

УПРАВЛЕНИЕ РАЗВЕРТЫВАНИЕМ ОРБИТАЛЬНОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ БОЛЬШОЙ ПРОТЯЖЁННОСТИ

© 2017

Чанцин Ван Ph.D., доцент школы автоматики,
Северо-западный политехнический университет, г. Сиань, КНР;
wangcq@mail.ru

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

Рассматривается управление при развёртывании протяжённой тросовой системы в вертикальное положение. Предполагается, что в исходном состоянии система, состоящая из двух космических аппаратов, движется по круговой околоземной орбите. Предлагаются номинальные программы управления, обеспечивающие развёртывание системы на заданную длину и учитывающие ограничения на скорость выпуска троса и силу в механизме управления. Для построения номинальных программ развёртывания используется математическая модель движения рассматриваемой системы в орбитальной подвижной системе координат, учитывающая особенности данной задачи. Производится оценка реализуемости предлагаемых программ развёртывания по математической модели управляемого движения орбитальной тросовой системы с распределёнными параметрами, записанной в геоцентрической системе координат. При проведении поверочных расчётов используется линейный регулятор, реализующий обратную связь по длине и скорости выпуска троса.

Орбитальная тросовая система; развёртывание; математическая модель; программа управления; ограничения; регулятор; распределённая тросовая система; численные результаты.

Цитирование: Ван Чанцин, Заболотнов Ю.М. Управление развёртыванием орбитальной тросовой системы большой протяжённости // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 2. С. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-7-17

Введение

Орбитальные тросовые системы (ОТС) могут решать разнообразные задачи: мониторинг гравитационных и магнитных полей, атмосферы и т.д.; перемещение грузов между космическими аппаратами (КА) или между КА и естественными небесными телами (космические лифты); генерирование электроэнергии на орбите; наблюдение за дальним космосом и др. [1 – 10]. Для решения этих задач необходимо разрабатывать методы управления движением ОТС большой протяжённости.

В настоящее время методам управления при развёртывании ОТС различного назначения уделяется большое внимание в работах многих авторов [11 – 14]. Особенно сложными и мало исследованными являются вопросы, связанные с развёртыванием ОТС большой протяжённости (порядка 100 км и более). Создание протяжённых ОТС требует модификации известных и разработки новых методов управления движением. В данном случае можно выделить следующие задачи управления: 1) развёртывание ОТС в заданное положение; 2) обеспечение устойчивого функционирования ОТС в течение достаточно длительного времени. Особенно ответственным этапом является развёртывание ОТС. Управление развёртыванием ОТС большой протяжённости имеет свою специфику, которая, прежде всего, связана с обеспечением ряда ограничений на характеристики движения ОТС. К основным относятся ограничения на скорость выпуска троса и силу его натяжения.

В статье решается задача управления развёртыванием ОТС большой протяжённости в вертикальное положение. Несмотря на то, что количество проведённых и планируемых космических тросовых экспериментов исчисляется десятками [1 – 5], однако развёртывание ОТС на длину более 20 – 30 км представляет собой пока до конца не решённую задачу. Здесь необходимо отметить тросовый эксперимент YES2 [2], проведённый в сентябре 2007 года на российском КА «Фотон М3». В этом эксперименте планировалось развернуть ОТС на 30 км, однако из-за нештатной ситуации в системе управления конечная длина троса составила около 8,5 км [2].

Для построения номинальных программ развёртывания ОТС большой протяжённости используется математическая модель движения ОТС в орбитальной подвижной системе координат, учитывающая массу троса [13]. Предполагается, что масса базового КА, с которого выпускается трос, много больше масс малого космического аппарата (МКА) и троса. Рассматриваются и сравниваются три программы развёртывания ОТС. Две программы основываются на модификации известного закона, обеспечивающего оптимальное демпфирование поперечных колебаний ОТС [1; 13]. Третья программа включает участки разгона, движения с постоянной скоростью и торможения.

В настоящее время получили распространение механизмы выпуска троса, работающие только на торможение и не втягивающие трос [2]. Такие механизмы наиболее экономичны и просты в управлении. Использование таких механизмов накладывает ограничение на скорость выпуска троса, которая не может менять знак.

