей концевые тела. Положение системы координат $Cx_t y_t z_t$ относительно системы координат $Cx_o y_o z_o$ определяется углами θ и β (рис. 1).

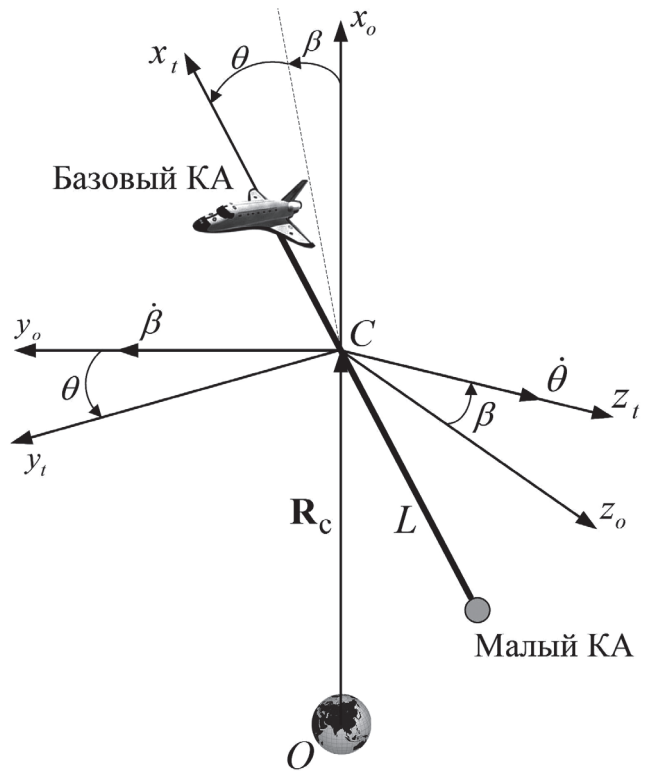


Рис. 1. Взаимное положение систем координат $Cx_o y_o z_o$ и $Cx_t y_t z_t$

Математическая модель движения системы с распределенными параметрами представляет собой механическую систему, в которой НКТС рассматривается как совокупность n материальных точек, соединенных упругими односторонними связями. В этом случае уравнения движения НКТС записываются в виде [14]

$$\frac{d\mathbf{r}_k}{dt} = \mathbf{V}_k,$$

$$m_k \frac{d\mathbf{V}_k}{dt} = \mathbf{G}_k + \mathbf{R}_k + \mathbf{T}_k - \mathbf{T}_{k-1}, \tag{1}$$

где \mathbf{r}_k ($k = 1, 2, \dots, n$) — радиус-векторы БКА ($k = 1$), материальных точек троса ($k = 2, 3, \dots, n-1$) и МКА ($k = n$); $m_k = \frac{m_t}{n-2}$ ($k = 2, 3, \dots, n-1$) — масса материальной точки троса; m_t — суммарная масса троса; n — количество точек; \mathbf{V}_k — абсолютные скорости; $\mathbf{G}_k = -K \frac{m_k \mathbf{r}_k}{r_k^3}$, K — гравитационный параметр Земли; \mathbf{R}_k — векторы аэродинамических сил, приложенных к k -й точке. Причем на крайние точки действует только одна сила натяжения, т. е. $\mathbf{T}_0 = \mathbf{T}_n = 0$.

Силы натяжения T_k между точками системы определяются по закону Гука с односторонними механическими связями:

$$T_k = T_k \frac{r_{k+1} - r_k}{|r_{k+1} - r_k|} \quad (k=1,2,\dots,n-1); \quad (2)$$

$$T_k = \begin{cases} c \frac{|r_{k+1} - r_k| - \Delta L_k}{\Delta L_k}, & \text{if } |r_k - r_{k+1}| - \Delta L_k \geq 0; \\ 0, & \text{if } |r_k - r_{k+1}| - \Delta L_k < 0, \end{cases} \quad (3)$$

где ΔL_k — нерастянутая длина k -го участка троса; c — жесткость троса.

