

Моделирование и анализ процесса формирования вертикальной тросовой группировки наноспутников

Ч. Ван¹, Ю.М. Заболотнов²

¹Северо-западный политехнический университет, Youyi Xilu 127, Xi'an, Shaanxi, P. R. China, 710072

²Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева, Московское шоссе 34А, Самара, Россия, 443086

Аннотация. Рассматривается задача формирования тросовой группировки наноспутников на круговой околоземной орбите. Тросовая группировка состоит из базового космического аппарата и нескольких наноспутников. Предлагаются и анализируются номинальные программы развертывания тросовой группировки в вертикальное положение, построенные по упрощенным уравнениям движения. Реализуемость рассматриваемых программ развертывания тросовой системы подтверждается по более сложной модели движения, учитывающей растяжимость троса и работу системы стабилизации. Приводится пример формирования тросовой системы, состоящей из базового космического аппарата и десяти наноспутников.

1. Введение

Перспективность применения орбитальных тросовых технологий не вызывает сомнений из-за возможности создания легких протяженных конструкций в космосе. В последнее время существует много проектов использования тросовых группировок малых космических аппаратов (КА) и наноспутников (НС). Совершая согласованный полет по орбите, такие космические системы могут иметь много полезных применений [1–5]. Это разнообразные измерительные системы большой протяженности (десятки и даже сотни километров), осуществляющие мониторинг гравитационных и магнитных полей, верхних слоев атмосферы; системы дистанционного зондирования Земли с большой базой; системы наблюдения ближнего и дальнего космоса; системы сбора космического мусора, охватывающие некоторый достаточно большой высотный диапазон орбит и др.

В настоящей работе рассматривается космическая тросовая система, состоящая из базового КА, с которого осуществляется развертывание системы, и нескольких НС, соединенных последовательно с базовым КА и между собой. Предлагаются две схемы формирования данной орбитальной тросовой системы (ОТС) в вертикальное положение. Первая схема – схема "быстрого" развертывания ОТС характеризуется меньшим временем формирования системы, но требует более сложного управления, так как в этом случае необходимо обеспечить отделение каждого НС в заданном направлении относительно местной вертикали и с заданной скоростью. Вторая схема – схема "медленного" развертывания ОТС основывается на разделении всего процесса формирования ОТС на отдельные этапы, причем по окончании каждого этапа ОТС занимает положение, близкое к вертикальному. В этом случае отделение

очередного НС происходит естественным образом в направлении близком к местной вертикали посредством ослабления силы натяжения троса.

Предлагаемые номинальные программы управления переводят систему в заданное вертикальное положение равновесия. Эти программы управления являются обобщением аналогичных программ [1, 6–9] на случай вертикальной группировки НС.

Для построения номинальной программы управления для второй схемы развертывания ОТС методом Лагранжа разработана математическая модель движения цепочки последовательно соединенных материальных точек в орбитальной подвижной системе координат. Полученная модель может быть использована для любого конечного количества НС.

Реализуемость предлагаемых программ формирования ОТС проверяется по более полной модели движения системы, записанной в неподвижной геоцентрической системе координат. Эта модель учитывает растяжимость троса, работу управляющего механизма выпуска троса, его инерционность, изменение параметров орбиты центра масс системы. Во всех используемых моделях движения тросы, соединяющие спутники, считаются невесомыми. Управляющий механизм функционирует в соответствии с принципом обратной связи, используя измерения длины и скорости выпуска троса.

2. Математическая модель и программа "быстрого" развертывания ОТС

Номинальная программа «быстрого» развертывания ОТС строится с использованием математической модели для нерастяжимого троса из работы [8] для случая, когда масса базового КА много больше массы остальной части ОТС. Эта модель записана для ОТС, состоящей из базового и малого КА, с учетом массы троса. Для использования этой модели в данном случае предлагается для построения номинальной программы осуществить переход от дискретной цепочки точечных масс НС к непрерывному распределению массы по тросу. В этом случае получается трос с увеличенной линейной плотностью, эквивалентной суммарной массе всех внутренних точек цепочки. Правомерность такого подхода проверяется посредством математического моделирования движения ОТС в геоцентрической системе координат с использованием дискретной модели точечных масс.

