

УДК 531.36

Ледков Александр Сергеевич

ФГАОУ высшего образования "Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева (национальный исследовательский университет)"
Самара, Россия¹

Доцент кафедры теоретической механики
Кандидат технических наук
ledkov@inbox.ru

Использование генетического алгоритма для поиска закона управления развертыванием троса в задаче доставки груза с орбиты

Аннотация. Доставка грузов с орбита является заключительным этапом большого количества космических программ. Сегодня для ее решения применяются спускаемые капсулы, которые переводятся на орбиты спуска с помощью реактивных двигателей. Альтернативным способом решения этой задачи является использование космических тросовых систем, не требующих затрат топлива. Одним из ключевых вопросов проектирования таких систем является поиск оптимальных законов развертывания троса. В статье проводится сравнение существующих схем развертывания. Для случая круговой орбиты получена приближенная аналитическая формула, позволяющая оценить во сколько раз длина троса при статическом развертывании превышает длину троса при динамическом развертывании при условии перехода груза на орбиты с одинаковым радиусом перигея. На основе анализа сил, действующих на груз в процессе маневра, предложена модификация динамической схемы с целью уменьшения высоты перигея орбиты груза. Для подтверждения эффективности предложенной схемы разработан генетический алгоритм поиска оптимального закона управления силой натяжения троса. В качестве критерия оптимальности выбрано расстояние до перигея орбиты груза. Для космической тросовой системы с параметрами, соответствующими эксперименту YES2, найдено оптимальное управление и установлено, что для спуска с орбиты нужен трос длиной 13.1 км при максимально допустимой относительной скорости троса 90 м/с. Для перевода груза на орбиту спуска с таким же перигеем в случае динамического развертывания требуется трос длиной 30 км, а при статическом - 44.6 км. Полученные результаты могут быть использованы при проектировании новых космических транспортных систем, включающих в себя тросы переменной длины.

Ключевые слова: космическая тросовая система; спуск с орбиты; генетический алгоритм; оптимальный закон управления; доставка груза; динамическое развертывание; статическое развертывание; Young Engineers' Satellite 2.

¹ Самара, 443086, Московское шоссе 34, 5 корпус, 429.

Постановка задачи. Космические тросовые системы являются одним из наиболее перспективных направлений развития современной космонавтики. Они могут применяться для решения широкого круга задач, в том числе и задачи спуска груза с орбиты без использования топлива [1]. Предлагается не тормозить капсулу с грузом реактивными двигателями, а с помощью троса опустить ее на высоту, где ее скорости окажется недостаточно для удержания на орбите [2, 3]. К настоящему времени успешно проведено три эксперимента по доставке груза с орбиты (Small Expandable Deployer System - 1, Small Expandable Deployer System - 2 и Young Engineers' Satellite 2), которые подтвердили перспективность указанной технологии [2].

При проектировании космических программ, включающих этап доставки груза, наибольшую сложность представляет поиск закона управления развертыванием троса, который обеспечивал бы требуемый режим движения всей системы с учетом различных ограничений. В научной литературе этой проблеме уделяется большое внимание [3-6]. Одним из наиболее часто используемых критериев качества является радиус перигея орбиты, на которую переходит груз после отделения от троса [5, 7]. Движение космической тросовой системы описывается нелинейной системой дифференциальных уравнений, поэтому сложно установить функциональную зависимость между радиусом перигея и входными параметрами, к которым относятся массово-геометрические характеристики тросовой системы, параметры ее орбиты, а также закон управления, как некоторая функция времени. Для решения задач подобного рода, когда характер исследуемой зависимости плохо поддается формализации, широко применяются методы стохастической оптимизации, к которым относятся и генетические алгоритмы [8]. В основе генетических алгоритмов лежит идея моделирования свойств живой природы, таких как эволюция, наследование, мутация и естественный отбор. Генетические алгоритмы с успехом применяются при решении ряда практических задач, они надежны и хорошо поддаются распараллеливанию [8, 9].