Особенностью математической модели (1) по сравнению с известными моделями [14, 15] является наличие аэродинамических сил, существенно влияющих на движение НКТС. Аэродинамические силы, действующие на участки троса после его дискретизации, вычисляются из выражений [2]

$$R_{c,k} = -\frac{1}{2} c_i \rho D_i \Delta L_k V_{c,k} V_{c,k} |\sin \alpha_k|, \quad k=1,2,\dots,n-1, \quad (4)$$

где $V_{c,k}$ — скорость центра k -го участка троса (цилиндра) относительно атмосферы; c_i — коэффициент аэродинамического сопротивления ($c_i = 2.2$); α_k — угол атаки k -го цилиндра. Плотность атмосферы ρ соответствует ГОСТ 25645.101-83.

Скорость центра участка троса и его угол атаки определяются по формулам

$$V_{c,k} = \frac{V_{r,k} + V_{r,k+1}}{2},$$

$$\cos \alpha_k = \frac{(r_{k+1} - r_k) \cdot V_{c,k}}{|r_{k+1} - r_k| V_{c,k}}, \quad k=1,2,\dots,n-1, \quad (5)$$

где $V_{r,k}$ — скорости точек относительно атмосферы.

Тогда для точек троса и для концевых тел аэродинамические силы вычисляются следующим образом:

$$R_k = (R_{c,k-1} + R_{c,k}) / 2, \quad k=2,3,\dots,n-1; \quad (6)$$

$$R_1 = -\frac{1}{2} c_1 \rho_1 S_1 |V_{r,1}| V_{r,1} + \frac{R_{c,1}}{2},$$

$$R_n = -\frac{1}{2} c_n \rho_n S_n |V_{r,n}| V_{r,n} + \frac{R_{c,n-1}}{2}. \quad (7)$$

Абсолютные и относительные скорости концевых тел и материальных точек троса связаны следующим соотношением:

$$V_{r,k} = V_k - \Omega_e \times r_k, \quad k=1,2,\dots,n, \quad (8)$$

где Ω_e — вектор угловой скорости вращения Земли.

В процессе разворачивания НКТС размерность системы (1) увеличивается, так как при увеличении длины троса постоянно необходимо добавлять новые материальные точки. Здесь используется алгоритм добавления новой точки, описанный в работе [13]. На участке стабилизации движения НКТС в заданном диапазоне высот размерность системы (1) не изменяется и учитывается действие тяги от корректирующего двигателя, расположенного на базовом КА. Использование модели (1) позволяет анализировать форму троса и другие особенности движения НКТС (растяжимость троса, возможность его провисания и т.д.) как распределенной системы на участках разворачивания и стабилизации ее движения.

Участок разворачивания НКТС

Рассматривается разворачивание НКТС в положении, близком к вертикальному. Предполагается, что выпуск троса сравнительно большой длины (несколько десятков километров) осуществляется с БКА с помощью механизма, работающего только на торможение.

Как показано в классической монографии [2], где подробно исследована устойчивость стационарных состояний НКТС на низких орбитах, при движении таких систем имеет место аэроградиентная неустойчивость, которая проявляется в колебаниях НКТС относительно своих равновесных положений. Чтобы уменьшить амплитуду маятниковых колебаний НКТС относительно равновесного конечного состояния и ошибки управления, построение номинальной программы управления разворачиванием НКТС проводится с учетом аэродинамических сил, действующих на БКА, МКА и трос. Соответствующий номинальный закон разворачивания НКТС получен в работе [15].