Оценка возможности реализации рассматриваемых программ управления производится по модели движения ОТС с распределёнными параметрами, в которой трос представляется как совокупность материальных точек, связанных между собой упругими связями. Предполагается, что на каждом элементарном участке сила натяжения подчиняется закону растяжения Гука. Модель с распределёнными параметрами рассматривается совместно с динамическим уравнением, описывающим поведение механизма управления выпуском троса, работающего только на торможение. Сила в механизме управления задаётся в соответствии с принципом обратной связи по измерениям длины и скорости выпуска троса. В данном случае не учитываются особенности функционирования реальной системы регулирования: дискретность управления, запаздывание, ошибки измерений и т.д.

Модель для построения номинальных программ развёртывания тросовой системы

Для построения номинальных программ развёртывания протяжённых ОТС используется математическая модель с весомым тросом [2; 13]. Учёт массы троса имеет особое значение, так как позволяет применять данную модель для построения траекторий развёртывания ОТС большой протяжённости. Данная модель описывает движение ОТС в плоскости орбиты центра масс системы и имеет вид

$$\ddot{L} = \frac{v_e}{m_e} L \left[(\dot{\theta} + \Omega)^2 + \Omega^2 (3 \cos^2 \theta - 1) \right] - \frac{T + \rho \dot{L}^2}{m_e}, \quad (1)$$

$$\ddot{\theta} = -2 \frac{v_e}{J_e} \frac{\dot{L}}{L} (\dot{\theta} + \Omega) - \frac{3}{2} \Omega^2 \sin 2\theta, \quad (2)$$

где L , θ – соответственно длина троса и угол его отклонения от вертикали; $v_e = m + \rho L / 2$; $m_e = m + \rho L$; $J_e = m + \rho L / 3$; m – масса МКА; ρ – линейная плотность троса; Ω – угловая скорость движения центра масс системы по круговой орбите;

T – сила натяжения троса; $\dot{L} = dL / dt$; $\dot{\theta} = d\theta / dt$; $\ddot{L} = d^2L / dt^2$; $\ddot{\theta} = d^2\theta / dt^2$; t – время.

Вывод уравнений движения (1) – (2) приводится в [13]. Система (1) – (2) получена с помощью уравнений Лагранжа. Предполагается, что орбита базового КА, с которого выпускается трос, близка к круговой орбите и масса базового КА много больше суммы масс МКА и троса. При построении номинальных программ развёртывания используется центральное гравитационное поле, а трос считается нерастяжимым.

Номинальные программы развёртывания тросовой системы

Все предлагаемые программы развёртывания ОТС в вертикальное положение обеспечивают приведение троса с грузом в состояние относительного равновесия. Для этого на заключительном этапе выпуска троса необходимо обеспечить демпфирование поперечных колебаний троса. Для невесомого троса и при сравнительно небольшой его длине (несколько километров) решение данной задачи известно [1; 14]. Так, например, подобная программа развёртывания ОТС в вертикальное положение (длина троса 3,6 км) использовалась в реальном тросовом эксперименте YES2 [2]. Учёт массы троса и большая его длина приводит к необходимости разработки новых и модификации известных программ развёртывания ОТС. В работе [3] построена номинальная программа развёртывания ОТС в вертикальное положение с учётом массы троса, которая имеет вид

$$T = v_e \Omega^2 \left[a(L - L_K) + b \frac{\dot{L}}{\Omega} + 3L_K \right], \quad (3)$$

где L_K – длина троса в конечном положении системы; a, b – параметры программы.

Программа (3) имеет асимптотически устойчивые вертикальные положения равновесия $\theta = 0$ и $\theta = \pi$ при $\dot{\theta} = \dot{L} = 0$, $L = L_K \neq 0$, если $a > 3$, $b > 0$ [3], т.е. обеспечивает приведение ОТС в вертикальное положение равновесия в соответствии с системой (1) – (2) без решения краевой задачи. При достаточно малых величинах b все четыре собственных числа линеаризованной относительно рассматриваемых положений равновесия системы получаются комплексными. При увеличении параметра b существует критическое значение b_* , когда два собственных числа становятся вещественными и отрицательными. Дальнейшее увеличение параметра b не приводит к изменению качественной картины в линеаризованной системе. В данной работе параметр b выбирается так, чтобы выполнялось условие $b > b_*$. В этом случае имеем при моделировании по нелинейной модели (1) – (2) $L(t) \rightarrow L_K$ ($L(t) < L_K$) и $\dot{L}(t) \rightarrow 0$ ($\dot{L}(t) > 0$) при $t \rightarrow \infty$. Следовательно, в этом случае скорость выпуска троса всегда положительна.