В рамках статьи будем рассматривать плоское движение космической тросовой системы, состоящей из спутника, невесомого троса и капсулы с грузом. Спутник и капсулу будем рассматривать как материальные точки. Будем считать, что на систему действуют только гравитационные силы. Земля представляет собой однородный невращающийся шар. Установленный на спутнике механизм развертывания управляет силой натяжения троса, которая является заданной функцией времени $T(t)$. Спутник движется по круговой орбите.

Целью данной работы является анализ и модификация существующих схем развертывания троса с целью уменьшения радиуса перигея орбиты спускаемого груза. В отличие от существующих работ будем рассматривать случай, когда механизм управления троса может обеспечивать не только его выпуск, но и обратное втягивание.

Анализ и сравнение существующих схем развертывания. Прежде чем приступить к построению алгоритма поиска оптимального управления, проведем анализ уже существующих схем развертывания тросовых систем. Для задачи спуска груза с орбиты законы управления принято разделять на статические и динамические [2, 4]. Статическое развертывание подразумевают, что в процессе всего маневра груз остается в некоторой малой окрестности местной вертикали спутника. В основе динамического развертывания лежит идея использования силы Кориолиса для раскачки тросовой системы и уменьшения скорости груза за счет возвратного колебательного движения троса. Ниже будет показано, что использование динамического закона развертывания позволяет осуществить доставку груза с помощью троса меньшей длины, чем в случае использования статического закона.

Операцию доставки груза при использовании динамической схемы развертывания можно разделить на несколько фаз (рисунок 1). Сначала с помощью пружинных толкателей груз отстреливается от спутника и с небольшой относительной скоростью отводится на

расстояние порядка нескольких километров (участок A_0A_1 на рисунке 1). Эта фаза наиболее опасна, поскольку заклинивание троса на этом этапе может привести к его наматыванию на спутник и к их столкновению [10]. Затем начинается фаза быстрого развертывания (участок A_1A_3). Ее целью является отклонение троса от местной вертикали на большой угол. Если связать со спутником неинерциальную систему координат Oxy , оси которой направлены вдоль его местной вертикали и горизонтали (рисунок 1), то в этой системе на груз будет действовать сила Кориолиса Φ^K , пропорциональная его относительной скорости. Эта сила отклоняет трос от радиального положения в направлении орбитального движения системы (точка A_2). После того как трос отклонился на максимальный угол (точка A_3) развертывание прекращается и начинается фаза возвратного колебания (участок A_3A_5). При прохождении грузом местной вертикали (точка A_5) происходит его отделение от троса. При этом относительная скорость груза V_r будет максимальна и направлена перпендикулярно радиус-вектору груза. После отделения от троса груз переходит на пересекающую границу атмосферы орбиту (участок A_5A_6) и совершает спуск на поверхность Земли (участок A_6A_7).

Необходимо отметить, что сила Кориолиса, использование которой лежит в основе динамического развертывания, на этапе возвратного колебания играет отрицательную роль. В связанной системе координат Oxy после прекращения развертывания груз движется по окружности (точка A_4 на рисунке 1) с центром в точке крепления троса к спутнику. Вектор относительной скорости V_r направлен по касательной к этой окружности, а направление силы Кориолиса Φ^K совпадает с направлением радиус-вектора груза в Oxy . Из рисунка 1 видно, что в этом случае проекция Φ^K на ось Ox положительна, и сила Кориолиса препятствует возвратному маятниковому движению троса, уменьшая величину V_r . Предложим альтернативную схему развертывания, лишенную этого недостатка. Для того, чтобы нейтрализовать негативное влияние силы Кориолиса на этапе возвратного колебания A_3A_5 можно предложить втягивать трос на борт спутника. В этом случае вектор относительной скорости V_r повернется, и при достаточно большой скорости втягивания проекция силы Кориолиса на ось Ox станет отрицательной. Что будет способствовать дополнительному разгону груза.