Пусть n и L_f – количество космических аппаратов (НС плюс базовый КА) и полная длина троса. В этом случае, если m – масса одного НС (за исключением нижнего спутника), то эквивалентная линейная плотность троса очевидно равна $\rho = m(n-2)/L_f$. Тогда математическая модель плоского движения ОТС и номинальная динамическая программа управления будут иметь вид [8]

$$(m_n + \rho L) \ddot{L}_p = (m_n + \rho L_p / 2) L_p F_{11} - T - \rho \dot{L}_p^2 \quad (1)$$

$$(m_n + \rho L_p / 3) L_p^2 \ddot{\theta} = -2(m_n + \rho L_p / 2) L_p \dot{L}_p F_{21} + (m_n + \rho L_p / 3) L_p^2 F_{22} \quad (2)$$

$$T = (m_n + \rho L_p / 2) \Omega^2 \left[a(L_p - L_f) + b \dot{L}_p / \Omega + 3L_f \right] \quad (3)$$

где a, b – параметры программы, Ω – угловая скорость движения центра масс системы по орбите, L_p – номинальная (программная) длина троса, θ – угол отклонения троса от вертикали, T – номинальная сила натяжения троса, L_f – конечная длина троса, $F_{11} = \dot{\theta}^2 + 2\Omega\dot{\theta} + 3\Omega^2 \cos^2 \theta$, $F_{21} = \dot{\theta} + \Omega$, $F_{22} = -1.5\Omega^2 \sin 2\theta$, m_n – масса нижнего НС, $\dot{L}_p = dL_p / dt$, $\ddot{L}_p = d^2L_p / dt^2$ и т. д. Предполагается, что масса нижнего НС может отличаться от массы остальных спутников. Это связано с тем, что слишком малая масса нижнего НС может привести соответственно к малым натяжениям троса сразу после отделения спутника от базового КА, что приведет к повышенным требованиям к управляющему механизму. При построении математической модели (1), (2) предполагается, что параметры орбиты центра масс системы при ее развертывании не изменяются, длина троса много меньше, чем расстояние центра масс системы от притягивающего центра.

Используя методику работы [8] можно показать, что если в программе разворачивания ОТС (3) параметры $a > 3$ и $b > 0$, то в соответствии с моделью (1), (2) вертикальные положения равновесия $\theta = 0$ и $\theta = \pi$ ($\dot{\theta} = \dot{L}_p = \ddot{\theta} = \ddot{L}_p = 0, L_p = L_f \neq 0$) асимптотически устойчивы. Кроме того, если $b > b_*$, где b_* - некоторое критическое значение, то при этом выполняются неравенства $L_p < L_f, \dot{L}_p > 0$. Здесь предполагается, что при выпуске троса используются управляющие механизмы, которые работают только на торможение и не могут втягивать трос обратно.

3. Математическая модель движения ОТС в геоцентрической системе координат

При использовании математической модели движения ОТС в геоцентрической неподвижной системе координат механическая система представляется как совокупность материальных точек, связанных между собой упругими односторонними связями

$$m_i \ddot{\mathbf{r}}_i = \mathbf{G}_i + \mathbf{T}_i - \mathbf{T}_{i+1}, \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (4)$$

где \mathbf{r}_i и m_i – радиус-вектор и масса i -ой материальной точки; \mathbf{T}_i – сила натяжения троса, действующая между i -ой и $i+1$ -ой точками и приложенная к i -ой точке; m_1 – масса базового КА. Гравитационные силы \mathbf{G}_i здесь соответствуют центральному ньютоновскому полю. Аэродинамические силы и диссипативные силы внутри троса не учитываются. При записи уравнений движения (4) предполагается, что основная плоскость правой геоцентрической системы координат $OXYZ$ совпадает с плоскостью орбиты центра масс ОТС, которая считается неподвижной. При этом ось OX направлена по линии узлов орбиты (для экваториальной орбиты в точку весеннего равноденствия).