Номинальная программа разворачивания НКТС в положение, близкое к вертикальному, строится исходя из обеспечения конечных условий движения системы при выпуске троса на заданную длину $L = L_{\text{end}}$ и имеет вид [15]

$$T_p = v_e \Omega^2 \cos^2 \theta_1 [a(L - L_{\text{end}}) + \frac{b\dot{L}}{\Omega} + 3L_{\text{end}}] + Q_L, \quad (9)$$

где $v_e = (m_1^0 - L\rho_t)(m_n + L\rho_t/2)/M$; a, b — параметры закона; $\Omega = \dot{\theta}_1$ — угол отклонения троса от вертикали в равновесном положении, определенный с учетом аэродинамических сил; m_1^0, M — начальная масса БКА и масса всей системы; ρ_t — линейная плотность троса; Q_L — обобщенная сила, определенная с учетом аэродинамических сил для БКА, МКА и троса [15], причем составляющая силы Q_L , определяющая влияние троса, находится посредством интегрирования по длине прямолинейного нерастяжимого троса.

При моделировании разворачивания НКТС к системе (1) необходимо добавить уравнения, учитывающие динамику работы механизма управления [13]:

$$m_e \frac{dV_l}{dt} = T_l - F_c, \quad \frac{dl}{dt} = V_l, \quad (10)$$

где коэффициент m_e учитывает инерционность механизма управления (предполагается, что $m_e = \text{const}$); l — нерастянутая длина троса, сошедшего с механизма управления; V_l — скорость троса; $F_c = T_p + p_1(l - L) + p_2(V_l - \dot{L})$; p_1, p_2 — коэффициенты регулирования; T_p — номинальная сила натяжения троса (9); L, \dot{L} — номинальные значения. При вычислении F_c учитывается ограничение $F_c \geq F_{\min}$.

Номинальное движение НКТС моделируется с помощью системы с сосредоточенными параметрами в орбитальной подвижной системе координат $Ox_oY_oZ_o$ [15]. При моделировании разворачивания НКТС в соответствии с уравнениями (1) были приняты следующие исходные данные: высота начальной круговой орбиты $H = 270$ км, конечная длина троса $L_{\text{end}} = 30$ км, линейная плотность материала троса $\rho_t = 0.2$ кг/км, жесткость троса $c = 7070$ Н, коэффициенты сил аэродинамического сопротивления БКА и МКА $c_k = 2.4$ ($k = 1, \dots, n$), относительная скорость отделения МКА по местной вертикали вниз 2 м/с, параметры закона управления (10) $a = 4$, $b = 5$, баллистические коэффициенты БКА и МКА $\sigma_1 = 3.016 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2/\text{кг}$, $\sigma_n = 0.015 \text{ м}^2/\text{кг}$, начальная

масса БКА $m_1^0 = 2500$ кг. МКА представляет собой тело, близкое к сфере, радиусом 1 м, массой 20 кг, минимальная управляющая сила в механизме выпуска троса $F_{\min} = 0.01$ Н, коэффициенты обратной связи $p_1 = 0.243$, $p_2 = 7.824$ [13].

На рис. 2 представлены траектории МКА относительно БКА, номинальные траектории показаны штриховыми линиями, а возмущенные траектории — сплошными линиями. Рис. 2,а соответствует случаю, когда номинальные зависимости $L(t), \dot{L}(t)$