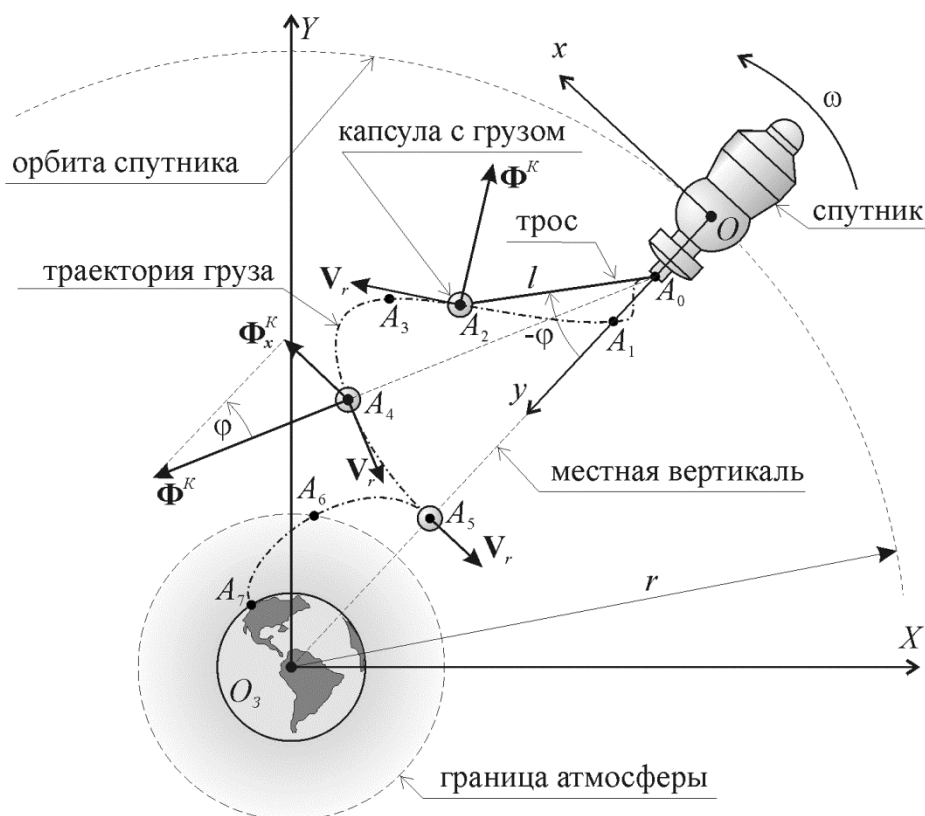


Рисунок 1. Схема динамического разворачивания
 (разработано автором)

Проведем оценку выигрыша в длине троса при использовании динамического разворачивания. В работе [7] приведена формула, позволяющая определить уменьшение радиуса перигея орбиты груза после его отделения от троса для случая круговой орбиты спутника

$$\Delta h = \frac{r_0 V_0^2}{2\mu - r_0 V_0^2} - r, \quad (1)$$

где $\Delta h = r_p - r$ - изменение высоты груза после отделения от троса, r_p - радиус перигея орбиты груза, r - радиус орбиты спутника, $r_0 = r - l$ - радиус груза в момент отделения, l - длина троса, $V_0 = r\omega - l(\omega + \dot{\varphi})$ - абсолютная скорость груза в момент отделения, φ - угол отклонения спутника от местной вертикали (рисунок 1), $\omega = \sqrt{\mu r^{-3}}$ - угловая скорость обращения спутника по орбите, μ - гравитационный параметр. В [7] приводится приближенное уравнение, описывающее колебание троса в окрестности местной вертикали спутника, из которого следует, что в момент отделения $\dot{\varphi} < \sqrt{3}\omega$.