Силы натяжения определяются по закону Гука с учетом односторонности механических связей

$$\mathbf{T}_i = \begin{cases} c(\gamma_i - 1)\Delta\mathbf{L}_i / \Delta L_{0i}, & \text{if } \gamma_i \geq 1 \\ 0, & \text{if } \gamma_i < 0 \end{cases} \quad (5)$$

где c – коэффициент жесткости троса, $\gamma_i = \Delta L_i / \Delta L_{0i}$, $\Delta L_i = |\mathbf{r}_{i+1} - \mathbf{r}_i|$ и ΔL_{0i} – деформированные и недеформированные длины участков троса, $\Delta\mathbf{L}_i = \mathbf{r}_{i+1} - \mathbf{r}_i$.

Динамика управляющего механизма описывается следующими приближенными уравнениями [8]

$$\mu \ddot{L} = T_1 - F_c \quad (6)$$

где параметр μ учитывает инерционность механизма управления, L – нерастянутая длина троса, F_c – управляющая сила в механизме торможения, T_1 – сила натяжения на первом участке троса, считая от базового КА. При моделировании движения ОТС параметр μ считается постоянным.

Управляющая сила вычисляется в соответствии с принципом обратной связи

$$F_c = T + p_L(L - L_p) + p_V(\dot{L} - \dot{L}_p) \quad (7)$$

где T – номинальная сила натяжения (3), p_L и p_V – коэффициенты обратной связи, L_p и \dot{L}_p – программные значения, вычисленные по модели (1), (2); L и \dot{L} – длина и скорость троса, определенные при интегрировании (6) совместно с системой (4). Управляющая сила ограничивается снизу некоторой величиной F_{\min} , которая характеризует устройство выпуска троса.

При отделении каждого НС осуществляется коррекция скорости базового КА на основании закона сохранения количества движения системы и вычисление скорости НС в геоцентрической системе координат

$$\mathbf{V}_1 = \mathbf{V}'_1 - \frac{m_i}{m_1} \mathbf{V}_{ri}, \mathbf{V}_i = \mathbf{V}'_1 + \mathbf{V}_{ri} \tag{8}$$

где \mathbf{V}_1 и \mathbf{V}'_1 – скорости базового КА до и после отделения НС, m_1 – масса базового КА после отделения НС, \mathbf{V}_{ri} – относительная скорость отделения i -ого НС.

При отделении первого НС относительная скорость \mathbf{V}_{ri} ($i = n - 1$) выбирается исходя из обеспечения необходимого начального натяжения троса и направлена по местной вертикали вниз. Для остальных НС с целью уменьшения возмущений при их отделении относительные скорости \mathbf{V}_{ri} должны соответствовать выбранной программе развертывания ОТС и скорости отделившегося ранее НС. При отделении центр масс i -ого НС находится на некотором расстоянии $l = |\Delta \mathbf{r}_i|$ от центра масс базового КА. Схема отделения НС, начиная со второго, изображена на рисунке 1.

В соответствии с рисунком 1 положение i -ого НС определяется следующим образом $\Delta \mathbf{r}_i = l \boldsymbol{\tau}_{i+1}$, где $\boldsymbol{\tau}_{i+1} = \Delta \mathbf{r}_{i+1} / |\Delta \mathbf{r}_{i+1}|$, $\Delta \mathbf{r}_{i+1} = \mathbf{r}_{i+1} - \mathbf{r}_1$. Необходимая относительная скорость \mathbf{V}_{ri} i -ого НС определяется по относительной скорости $i + 1$ -ого НС из соответствующей пропорции, составленной относительно центра масс базового КА в предположении, что в номинальном случае все вектора, изображенные на рисунке 1, лежат в одной плоскости. Тогда

$$\mathbf{V}_{ri} = \Delta \mathbf{V}_{i+1} l / |\Delta \mathbf{r}_{i+1}|, \Delta \mathbf{r}_{i+1} = \mathbf{r}_{i+1} - \mathbf{r}_1 \tag{9}$$

Рассмотренный алгоритм соответствует номинальным условиям движения и не учитывает возможные возмущения при отделении НС. Кроме того, этот алгоритм требует вращения устройства, из которого выходят НС, для обеспечения заданного направления вектора \mathbf{V}_{ri} , что естественно усложняет его конструкцию.