С помощью выбора параметров a, b можно также обеспечить выполнение более общих ограничений на скорость выпуска троса и силу его натяжения:

$$T_{\min} \leq T \leq T_{\max}, \quad V_{\min} \leq L \leq V_{\max}, \quad (4)$$

которые возникают при реализации развёртывания протяжённых ОТС.

Для механизмов развёртывания троса, работающих только на торможение и не втягивающих трос обратно [2], имеем $T_{\min} > 0$, $V_{\min} > 0$.

В общем случае построение номинальной программы развёртывания ОТС по программе (3) формулируется как двухпараметрическая задача условной оптимизации $\min_{a,b} J$, где J – некоторый критерий оптимальности, например время развёртывания системы, при ограничениях (4).

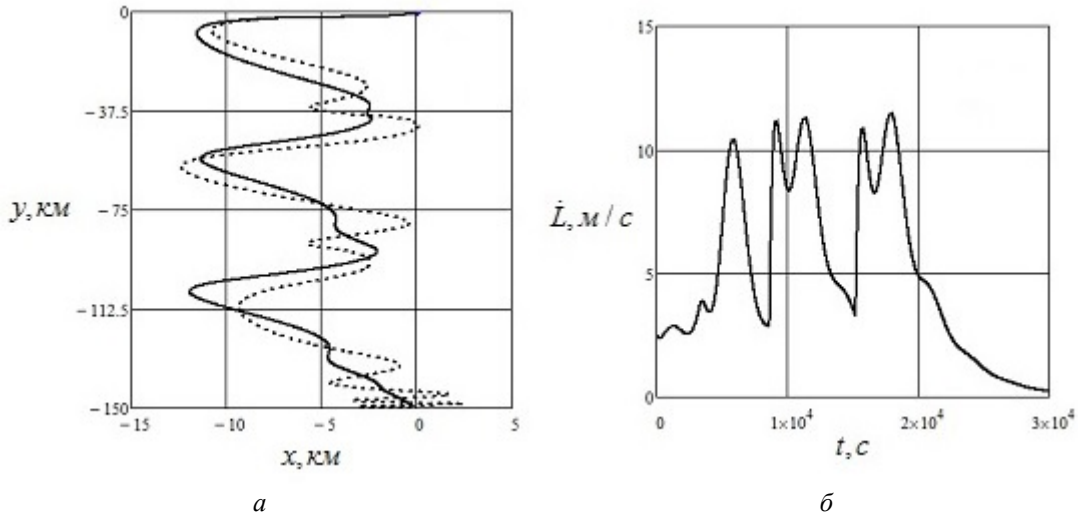
При увеличении конечной длины троса L_K (свыше 80 км) использование программы (3) сталкивается с рядом трудностей. Во-первых, увеличивается максимальная величина скорости выпуска троса $\max_t \dot{L}$ и она выходит на ограничение $\dot{L} = V_{\max}$. Существующие в настоящее время механизмы управления могут обеспечить скорость выпуска троса не более 20–25 м/с [2]. Во-вторых, на начальном участке развёртывания ОТС сразу после разделения КА определяемая по формуле (3) сила и соответствующая скорость выпуска троса становятся отрицательными: $T < 0$, $\dot{L} < 0$, что недопустимо. Указанные трудности могут быть частично преодолены, во-первых, увеличением параметра b (уменьшается $\max_t \dot{L}$), во-вторых, развёртыванием троса на начальном участке с постоянной силой натяжения $T = T_{\min}$. В этом случае сначала производится выпуск троса с постоянной силой натяжения, а потом осуществляется переход на силу, которая определяется в соответствии с (3). Однако увеличение параметра b приводит к увеличению времени развёртывания. Так, например, при увеличении параметра b от 4 до 16 (при $a = 4$) время развёртывания системы на конечную длину $L_K = 30$ км увеличивается почти в 4,5 раза (с 5,5 часа до 25 часов). Поэтому необходимо искать способы сокращения времени развёртывания ОТС.