Вводя новые безразмерные переменные $\bar{\varphi}' = \dot{\varphi} / \omega$, $\bar{l} = l / r$ и выражая из (1) радиус перигея орбиты, получим

$$r_p = \frac{(1 - \bar{l})^2 (1 - \bar{l} (1 + \bar{\varphi}'))^2 r}{2 - (1 - \bar{l})(1 - \bar{l} (1 + \bar{\varphi}'))^2}. \quad (2)$$

В случае статического разворачивания $\bar{\varphi}' = 0$ и согласно (2) имеем

$$r_{pst} = \frac{(1 - \bar{l}_{st})^4 r}{2 - (1 - \bar{l}_{st})^3}, \quad (3)$$

где r_{pst} - радиус периея орбиты груза, при использовании статического закона развертывания и троса длиной l_{st} , $\bar{l}_{st} = l_{st} / r$. Приравнивая (2) и (3) получим нелинейное уравнение, позволяющее определить безразмерную длину троса \bar{l} , обеспечивающего при данном значении $\bar{\varphi}'$ перевод груза на орбиту спуска с радиусом перигея, равным радиусу, получаемому при статическом развертывании с помощью троса длиной l_{st} .

$$(1 - \bar{l})^2 (1 - \bar{l}(1 + \bar{\varphi}'))^2 (2 - (1 - \bar{l}_{st})^3) - (2 - (1 - \bar{l})(1 - \bar{l}(1 + \bar{\varphi}'))^2) (1 - \bar{l}_{st})^4 = 0. \quad (4)$$

Учитывая, что $\bar{l} \ll 1$, $\bar{l}_{st} \ll 1$ разложим левую часть уравнение (4) в ряд Маклорена по степеням \bar{l} , \bar{l}_{st} . После отбрасывая нелинейных членов разложения, получим

$$l = k(\bar{\varphi}') l_{st}, \quad (5)$$

где $k = \frac{7}{7 + 4\bar{\varphi}'} = \frac{l}{l_{st}}$ - безразмерный коэффициент, показывающий во сколько раз длина троса при статическом развертывании превышает длину троса при динамическом развертывании при условии перехода груза на орбиту с одинаковым радиусом перигея. На рисунке 2 показан график зависимости $k(\bar{\varphi}')$.

троса при статическом развертывании превышает длину троса при динамическом развертывании при условии перехода груза на орбиту с одинаковым радиусом перигея. На рисунке 2 показан график зависимости $k(\bar{\varphi}')$.

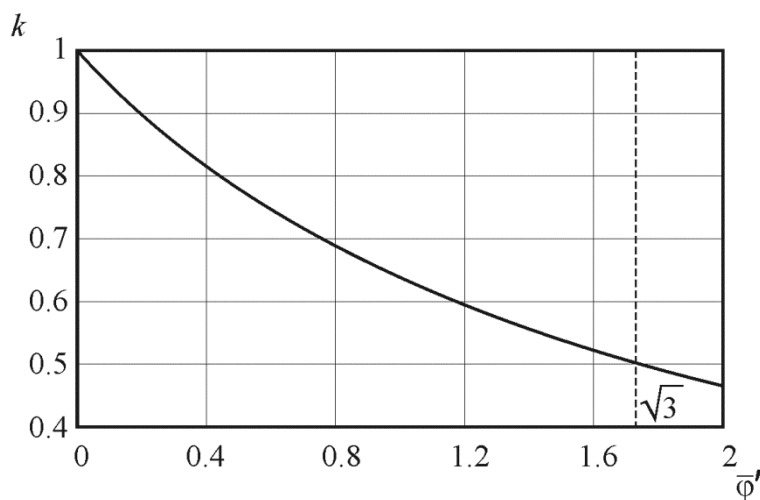


Рисунок 2. Зависимость коэффициента k от $\bar{\varphi}'$
 (разработано автором)

Генетический алгоритм поиска оптимального закона развертывания. Генетические алгоритмы основаны на моделировании процессов биологической эволюции в популяции особей. Особь или хромосому можно представить, как вектор некоторых параметров системы, а популяцию, как совокупность этих векторов. В процессе развития популяции создаются новые особи и удаляются существующие. Эти процессы базируются на механизмах скрещивания, мутации и естественного отбора [8].