4. Математическая модель и программа "медленного" развертывания ОТС

Вторая схема развертывания ОТС состоит из отдельных этапов, на каждом из которых система приводится в вертикальное состояние. Поэтому при построении математической модели движения ОТС рассматривается общий случай, когда система уже включает в себя $n - k$ НС, где k – номер НС, ближайшего к базовому КА (рисунок 2), и программа управления должна обеспечить приведение ОТС в вертикальное состояние при добавлении в систему следующего НС.

Построение математической модели осуществляется в орбитальной подвижной правой геоцентрической системе координат $Ox_0y_0z_0$, где ось Ox_0 направлена по радиус-вектору КА, ось Oy_0 – по направлению движения КА в плоскости орбиты. Построение модели осуществляется при следующих допущениях: 1) масса базового КА много больше массы остальной части ОТС; 2) центр масс базового КА совпадает с центром масс ОТС и движется по неизменной невозмущенной круговой орбите; 3) НС при развертывании ОТС располагаются на одной прямой; 4) тросы, соединяющие отдельные элементы ОТС (материальные точки), нерастяжимы и всегда натянуты. Правомерность перечисленных допущений проверяется при моделировании движения ОТС в геоцентрической неподвижной системе координат в соответствии с уравнениями (4) с учетом растяжимости тросов и работы системы стабилизации (7).

Для вывода уравнений плоского движения ОТС в этом случае используются уравнений Лагранжа

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T_c}{\partial \dot{q}_j} \right) - \frac{\partial T_c}{\partial q_j} = - \frac{\partial P}{\partial q_j} + Q_j, q_1 = s, q_2 = \theta \tag{10}$$

где T_c и P – кинетическая и потенциальная энергии системы, q_j и \dot{q}_j ($j = 1, 2$) – обобщенные координаты и скорости, s – длина троса на первом участке (считая от базового КА), θ – угол

отклонения цепочки материальных точек от вертикали, Q_j – обобщенные силы для непотенциальных сил.

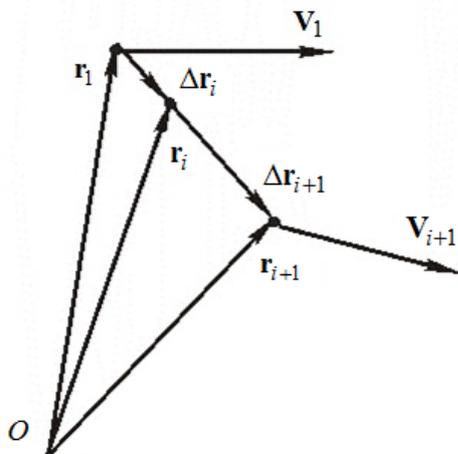


Рисунок 1. Схема отделения i -ого НС от базового КА.

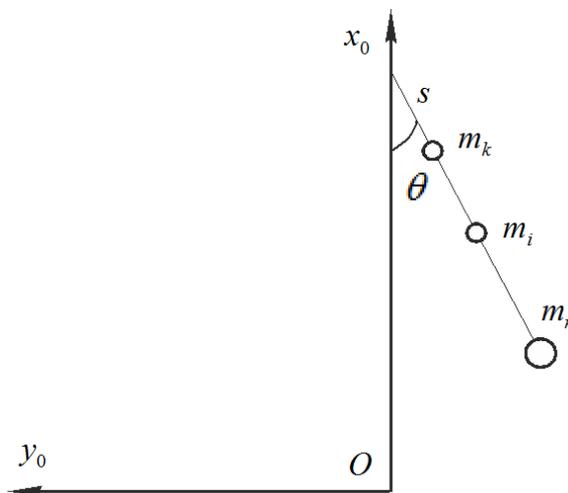


Рисунок 2. Положение НС относительно орбитальной системы координат $Ox_0y_0z_0$.