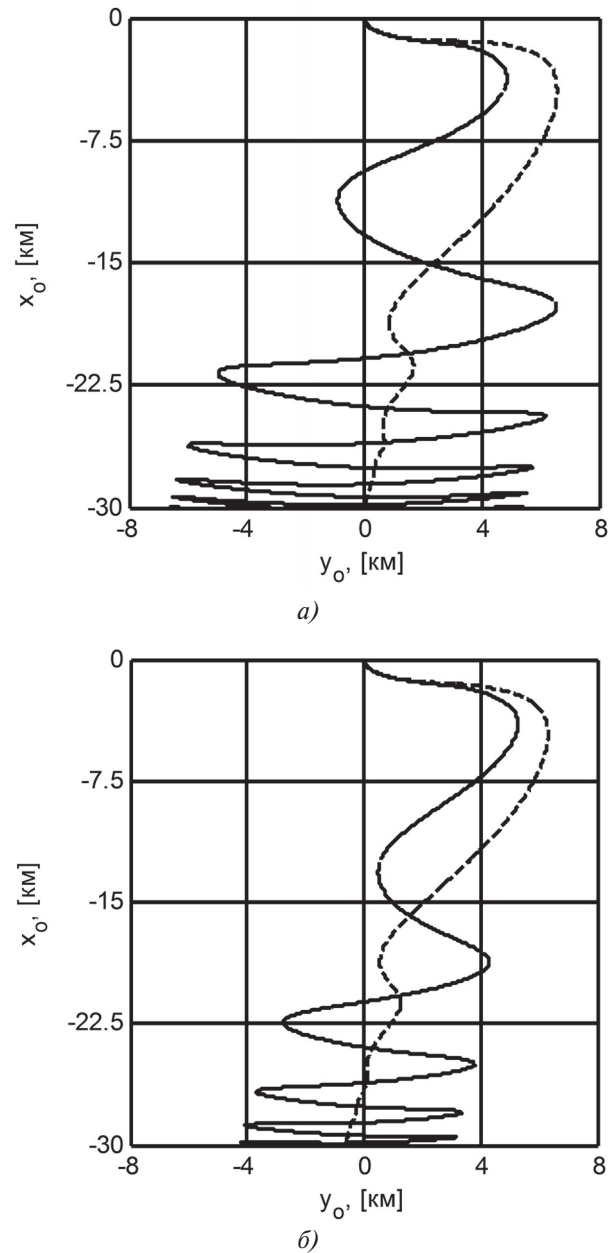


Рис. 2. Траектории МКА относительно БКА: а — номинальная (без учета аэродинамических сил) и возмущенная траектории разворачивания НКТС; б — номинальная (с учетом аэродинамических сил) и возмущенная траектории разворачивания НКТС

определяются без учета аэродинамических сил, а рис. 2,б — с учетом аэродинамических сил. Анализ представленных результатов показывает, что использование номинальной программы развертывания НКТС без учета аэродинамических сил сопровождается большими ошибками приведения системы в заданное состояние, которые проявляются в колебаниях НКТС с большой амплитудой относительно вертикали (рис. 2,а). Учет аэродинамических сил при построении номинальных траекторий позволяет существенно уменьшить амплитуду колебаний НКТС относительно вертикали (рис. 2,б). Так, например, для траекторий, изображенных на рис. 2,а и б, амплитуда колебаний троса относительно вертикали уменьшается приблизительно в 1.6 раза.

Свободное движение НКТС

Свободное движение НКТС по окончании ее развертывания моделируется в соответствии с уравнениями (1). На рис. 3 показано изменение формы троса в процессе свободного движения до входа НКТС в плотные слои атмосферы (110 км). Под действием аэродинамических и гравитационных сил трос совершает маятниковые и изгибные колебания, при этом в данном случае максимальный прогиб троса составляет 0.8 км. Причем угол отклонения троса от вертикали увеличивается в процессе снижения высоты полета и достигает почти $\pi/2$ при входе в атмосферу (110 км).

Стабилизация движения НКТС

В процессе свободного движения высота орбиты НКТС уменьшается. Для обеспечения функци-