Применительно к задаче поиска оптимального закона управления особью будем называть вектор $\mathbf{x}_j = [T_1, T_2, \dots, T_k, t_B]$, определяющих совокупность опорных точек, равномерно распределенных по интервалу $t \in (0; t_B)$. Здесь T_i - вещественное число, задающее силу

натяжения троса в момент времени $t_i = \frac{(i-1)t_B}{K-1}$. Для формирования закона управления $T(t)$, соответствующего особи \mathbf{x}_j , эти точки соединяются кубическими полиномами Эрмита (рисунок 3). Будем искать закон разворачивания троса, обеспечивающий движение космической тросовой системы, при наличии следующих ограничений

$$l \leq l_{\max}, \quad |\dot{l}| \leq V_{\max}, \quad T \leq T_{\max}. \quad (6)$$

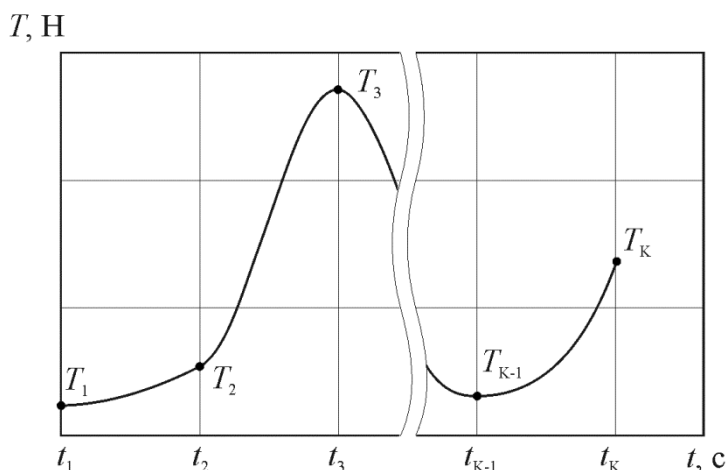


Рисунок 3. Закон управления силой натяжения троса, заданный через опорные точки T_i , соединенные полиномом Эрмита (разработано автором)

Перейдем к построению генетического алгоритма. Генетический алгоритм включает в себя несколько этапов. На первом этапе случайным образом генерируется популяция N особей. Для лучшей сходимости алгоритма можно добавить в исходную популяцию несколько известных законов разворачивания [3, 6, 7].

Вторым этапом происходит скрещивание нескольких случайных особей с целью создания новой популяции размером M особей. Для скрещивания берутся две особи и случайным образом разделяется на три участка. После этого генерируются две новые особи-потомка путем взаимной замены средних участков [8].

На третьем этапе часть из вновь созданных особей подвергается мутации. В векторе \mathbf{x}_j берутся два произвольных элемента T_i и T_k , меняются местами и умножаются на случайный близкий к единице коэффициент. Для части особей мутации подвергается последний элемент вектора \mathbf{x}_j , отвечающий за длительность процесса разворачивания. Он умножается на случайный коэффициент.

На четвертом этапе вычисляются показатели качества для вновь созданных особей. На основе вектора \mathbf{x}_j генерируется закон управления $T(t)$, который затем используется при численном интегрировании системы уравнений, описывающей движение космической тросовой системы [11]:

$$\ddot{l} = -\frac{T(t)}{m} - \frac{\mu(l - r \cos \varphi)}{(r^2 - 2rl \cos \varphi + l^2)^{\frac{3}{2}}} - r\omega^2 \cos \varphi + l(\dot{\varphi} + \dot{\omega}),$$

$$\ddot{\varphi} = \frac{r\omega^2 \sin \varphi - 2(\omega + \dot{\varphi})\dot{l}}{l} - \frac{\mu r \sin \varphi}{l(r^2 - 2rl \cos \varphi + l^2)^{\frac{3}{2}}}. \quad (7)$$