На рисунке 2 показаны обобщенные координаты s, θ и принятая нумерация материальных точек. Положение орбитальной системы координат $Ox_0y_0z_0$ относительно неподвижной системы координат $OXYZ$ определяется углом u , который отсчитывается от оси OX против часовой стрелки. Тогда координаты НС в системе координат $OXYZ$ определяются выражениями

$$x_i = x_{oi} \cos u - y_{oi} \sin u, \quad y_i = x_{oi} \sin u + y_{oi} \cos u \tag{11}$$

где $x_{oi} = r_1 - [s + (i - k)\Delta L] \cos \theta, \quad y_{oi} = -[s + (i - k)\Delta L] \sin \theta, \quad \Delta L = L_f / (n - 1), \quad i = k, k + 1, \dots, n$.

Кинетическая и потенциальная энергии, входящие в уравнения (10), определяются суммированием соответствующих выражений для отдельных материальных точек системы

$$T_c = \frac{1}{2} \sum_{i=k}^n (\dot{x}_i^2 + \dot{y}_i^2), \quad P = \sum_{i=k}^n P_i \tag{12}$$

где $P_i = -Km_i / r_i, \quad r_i = \left\{ r_1^2 + [s + (i - k)\Delta L]^2 - 2r_1[s + (i - k)\Delta L] \cos \theta \right\}^{1/2}$.

Дифференцируя P_i по обобщенным координатам, получим

$$\frac{\partial P_i}{\partial s} = K[s + (i - k)\Delta L - r_1 \cos \theta] / r_i^3, \quad \frac{\partial P_i}{\partial \theta} = Kr_1 \sin \theta [s + (i - k)\Delta L] / r_i^3 \tag{13}$$

Предполагая, что расстояние r_1 много больше, чем длина ОТС, представим функцию $1/r_i^3$ в виде (учитывая первые два слагаемых ряда)

$$\frac{1}{r_i^3} = \frac{1}{r_1^3} \left[1 + 3 \frac{s + (i - k)\Delta L}{r_1} \cos \theta + \dots \right] \tag{14}$$

Для рассматриваемой постановки задачи учитывается лишь непотенциальная сила T , создаваемая тормозным устройством выпуска троса и направленная вдоль троса. Поэтому $Q_1 = -T, \quad Q_2 = 0$. Далее, подставляя выражения (11–14) в уравнения Лагранжа (10) и проводя дифференцирование рассматриваемых функций, получим

$$\ddot{s} = \left[m_k(s) (\Omega + \dot{\theta})^2 + m_k(s) \Omega^2 (3 \cos^2 \theta - 1) - T \right] / M_k \tag{15}$$

$$\ddot{\theta} = -2m_s(s)\dot{s}(\Omega + \dot{\theta})/J_k(s) - 1.5\Omega^2 \sin 2\theta \tag{16}$$

где $M_k = m(n-k) + m_n$, $m_k(s) = m_n[s + (n-k)\Delta L] + m \sum_{i=k}^{n-1} [s + (i-k)\Delta L]$,

$$J_k(s) = m_n[s + (n-k)\Delta L]^2 + m \sum_{i=k}^{n-1} [s + (i-k)\Delta L]^2.$$

В полученных уравнениях (15), (16) предполагается, что все НС (за исключением спутника массой m_n) имеют одинаковую массу, то есть $m_i = m$, где $i = k, \dots, n-1$. Параметр J_k представляет собой суммарный момент инерции всех НС относительно базового КА. Уравнения (15), (16) фактически включают в себя совокупность моделей, каждая из которых описывает движения ОТС в случае, когда при разворачивании системы от базового КА отделилось $n-k+1$ НС, включая первый отделившийся спутник с массой m_n .