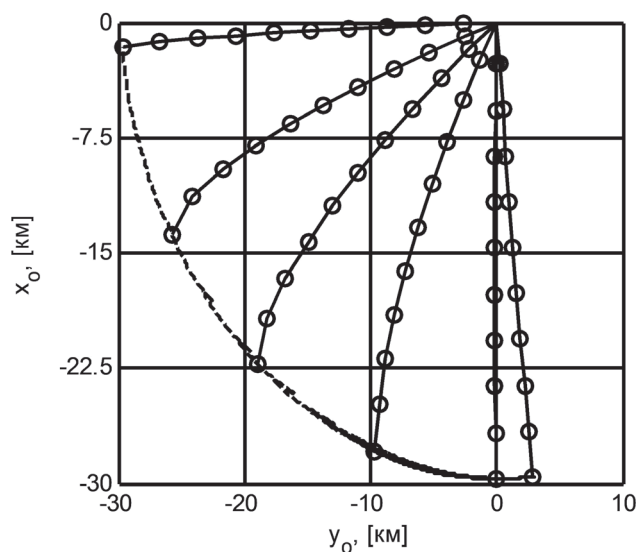


Рис. 3. Форма троса в процессе свободного движения НКТС

онирования низкоорбитальной НКТС в течение достаточно длительного времени предлагается по достижении заданной высоты полета для стабилизации орбитальных параметров использовать корректирующий реактивный двигатель, расположенный на БКА. В качестве примера использовался корректирующий двигатель ЖРДМТ 11Д428АФ-16 [21]. Периодическое включение двигателя, тяга которого направлена противоположно скорости БКА относительно атмосферы, позволяет поддерживать высоту полета БКА (сплошная линия) и МКА (штриховая линия) в заданном диапазоне (рис. 4, где $\tau = t/t_p$ — безразмерное время; t_p — период движения системы по начальной круговой орбите). В данном примере периодическое включение и выключение двигателя происходит при уменьшении высоты полета БКА (или большой полуоси орбиты) до 170 км и при достижении высоты 173 км. На участках развертывания системы, ее свободного движения и стабилизации высоты полета эксцентриситет орбиты слабо изменяется и близок к нулю. Параметры двигателя: тяга $F_{\text{дmax}} = 157$ Н и удельный импульс $I = 3002$ м/с. Диапазон высот стабилизации был выбран исходя из ограничения на угол отклонения троса от вертикали 30° .

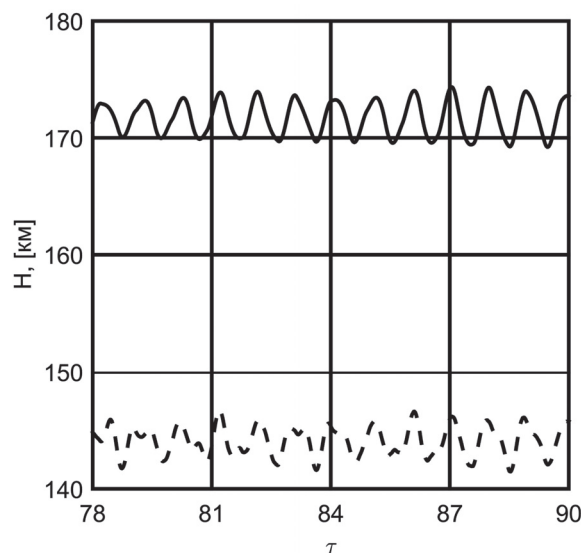


Рис. 4. Высоты орбиты БКА и МКА

Выводы

Проведен анализ динамики движения НКТС на участках ее развертывания, свободного движения до входа в плотные слои атмосферы (110 км) и стабилизации на низкой почти круговой орбите. По результатам проведенного исследования можно сделать следующие выводы:

1. При разворачивании тросовой системы на низких орбитах (порядка 270 км и меньше) при построении номинальной динамической программы управления необходимо учитывать аэродинамические силы, действующие на все элементы системы, включая трос, что позволяет существенно уменьшить ошибки регулирования и приведения системы в заданное конечное почти вертикальное состояние.

2. С помощью построенной модели НКТС с распределенными параметрами проведен анализ динамики системы на участке ее свободного движения и установлено, что в процессе снижения трос всегда натянут (не провисает) и его форма близка к прямой линии. При этом в процессе снижения НКТС угол отклонения троса от вертикали монотонно увеличивается и достигает почти $\pi/2$ при входе в атмосферу (110 км).