Процесс интегрирования завершается при достижении времени t_B , либо если выполняется условие $|\varphi| > \pi/2$, что может быть расценено как нештатная ситуация наматывания троса на спутник. В последнем случае в t_B записывается время остановки интегрирования t_* , элементам T_i присваиваются новые значения $T'_i = T((i-1)(K-1)^{-1}t_*)$, и повторяется процесс численного интегрирования с обновленным законом $T(t)$. В результате интегрирования системы (7) мы получаем таблицу значений $t, l, \varphi, \dot{l}, \dot{\varphi}$ с некоторым шагом по времени. Индексом ν будем обозначать номер строки в этой таблице. Каждой строке можно поставить в соответствие расстояние от центра Земли до перигея орбиты $r_{p,\nu}$, по которой бы двигался груз при отделении в соответствующий момент времени t_ν :

$$r_{p,\nu} = \frac{p}{1+e}, \quad (8)$$

где $e = \sqrt{1 + h\sigma^2 \mu^{-2}}$ - параметр орбиты, $p = \sigma^2 \mu^{-1}$ - ее эксцентриситет, R_3 - радиус Земли, h - интеграл энергии, σ - интеграл площадей:

$$h = l_\nu^2 \dot{\varphi}_\nu^2 + \dot{l}_\nu^2 + \omega^2 r^2 + 2\omega r (\dot{l}_\nu \sin \varphi_\nu + l_\nu \dot{\varphi}_\nu \cos \varphi_\nu) - \frac{2\mu}{r^2 - 2rl_\nu \cos \varphi_\nu + l_\nu^2},$$

$$\sigma = \omega r^2 + r \dot{l}_\nu \sin \varphi_\nu + r l_\nu (\dot{\varphi}_\nu - \omega) \cos \varphi_\nu - l_\nu^2 \dot{\varphi}_\nu.$$

Показателем качества j -ой особи будем считать величину

$$Q_j = r_{p,\lambda} + \theta(\Delta_l) \frac{\Delta_l K_L}{l_{\max}} + \theta(\Delta_V) \frac{\Delta_V K_V}{V_{\max}} + \theta(\Delta_T) \frac{\Delta_T K_T}{T_{\max}}. \quad (9)$$

где λ - номер строки таблицы результатов, соответствующей минимальному значению $r_{p,\nu}$, вычисленному с помощью формулы (8), θ - функция Хевисайда, принимающая в зависимости от знака параметра значение 0 или 1; K_L, K_V, K_T - положительные коэффициенты, определяемые методом подбора и влияющие на скорость исключения из популяции особей, не удовлетворяющих условиям (6), $\Delta_l = \max_{\nu \leq \lambda} (l_\nu) - l_{\max}$, $\Delta_V = \max_{\nu \leq \lambda} (|\dot{l}_\nu|) - V_{\max}$, $\Delta_T = \max_{\nu \leq \lambda} (|T|) - T_{\max}$.

Пятым этапом алгоритма является этап отбора, когда из всех $N+M$ особей методом рулетки выбирается N векторов \mathbf{x}_j для новой популяции [8]. Чем меньше значение показателя качества (9), тем выше вероятность перехода особи в новую популяцию. С точки зрения улучшения сходимости алгоритма имеет смысл переносить несколько лучших особей в новую популяцию автоматически.

После завершения отбора проверяется условие выхода из генетического алгоритма и если оно не выполняется, осуществляется возврат ко второму этапу. В качестве условия выхода может выступать отсутствие новых особей с наилучшими показателями качества в течение

определенного числа итераций, либо завершении отпущенного на выполнение алгоритма числа итераций.

Численное моделирование. В качестве примера рассмотрим космическую тросовую систему, имеющую параметры близкие к эксперименту YES2 [2, 7]: $r = 6648126$ м, $\omega = 1.1647 \cdot 10^{-3} \text{ с}^{-1}$, $l_{\max} = 30000$ м, $V_{\max} = 90$ м/с, $T_{\max} = 20$ Н, $m = 14$ кг. Взяв за основу схему динамического развертывания, оставим без изменения первую фазу, и будем считать что в начальный момент времени груз уже опущен на расстояние $l_0 = 3445$ м и стабилизирован в устойчивом вертикальном положении $\dot{l}_0 = 0$, $\varphi_0 = 0$, $\dot{\varphi}_0 = 0$. Зададим следующие параметры генетического алгоритма: число особей в популяции $N = 30$, число новых особей, генерируемых в результате скрещивания $M = 50$, число опорных точек, задающих закон управления $K = 10$, число итераций: 200.