Один из способов уменьшения времени развёртывания при выполнении ограничений (4) заключается в неоднократном применении программы (3) путём изменения величины параметра L_K . В этом случае на первом участке задаётся сравнительно небольшое значение параметра L_K . Затем, когда траектория начинает приближаться к положению равновесия, происходит переключение на другое значение параметра L_K и т. д.

В качестве примера на рис. 1 показаны зависимости (сплошные линии), характеризующие номинальную траекторию развёртывания ОТС при конечной длине троса $L_K = 150$ км. На рис. 1, а приводится траектория МКА относительно базового КА, находящегося в начале координат. При проведении моделирования были приняты следующие исходные данные: масса МКА $m = 20$ кг, линейная плотность троса $\rho = 0,2$ кг/км, высота начальной круговой орбиты $H = 1000$ км, параметры программы (3) $a = b = 4$. Номинальная программа развёртывания ОТС включает в себя три характерных участка и задаётся в виде

$$T = \begin{cases} T(L_{K1}), & \text{если } L \leq 40 \text{ км,} \\ T(L_{K2}), & \text{если } 40 \text{ км} < L \leq 90 \text{ км,} \\ T(L_{K3}), & \text{если } L > 90 \text{ км,} \end{cases} \quad (5)$$

где $T(L_{K1})$, $T(L_{K2})$, $T(L_{K3})$ – зависимости, определённые по программе (3) при разных значениях конечной длины троса: $L_{K1} = 50$ км, $L_{K2} = 100$ км, $L_{K3} = 150$ км.



а
 б
 Рис. 1. Траектории МКА относительно базового КА (а)
 и номинальная зависимость скорости троса от времени (б) для программы (5)
 (сплошная линия – номинальная траектория, штриховая линия – возмущённая траектория)

Так как положения равновесия асимптотически устойчивы, то переключение на новый параметр L_K осуществляется заранее, прежде чем длина троса достигнет заданного значения L_{Ki} ($i = 1, 2$). Теоретически отдельных участков может быть столько, сколько потребуется, и при этом можно развернуть трос на существенно большую длину.

Другой способ уменьшения времени развёртывания при выполнении заданных ограничений (4) заключается в использовании участка развёртывания ОТС с постоянной максимально допустимой скоростью выпуска троса. В этом случае процесс выпуска троса разбивается на три этапа: 1) выпуск троса с максимально возможным увеличением скорости (разгонный участок); 2) развёртывание системы с постоянной скоростью выпуска троса; 3) этап плавного торможения и приведение ОТС в заданное вертикальное положение с конечной длиной троса L_K .

Выпуск троса с максимально возможной скоростью достигается, если сила натяжения T принимает минимально возможное значение T_{\min} [14]. Движение троса с постоянной скоростью ($V_{\max} = \dot{L} = \text{const}$) обеспечивается, если силу натяжения определить из уравнения (1) при условии $\ddot{L} = 0$.

Плавное торможение троса будет иметь место, когда на последнем этапе используется программа (3) с заданной конечной длиной троса L_K . Из этого следует, что программа развёртывания ОТС в этом случае будет иметь вид:

$$T = \begin{cases} T_{\min}, & \text{если } \dot{L} \leq V_{\max}, \\ T_V, & \text{если } L \leq L_n, \\ T(L_K), & \text{если } L > L_n, \end{cases} \quad (6)$$

где $T(L_K)$ – значение силы натяжения, определённое согласно (3); T_V – значение силы натяжения, определённое из уравнения (1) при $\ddot{L} = 0$.

Для обеспечения плавного перехода от второго этапа развёртывания ОТС к третьему этапу необходимо, чтобы сила натяжения $T(L_K)$ при $\dot{L} = V_{\max}$ была равна T_V . На

рис. 2 приведены зависимости (сплошные линии), характеризующие процесс развёртывания ОТС по программе (6) при конечной длине троса $L_K = 150$ км. Исходные данные приняты, как и для программы (5). Дополнительные параметры, характеризующие программу (6): $T_{\min} = 0,02$ н, $V_{\max} = 10$ м/с, $L_n = 140$ км. Очевидно, что для развёртывания ОТС на любую заданную длину L_K необходимо лишь удлинить участок выпуска троса с постоянной скоростью.