3. Показано, что для стабилизации движения НКТС на достаточно низкой почти круговой орбите (около 150—170 км) можно использовать импульсный корректирующий двигатель средней тяги (многократного включения), что позволяет обеспечить функционирование системы в течение достаточно длительного времени (время работы ограничивается запасами топлива).

4. Разработан алгоритм стабилизации орбитальных параметров НКТС с помощью корректирующего двигателя, при котором включение и выключение двигателя осуществляется при достижении некоторых заданных значений высоты полета БКА. При этом вектор тяги двигателя должен быть направлен противоположно скорости БКА относительно атмосферы.

5. Если начальная орбита центра масс тросовой системы близка к круговой, то в процессе разворачивания НКТС, ее свободного движения и стабилизации в заданном диапазоне высот орбита центра масс остается почти круговой (изменение эксцентриситета орбиты не превышает $1.5 \cdot 10^{-3}$).

Работа выполнена при поддержке CSC (China Scholarship Council), the Fundamental Research Funds for the Central Universities (Проект № 3102017JC06002), Shaanxi science and technology program (Проект № 2017KW-ZD-04).

Библиографический список

1. *Cosmo M.L., Lorenzini E.C.* Tethers in Space Handbook, 3rd ed. — NASA, Washington DC, Marshall Space Flight Center, Huntsville, 1997. — 241 p.
2. *Белецкий В.В., Левин Е.М.* Динамика космических тросовых систем. — М.: Наука, 1990. — 336 с.
3. *Beletskii V.V., Ivanov M.B., Ostavnov E.I.* Model problem of a space elevator // *Cosmic Research*. 2005. Vol. 43. No. 2, pp. 152-156. DOI: 10.1007/s10604-005-0029-1
4. *Pugno N., Schwarzbart M., Steindl A., Troger H.* On the stability of the track of the space elevator // *Acta Astronautica*. 2009. Vol. 64, pp. 524-537.
5. *Aslanov V.S., Yuditsev V.V.* Behavior of tethered debris with flexible appendages // *Acta Astronautica*. 2014. Vol. 104, pp. 91-98. DOI: 10.1016/j.actaastro.2014.07.028
6. *Mantellato R., Valmorbidia A., Lorenzini E.* Thrust-aided librating deployment of tape tethers // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2015. Vol. 52. No. 5, pp. 1395-1406. DOI: 10.2514/1.A33273
7. *Santangelo A., Hoffman J.* Exploring the Earth's upper atmosphere from the Space Shuttle based AIRSEDS-S tethered satellite mission — a program update // 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV, U.S.A. 1998, 98-1031.
8. *Johnson L., Gilchrist B., Estes R.D., Lorenzini E.* Overview of future NASA tether applications // *Advances in Space Research*. 1999. Vol. 24. No. 8, pp. 1055-1063. DOI: 10.1016/S0273-1177(99)00553-0
9. *Иванов В.А., Сутарский Ю.С.* Динамика полета системы гибко связанных космических объектов. — М.: Машиностроение, 1986. — 248 с.
10. *Zhu R., Misra A.K., Modi V.J.* Dynamics and Control of Coupled Orbital and Librational Motion of Tethered Satellite Systems // *Journal of the Astronautical Sciences*. 1994. Vol. 42. No. 3, pp. 319 — 342.
11. *Jordi Puig-Suari, James M.L.* Modeling and analysis of orbiting tethers in an atmosphere // *Acta Astronautica*. 1991. Vol. 25. No. 11, pp. 679-686.
12. *Кульков В.М.* Анализ проектных параметров и исследование режимов управления орбитальным движением электродинамической тросовой системы // *Вестник Московского авиационного института*. 2011. Т. 18. № 2. С. 41-46.
13. *Zabolotnov Yu.M.* Control of the deployment of a tethered orbital system with a small load into a vertical position // *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*. 2015. Vol. 79. No. 1, pp. 28-34. DOI: 10.1016/j.jappmathmech.2015.04.015
14. *Zabolotnov Yu.M.* Introduction to Dynamics and Control in Space Tether System. — Beijing: Science Press, 2013. — 140 p.
15. *Дон Ч., Заболотнов Ю.М., Ван Ч.* Анализ динамики разворачиваемой космической тросовой системы с атмосферным зондом // *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*. 2016. Т. 18. № 4(4). С. 726-732.
16. *Заболотнов Ю.М.* Управление разворачиванием орбитальной тросовой системы, состоящей из двух малых космических аппаратов // *Космические исследования*. 2017. Т. 55. № 3. С. 236-246. DOI: 10.7868/S002342061702008X
17. *Ван Ч., Заболотнов Ю.М.* Управление разворачиванием орбитальной тросовой системы большой протяженности // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машино-*