Используя методику построения программы (3) [8], нетрудно получить аналогичную программу разворачивания системы в вертикальное положение, соответствующую модели (15), (16), и с длиной троса ΔL на одном этапе разворачивания системы. Тогда

$$T = m_k(\Delta L)\Omega^2 [a(s - \Delta L) + b\dot{s} / \Omega + 3\Delta L] \tag{17}$$

где $m_k(\Delta L) = m_n(n+1-k) + m \sum_{i=k}^{n-1} (i+1-k)$.

Программа (17) обладает такими же свойствами, что и программа (3): 1) положение равновесия $s = \Delta L$, $\dot{s} = \theta = \dot{\theta} = 0$ (или $\theta = \pi$) асимптотически устойчиво, если $a > 3$, $b > 0$; 2) существует некоторое критическое значение $b > b_*$ такое, что все собственные значения, линеаризованной относительно этого положения равновесия системы вещественны; 3) с увеличением параметра b время переходного процесса увеличивается. Второе свойство приводит к тому, что при приближении к данному положению равновесия выполняются неравенства $s < \Delta L$, $\dot{s} > 0$, то есть процесс разворачивания ОТС можно реализовать с помощью механизма управления, работающего только на торможения троса.

5. Результаты численного моделирования

При моделировании процесса разворачивания ОТС рассматриваются следующие исходные данные: $L_f = 10 \text{ км}$, десять НС ($n = 11$), $m = 2 \text{ кг}$, $m_n = 4 \text{ кг}$, масса базового КА $m_1 = 6000 \text{ кг}$, жесткость троса $c = 7000 \text{ н}$, начальная высота круговой орбиты 300 км , скорость отделения первого НС 2 м/с , $l = 1 \text{ м}$, $\mu = 0.2 \text{ кг}$.

При реализации первой схемы разворачивания ОТС рассматривались два варианта: идеальное отделение каждого НС с заданной скоростью и в заданном направлении в соответствии с алгоритмом, изложенном выше в разделе 3, и отделение НС в вертикальном направлении, когда заданное направление относительной скорости не обеспечивается. Параметры номинальной программы управления (3) $a = 4$, $b = 3.9$. Минимальная управляющая сила $F_{\min} = 0.01 \text{ н}$. Моделирование осуществлялось по модели в геоцентрической неподвижной системе координат (4–8). Номинальные значения вычислялись по упрощенной модели (1), (2). Если реализуется идеальное отделение каждого НС без возмущений, то ошибки приведения системы в конечное состояние минимальны: по длине и скорости выпуска троса не превышают соответственно 0.1 м и 0.01 м/с . Максимальные ошибки регулирования имеют место при отделении первого НС, однако после окончания переходного процесса быстро уменьшаются. В процессе разворачивания НС находятся приблизительно на одной прямой, тросы между НС не провисают и силы их натяжения изменяются достаточно гладко. Положение изменяется, если происходит отделение всех НС по вертикали, то есть необходимое направление отделения не реализуется. В этом случае имеют место большие возмущения всех характеристик движения ОТС в момент отделения каждого НС. Максимальные ошибки регулирования имеют место при

отделении седьмого НС и равны соответственно $0.7 м/с$ и $7.7 м$, в конце развертывания ОТС имеем $0.1 м/с$ и $0.4 м$. В этом случае при отделении НС наблюдаются большие скачки силы натяжения и кратковременное провисание троса. Максимальные значения силы натяжения около $13.5 н$, хотя номинальные значения не превышают $0.7 н$. Кроме того, цепочка НС уже не находится на одной прямой, а имеет более сложную форму. На рисунке 3 показаны положения НС относительно базового КА (начало координат) в момент отделения следующего НС, начиная с третьего, и в конечном положении ОТС.