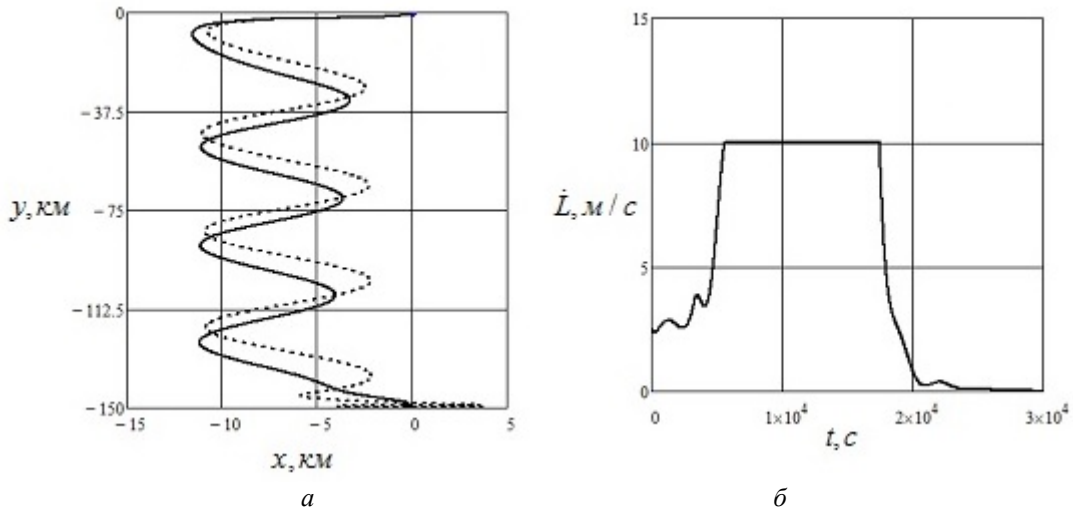


Рис. 2. Траектории МКА относительно базового КА (а) и номинальная зависимость скорости троса от времени (б) для программы (6) (сплошная линия – номинальная траектория, штриховая линия – возмущённая траектория)

Оценка реализуемости предлагаемых программ развёртывания тросовой системы

Правомерность принятых допущений и предлагаемых программ развёртывания протяжённых ОТС оценивалась по дискретной модели движения, в которой трос представлялся как совокупность n материальных точек с упругими механическими связями. Силы натяжения вычислялись по закону Гука с учётом односторонности механических связей (трос не воспринимает сжимающих усилий). Аэродинамические силы и диссипативные силы внутри троса не учитывались. На каждую материальную точку, включая концевые точки, кроме сил натяжения действовали гравитационные силы в центральном ньютоновском поле. При достаточно большом количестве точек n данная модель описывает динамику ОТС с распределёнными параметрами. Здесь приводится краткое описание применяемой дискретной модели, поскольку подобные математические модели использовались в работах [3; 13;15].

Уравнения движения ОТС записываются в геоцентрической неподвижной системе координат:

$$\frac{d\vec{r}_k}{dt} = \vec{V}_k, \quad m_k \frac{d\vec{V}_k}{dt} = \vec{G}_k + \vec{T}_k - \vec{T}_{k+1}, \quad (7)$$

где $k = 1, 2, \dots, n$; \vec{r}_k , \vec{V}_k , m_k – соответственно радиус-вектор, скорость и масса k -й материальной точки; \vec{G}_k – гравитационная сила; \vec{T}_k – сила натяжения троса, действующая между k -й и $k + 1$ -й точками и приложенная к k -й точке. Выпуск троса осуществ-

ляется с базового КА массой m_1 . Второе концевое тело (МКА) – материальная точка массой m_n .

Система (7) дополняется динамическими уравнениями для механизма управления [9]:

$$k_m \frac{dV_l}{dt} = T_1 - F, \quad \frac{dl}{dt} = V_l, \quad (8)$$

где коэффициент k_m учитывает инерционность механизма управления; l – длина троса, выпущенного из механизма управления; V_l – скорость выпуска троса; T_1 – сила натяжения в первом участке троса, считая от базового КА; F – управляющая сила в механизме торможения. Изменением коэффициента k_m в процессе развёртывания ОТС пренебрегаем.