- строение. 2017. Т. 16. № 2. С. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-7-17
18. Ван Ч., Заболотнов Ю.М. Управление при развертывании тросовой системы на эллиптической орбите // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. Авиационная и ракетно-космическая техника. 2017. Т. 19. № 1. С. 91-97.
 19. Ишков С.А., Наумов С.А. Управление развертыванием орбитальной тросовой системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2006. Т. 9. № 1. С. 77-85.
 20. Ишков С.А., Шейников И.В. Определение параметров орбитальной тросовой системы, предназначенной для спуска малых капсул с орбиты // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2009. Т. 11. № 5. С. 208-215.
 21. Егорычев В.С., Сулинов А.В. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги и их характеристики: Электронное учебное пособие. — Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2010. — 104 с.

ANALYSIS OF DYNAMICS AND MOTION CONTROL OF LOW-ORBITAL SPACE TETHER SYSTEM

Dong Z.

*Samara National Research University named after academician S.P. Korolev,
34, Moscovskoe shosse, Samara, 443086, Russia
e-mail: dongzhe@yandex.ru*

Abstract

The paper analyzes the dynamics of a low-orbital space tether system (STS), consisting of a main and a small space vehicles, and a tether connecting them. Under consideration are the stages of deploying, free motion and stabilizing on a low and nearly circular orbit (170-180 km). The tether escapement is performed from the main spacecraft by the mechanism operating only on braking action, according to the feedback principle of measuring the tether length and escapement velocity. The tether length after deploying termination is several tens of kilometers.

The study of the STS motion on a low orbit becomes more complicated due to the necessity of considering the atmospheric drag acting on all system elements including the tether. It was demonstrated, that at the end of the STS deploying in a position close to vertical, unavoidable system oscillations relative to vertical occurred, caused by joint affecting of gravitational and aerodynamic forces (aerogradient effect).

The author suggests a nominal deploying program of the low-orbital STS at the position near to vertical. The proposed STS deploying program, compared to the known programs, accounts for the effect of the aerodynamic force acting on the end-bodies and the tether. The program law elaboration is realized by a simplified model with inextensible tether, and written in the orbital moving coordinate system. To verify the effectiveness of the suggested program the STS mathematical model with distributed parameters, where

the tether is represented as an aggregate of material points was elaborated and applied. Numerical simulation of the deploying process revealed that the suggested nominal program of the STS deployment allows decrease the amplitude of aerogradient oscillations of tether relative to the vertical by several times.

Simulation of the stages of free motion and stabilization was performed on the model with distributed parameters. When the orbital height of the system's center of mass decreases to a certain value, the low-orbital STS will switch to the stabilization motion in a given range of orbital height (170-180 km). Stabilization of the system orbital motion is realized by a correcting thruster, located on the main spacecraft. Employing the correcting thruster ensures the flight stabilization of the low-orbital STS in the given range of orbital height. At the stage of STS motion stabilization, restrictions, imposed on the tether's angle deviations from the vertical are executed.

Keywords: low-orbital space tether system, deploying, free motion, motion stabilization, correcting thruster.