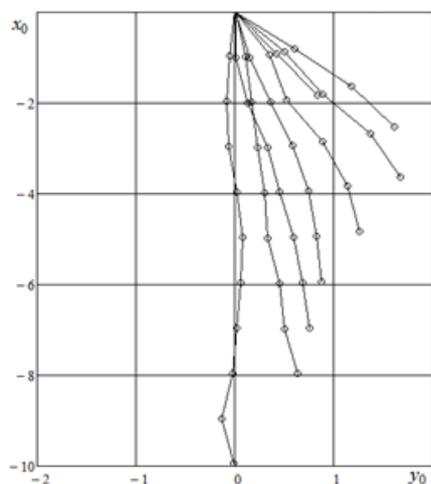


Рисунок 3. Положения НС относительно базового КА (начало координат) в момент отделения следующего НС, начиная с третьего.

При реализации второй схемы развертывания ОТС каждый этап развертывания (за исключением первого) состоит из участков быстрого увеличения скорости и торможения (рисунок 4а). После развертывания ОТС с очередным НС система приводится к положению, близкому к вертикальному. Далее производится ослабление натяжения троса и переход к следующему этапу развертывания (рисунок 4б). После каждого этапа развертывания изменяются массовые характеристики ОТС и асимптотически устойчивым (в соответствии с номинальным движением) становится новое положение равновесия. Однако если в программе развертывания (17) оставить значение $\Delta L = L_f / (n - 1)$, то это существенно увеличивает время развертывания на каждом этапе. Это связано с тем, что при приближении системы (15), (16) к асимптотически устойчивому положению равновесия движение ОТС замедляется, так как система (15), (16) достигает положения равновесия только при $t \rightarrow \infty$. Для исключения этого эффекта можно, например, или заканчивать развертывание каждого этапа при меньшей длине троса, чем ΔL , или задавать в программе (17) значение $\Delta L + \varepsilon$, где $\varepsilon > 0$ - некоторая малая величина. В последнем случае каждый этап заканчивается, когда длина участка троса достигает ΔL . Анализ положений троса во второй схеме развертывания ОТС показывает, что в процессе формирования системы все НС на всех этапах развертывания располагаются практически на одной линии и перемещаются по подобным траекториям. Для второй схемы развертывания ОТС использовались те же исходные данные, что и для первой схемы с добавлением параметров программы (17): $a = 4$, $b = 10$, $\varepsilon = 50 м$. На последнем этапе полагалось $b = 20$ для обеспечения ограничения $\dot{s} > 0$ при приближении к положению равновесия. Максимальные ошибки регулирования – $0.14 м/с$ и $0.2 м$, по окончании развертывания ОТС – $0.05 м/с$ и $0.06 м$.

При реализации второй схемы развертывания время приведения системы в заданное состояние увеличивается приблизительно в 4 раза. Особенностью второй схемы формирования ОТС и программы (17) является то, что на первом этапе развертывания сразу после разделения силы натяжения троса малы и соответственно требуются малые значения управляющей силы. В рассматриваемом примере имеем $F_{\min} = 0.001 н$, что приводит к повышенным требованиям при

разработке управляющего механизма. Видимо единственным способом избежать этого является увеличение массы первого отделяемого НС. Так, например, при увеличении в три раза массы $m_n = 12 \text{ кг}$ достаточно $F_{\min} = 0.008 \text{ Н}$, что обеспечивает устойчивость переходных процессов при разделении объектов.