Управляющая сила в механизме выпуска троса задаётся в виде суммы [2; 9]:

$$F = T + p_l [l - L(t)] + p_V [V_l - V(t)], \quad (9)$$

где $L(t)$, $V(t)$ – соответственно программные (номинальные) зависимости длины и скорости троса от времени, соответствующие системе (1) – (2); p_l, p_V – коэффициенты обратной связи; l, V_l – соответственно возмущённые длина и скорость троса.

Система уравнений (7) – (9) позволяет оценить влияние на процесс развёртывания ОТС некоторых возмущений, которые не учитывались при построении номинальных программ выпуска троса. К этим возмущениям можно отнести: 1) растяжимость троса; 2) инерционность механизма управления; 3) возмущённое движение центра масс системы.

Используется следующий алгоритм добавления новых точек при увеличении длины троса:

1. Добавление новой точки m_k производится, когда расстояние между базовым КА и смежной с ним точкой m_{k-1} превышает некоторую заданную величину ΔL .

2. Положение новой точки определяется из условия равенства сил натяжения с обеих сторон, причём величина этих сил натяжения должна быть равна силе натяжения на этом же участке до введения новой точки.

3. По положению новой точки определяются составляющие её скорости относительно базового КА по известной относительной скорости второй точки (m_{k-1}) через соответствующие пропорции [13].

4. Осуществляется коррекция составляющих скоростей базового КА на основании закона сохранения количества движения системы.

Численные расчёты по дискретной математической модели движения ОТС (7)-(9) проводились для номинальных программ развёртывания (5), (6) и при ранее принятых исходных данных. Жёсткость троса $c = 7070 \text{ н}$, инерционность управляющего механизма $k_m = 0,5 \text{ кг}$. Коэффициенты обратной связи принимались постоянными ($p_l = 0,243$, $p_V = 7,824$) и были выбраны в соответствии с результатами работы [13], где рассматривалось развёртывание ОТС на сравнительно небольшую длину. Изменение коэффициентов p_l , p_V не приводило к существенному улучшению качества пере-

ходных процессов при работе системы регулирования для рассматриваемых программ развёртывания ОТС.

Необходимо отметить, что при моделировании рассматривался так называемый идеальный регулятор (9), то есть не учитывалось влияние дискретности управления, запаздывания и других возмущений, связанных с работой реальных систем регулирования.

Результаты расчёта возмущённых траекторий МКА относительно базового КА показаны на рис. 1, а и 2, а (штриховые линии). Ошибки регулирования по длине и скорости выпуска троса в обоих случаях невелики: максимальные ошибки по скорости не превышают 0,2 м/с, а максимальные ошибки по длине троса достигаются в конце развёртывания и не превышают 70 м.

Инерционность механизма управления в достаточно широком диапазоне $m_i \in [0.2, 3]$ (кг) практически не оказывает влияния на величину ошибок.

По окончании развёртывания система не находится в вертикальном положении, а совершает колебания относительно центра масс с некоторой амплитудой. Это иллюстрируется рис. 1, а и 2, а, из которых следует, что в первом случае амплитуда колебаний составляет около 3 км, а во втором – около 4 км. Данный эффект связан с принятым способом регулирования (по ошибкам длины и скорости троса) и проявляется только для достаточно протяжённых (более 30 км) ОТС. Возникающие маятниковые колебания не могут быть скомпенсированы управлением, так как управляющая сила всегда направлена вдоль троса.

При моделировании движения с использованием дискретной модели (7) – (9) для ОТС с принятыми характеристиками достаточно задавать длину участка троса от 5 км до 10 км. Дальнейшее увеличение количества участков троса практически не приводит к изменению результатов моделирования.

Заключение

Основываясь на проведённых исследованиях, можно сделать следующие выводы:

1. При формировании протяжённых ОТС (порядка 100 – 150 км) возникает задача учёта ограничений на скорость выпуска троса и силу его натяжения, что приводит к необходимости разработки новых программ развёртывания ОТС.

2. Предложены номинальные программы развёртывания протяжённых ОТС, учитывающие массу троса и ограничения рассматриваемой задачи: а) программа развёртывания ОТС, основанная на динамическом законе управления (3); б) программа, основанная на неоднократном применении закона управления (3); в) программа, включающая участки разгона, движения с постоянной скоростью и торможения в соответствии с законом управления (3).