References

1. Cosmo M.L., Lorenzini E.C. *Tethers in Space Handbook*, 3rd ed. NASA, Washington DC, Marshall Space Flight Center, Huntsville, 1997, 241 p.
2. Beletskii V.V., Levin E.M. *Dinamika kosmicheskikh trosovykh system* (Dynamics of space tether systems), Moscow, Nauka, 1990, 336 p.

3. Beletskii V.V., Ivanov M.B., Ostavnov E.I. Model problem of a space elevator. *Cosmic Research*, 2005, vol. 43, no. 2, pp. 152–156. DOI: 10.1007/s10604-005-0029-1
4. Pugno N., Schwarzbart M., Steindl A., Troger H. On the stability of the track of the space elevator. *Acta Astronautica*, 2009, vol. 64, pp. 524–537.
5. Aslanov V.S., Yuditsev V.V. Behavior of tethered debris with flexible appendages. *Acta Astronautica*, 2014, vol. 104, issue 1, pp. 91–98. DOI: 10.1016/j.actaastro.2014.07.028
6. Mantellato R., Valmorbida A., Lorenzini E. Thust-aided librating deployment of tape tethers. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, vol. 52, no. 5, pp. 1395–1406. DOI: 10.2514/1.A33273
7. Santangelo A., Hoffman J. Exploring the Earth's upper atmosphere from the Space Shuttle based AIRSEDS-S tethered satellite mission - a program update. *36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, NV, USA, 1998, 98-1031. DOI: 10.2514/6.1998-1031
8. Johnson L., Gilchrist B., Estes R.D., Lorenzini E. Overview of future NASA tether applications. *Advances in Space Research*, 1999, vol. 24, no. 8, pp. 1055–1063. DOI: 10.1016/S0273-1177(99)00553-0
9. Ivanov V.A., Sitarskii Yu.S. *Dinamika poleta sistemy gibko svyazannykh kosmicheskikh obektov* (Flexibly Linked Space Objects Systems flight dynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1986, 248 p.
10. Zhu R., Misra A.K., Modi V.J. Dynamics and Control of Coupled Orbital and Librational Motion of Tethered Satellite Systems. *Journal of the Astronautical Sciences*, 1994, vol. 42, no. 3, pp. 319–342.
11. Jordi Puig-Suari, James M.L. Modeling and analysis of orbiting tethers in an atmosphere. *Acta Astronautica*, 1991, vol. 25, no. 11, pp. 679–686.
12. Kul'kov V.M. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 2, pp. 41–46.
13. Zabolotnov Yu.M. Control of the deployment of a tethered orbital system with a small load into a vertical position. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*, 2015, vol. 79, no. 1, pp. 28–34. DOI: 10.1016/j.jappmathmech.2015.04.015
14. Zabolotnov Yu.M. *Introduction to Dynamics and Control in Space Tether System*, Beijing, Science Press, 2013, 140 p.
15. Dong Z., Zabolotnov Yu.M., Wang C. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk*, 2016, vol. 18, no. 4(4), pp. 726–732.
16. Zabolotnov Yu.M. *Kosmicheskie issledovaniya*, 2017, vol. 55, no. 3, pp. 236–246. DOI: 10.7868/S002342061702008X
17. Wang C., Zabolotnov Yu.M. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2017, vol. 16, no. 2, pp. 7–17. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-7-17
18. Wang C., Zabolotnov Yu.M. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk. Aviatsionnaya i raketno-kosmicheskaya tekhnika*, 2017, vol. 19, no. 1, pp. 91–97.
19. Ishkov S.A., Naumov S.A. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2006, vol. 9, no. 1, pp. 77–85.
20. Ishkov S.A., Sheinikov I.V. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk*, 2009, vol. 11, no. 5, pp. 208–215.
21. Egorychev V.S., Sulinov A.V. *Zhidkostnye raketnye dvigateli maloi tyagi i ikh kharakteristiki* (Low-thrust liquid rocket engines and their characteristics), Samara, Samarskii gosudarstvenyi aerokosmicheskii universitet, 2010, 104 p.