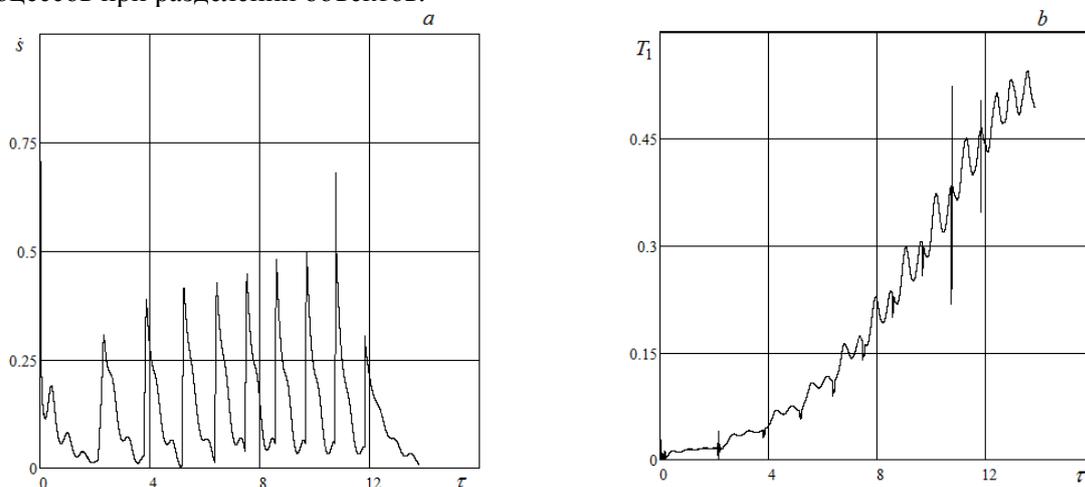


Рисунок 4. Зависимости скорости выпуска троса (\dot{s}) и силы натяжения троса (T_1) вблизи КА от количества витков τ (вторая схема развертывания ОТС).

6. Благодарности

Работа поддержана грантом РФФИ РФ 16-41-630637.

7. Литература

- [1] Белецкий, В.В. Динамика космических тросовых систем / В.В. Белецкий, Е.М. Левин. – М.: Наука, 1990. – 336 с.
- [2] Huang, H. Stability and shape analysis of relative equilibrium for three-spacecraft electromagnetic formation / H. Huang, Y. Zhu, L. Yang, Y. Zhang // *Acta Astronaut.* – 2014. – Vol. 94. – P. 116-131.
- [3] Meng Z. Shape Keeping Control of Maneuverable Tether-net Space Robots / Z. Meng, P. Huang // *Proceedings of the 2014 IEEE International Conference on Robotics and Biomimetics.* – 2014. – P. 136-141.
- [4] Alary, D. Dynamics of multi-tethered pyramidal satellite formation / D. Alary, K. Andreev, P. Boyko, E. Ivanova, D. Prityin, V. Sidorenko // *Acta Astronaut.* – 2015. – Vol. 117. – P. 222-230.
- [5] Chung, S. Nonlinear Control and Synchronization of Multiple Lagrangian Systems with Application to Tethered Formation Flight Spacecraft / S. Chung // *PhD Dissertation.* Massachusetts Institute of Technology, 2007. – 229 p.
- [7] Ишков, С.А. Управление развертыванием орбитальной тросовой системы / С.А. Ишков, С.А. Наумов // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета.* – 2006. – № 1. – С. 81-90.
- [8] Заболотнов, Ю.М. Управление развертыванием орбитальной тросовой системы в вертикальное положение с малым грузом / Ю.М. Заболотнов // *Прикладная математика и механика.* – 2015. – Т. 79, № 1. – С. 37-47.
- [9] Kruijff, M. Tethers in Space / M. Kruijff. – Netherlands: Delta-Utec Space Research, 2011. – 423 p.
- [10] Заболотнов, Ю.М. Движение спускаемой капсулы относительно центра масс при развертывании орбитальной тросовой системы / Ю.М. Заболотнов, О.Н. Наумов // *Космические исследования.* – 2012. – Т. 50, № 2. – С. 177-187.

Modeling and analysis of the process of forming a vertical tether group of nano-satellites

Ch. Wang¹, Yu.M. Zabolotnov²

¹Northwestern Polytechnical University, Youyi Xilu 127, Xi'an, Shaanxi, P. R. China, 710072

²Samara National Research University, Moskovskoe Shosse 34A, Samara, Russia, 443086

Abstract. The task of forming a tether group of nano-satellites in a circular orbit near the Earth is considered. The tether system consists of the basic spacecraft and several nanosatellites. Nominal programs of development of the tether system, built with relatively simple models are developed. The feasibility of the obtained programs for the development of the tether system for a more complex model of motion is confirmed. Example of forming a tether system consisting of the basic spacecraft and ten nano-satellites is provided.

Keywords: Tether system, basic spacecraft, group of nano-satellites, models of motion.