3. Показано, что последние две программы развёртывания протяжённых ОТС позволяют увеличить конечную длину троса до 100 – 150 км и более.

4. Результаты численного моделирования по модели движения ОТС с распределёнными параметрами с учётом работы системы регулирования, инерционности механизма управления и растяжимости троса подтвердили возможность использования предлагаемых программ развёртывания для формирования протяжённых ОТС.

Работа поддержана грантом РФФИ РФ 16-41-630637.

Библиографический список

1. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 336 с.
2. Kruijff M. Tethers in Space. Netherlands: Delta-Utec Space Research, 2011. 423 p.
3. Zabolotnov Yu. Introduction of Space tether system motion dynamics and control. Beijing: Science Press, 2013. 140 p.
4. Алпатов А.П., Белецкий В.В., Драновский В.И., Закржевский А.Е., Пироженко А.В., Трогер Г., Хорошилов В.С. Динамика космических систем с тросовыми и шарнирными соединениями. Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2007. 560 с.
5. Zhong R., Zhu Z.H. Optimal trajectory design of a deorbiting electrodynamic tether system // International Journal of Space Science and Engineering. 2013. V. 1, Iss. 2. P. 128-141. DOI: 10.1504/ijspacese.2013.054459
6. Bokelmann K.A., Russell R.P., Lantoine G. Periodic orbits and equilibria near jovian moons using an electrodynamic tether // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2015. V. 38, Iss. 1. P. 15-29. DOI: 10.2514/1.g000428
7. Schadegg M.M., Russell R.P., Lantoine G. Jovian orbit capture and eccentricity reduction using electrodynamic tether propulsion // Journal of Spacecraft and Rockets. 2015. V. 52, Iss. 2. P. 506-516. DOI: 10.2514/1.a32962
8. Заболотнов Ю.М., Еленев Д.В. Устойчивость движения в атмосфере связи двух твердых тел, соединенных тросом // Известия РАН. Механика твердого тела. 2013. № 2. С. 49-60.
9. Заболотнов Ю.М., Наумов О.Н. Движение спускаемой капсулы относительно центра масс при разворачивании орбитальной тросовой системы // Космические исследования. 2012. Т. 50, № 2. P. 183-193.
10. Aslanov V.S., Ledkov A.S. Dynamic of the Tethered Satellite Systems. Woodhead Publishing Limited, Cambridge, UK, 2012. 356 p.
11. Kwon D.W. Propellantless formation flight applications using electromagnetic satellite formations // Acta Astronautica. 2010. V. 67, Iss. 9-10. P. 1189-1201. DOI: 10.1016/j.actaastro.2010.06.042
12. Huang H., Zhu Y., Yang L., Zhang Y. Stability and shape analysis of relative equilibrium for three-spacecraft electromagnetic formation // Acta Astronautica. 2014. V. 94, Iss. 1. P. 116-131. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.08.011
13. Заболотнов Ю.М. Управление развёртыванием орбитальной тросовой системы в вертикальное положение с малым грузом // Прикладная математика и механика. 2015. Т. 79, № 1. P. 37-47.
14. Ишков С.А., Наумов С.А. Управление развёртыванием орбитальной тросовой системы // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва. 2006. № 1(9). С. 77-85.
15. Дигнат Ф., Шилен В. Управление колебаниями орбитальной тросовой системы // Прикладная математика и механика. 2000. Т. 64, № 5. С. 747-754.
16. Zabolotnov Yu., Naumov O. Methods of the analysis of motion of small space vehicles around the centre of masses at deployment of space tether system // International Journal of Space Science and Engineering. 2014. V. 2, Iss. 4. P. 305-326. DOI: 10.1504/ijspacese.2014.066964

CONTROL OVER THE DEPLOYMENT OF AN ORBITAL TETHER SYSTEM OF GREAT LENGTH

© 2017

Ch. Wang Ph.D., Associate Professor of School of Automation;
Northwestern Polytechnic University, Xi'an, China;
wangcq@mail.ru

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

Control of deploying an extended tether system into the vertical position is considered in the paper. It is assumed that in the initial state the system consisting of two space vehicles moves in a circular Earth orbit. We propose nominal control programs ensuring the deployment of the system to a predetermined length and taking into account the restrictions on the speed of tether and force in the control mechanism. To construct nominal deployment programs a mathematical model of the system's motion in the orbital moving coordinate system is used. The model takes into account the peculiarities of the problem. We assess the operability of the proposed programs of deployment according to the mathematical model of controlled motion of the orbital tether system with distributed parameters recorded in the geocentric coordinate system. To perform test calculations a linear regulator that provides feedback on the length and speed of the tether deployment is used.

Orbital tether system; deployment; mathematical model; control program; constraints; distributed tether system; regulator; numerical results.

Citation: Wang Ch., Zabolotnov Yu.M. Control over the deployment of an orbital tether system of great length. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 2. P. 7-17.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-2-7-17

References

1. Beletskiy V.V., Levin E.M. *Dinamika kosmicheskikh trosovykh system* [Dynamics of space tether systems]. Moscow: Nauka Publ., 1990. 336 p.
2. Kruijff M. *Tethers in Space*. Netherlands: Delta-Utec Space Research, 2011. 423 p.
3. Zabolotnov Yu. Introduction of Space tether system motion dynamics and control. Beijing: Science Press, 2013. 140 p.
4. Alpatov A.P., Beletskiy V.V., Dranovskiy V.I., Zakrzhevskiy A.E., Pirozhenko A.V., Troger G., Khoroshilov V.S. *Dinamika kosmicheskikh sistem s trosovymi i sharnirnymi soedineniyami* [Dynamics of space systems with tether and swivel connections]. Izhevsk: Institut Komp'yuternykh Issledovaniy Publ., 2007. 560 p.
5. Zhong R., Zhu Z. Optimal trajectory design of a deorbiting electrodynamic tether system. *International Journal of Space Science and Engineering*. 2013. V. 1, Iss. 2. P. 128-141. DOI: 10.1504/ijspacese.2013.054459
6. Bokelmann K.A., Russell R.P., Lantoine G. Periodic orbits and equilibria near jovian moons using an electrodynamic tether. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. 2015. V. 38, Iss. 1. P. 15-29. DOI: 10.2514/1.g000428
7. Schadegg M.M., Russell R.P., Lantoine G. Jovian orbit capture and eccentricity reduction using electrodynamic tether propulsion. *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2015. V. 52, Iss. 2. P. 506-516. DOI: 10.2514/1.a32962
8. Zabolotnov Yu.M., Elenev D.V. Stability of Motion of Two Rigid Bodies Connected by a Cable in the Atmosphere. *Mechanics of Solids*. 2013. V. 48, Iss. 2. P. 156-164. DOI: 10.3103/s0025654413020064

9. Zabolotnov Yu.M., Naumov O.N. Motion of a Descent Capsule Relative to Its Center of Mass when Deploying the Orbital Tether System. *Cosmic Research*. 2012. V. 50, Iss. 2. P. 177-187. DOI: 10.1134/s0010952512020098
10. Aslanov V.S., Ledkov A.S. Dynamic of the Tethered Satellite Systems. Woodhead Publishing Limited, Cambridge, UK, 2012. 356 p.
11. Kwon D.W. Propellantless formation flight applications using electromagnetic satellite formations. *Acta Astronautica*. 2010. V. 67, Iss. 9-10. P. 1189-1201. DOI: 10.1016/j.actaastro.2010.06.042 .
12. Huang H., Zhu Y., Yang L., Zhang Y. Stability and shape analysis of relative equilibrium for three-spacecraft electromagnetic formation. *Acta Astronautica*. 2014. V. 94, Iss. 1. P. 116-131. DOI: 10.1016/j.actaastro.2013.08.011
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. V. 79, Iss. 1. P. 28-34. DOI: 10.1016/j.jappmathmech.2015.04.015
14. Ishkov S.A., Naumov S.A. Control over orbital tether system unfolding. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2006. No. 1(9). P. 77-85. (In Russ.)
15. Dignath F., Schiehlen W. Control of the vibrations of a tethered satellite system. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics*. 2000. V. 64, Iss. 5. P. 715-722. DOI: 10.1016/S0021-8928(00)00100-3
16. Zabolotnov Yu., Naumov O. Methods of the analysis of motion of small space vehicles around the centre of masses at deployment of space tether system. *International Journal of Space Science and Engineering*. 2014. V. 2, Iss. 4. P. 305-326. DOI: 10.1504/ijspacese.2014.066964