Воспользовавшись законом изменения силы натяжения троса из эксперимента YES2[1] и считая, что отделение груза происходит при прохождении грузом местной вертикали спутника, определим радиус перигея орбиты груза при использовании троса длиной 30 км. С помощью формулы (8) находим $r_{pYES2} = 6344$ км. В момент отделения безразмерная угловая скорость вращения троса равна $\dot{\varphi} = 9.936 \cdot 10^{-4} \text{ с}^{-1}$. Используя (5) можно вычислить соответствующую длину троса при использовании статического развертывания: $l_{st} = 44.6$ км. Воспользовавшись приведенным выше генетическим алгоритмом и используя метод последовательных приближений, определим длину троса, который при использовании оптимального закона развертывания обеспечивает перевод груза на орбиту с радиусом перигея равным r_{pYES2} . Расчеты показали, что требуемая длина троса составляет 13.1 км. То есть использование оптимального закона развертывания позволяет осуществить спуск с тросом, длина которого более чем в два раза меньше длины троса необходимого для динамической схемы. В таблице 1 приведены значения полученных с помощью генетического алгоритма опорных точек T_i , время развертывание составляет $t_B = 1995.57$ с. На рисунке 4 показана траектория груза в связанной со спутником системе координат Oxy (рисунок 1) в случае использования динамического и оптимального закона развертывания.

Таблица 1

**Опорные точки оптимального закона управления
 (разработано автором)**

i	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$T_i, \text{Н}$	0.0754 5	0.1	0.109 4	0.1	0.1	0.1	0.5	0.1	6.017	13.716
$t_i, \text{с}$	0	221.7 3	443.4 6	665.1 9	886.9 2	1108.6 5	1330.3 8	1552.1 1	1773.8 4	1995.5 7

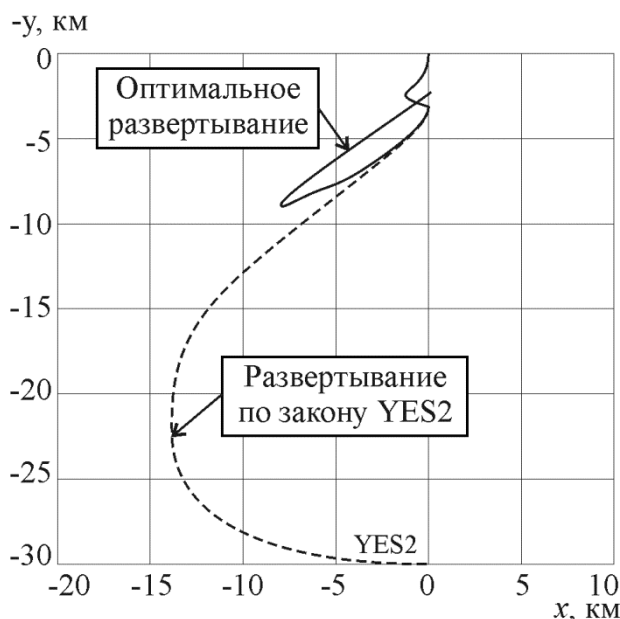


Рисунок 4. Траектория движения груза при развертывании троса по оптимальному закону и закону, использованному в эксперименте YES2 (разработано автором)

Заключение. В статье было проведено сравнение динамической и статической схем развертывания троса и предложена модификация динамической схемы, позволяющая уменьшить радиус перигея орбиты спускаемого груза. Для подтверждения эффективности этой схемы был разработан генетический алгоритм поиска оптимального закона управления. На примере эксперимента YES2 было показано, что оптимальный закон, найденный при ограничении максимально допустимой скорости механизма развертывания троса 90м/с, позволяет осуществить спуск груза с помощью троса длиной 13.1 км, при этом сила натяжения троса не превышает 14Н. Для перевода груза на орбиту спуска с таким же перигеем в случае динамического развертывания требуется трос длиной 30 км, а в случае статического - 44.6 км. Разработанный генетический алгоритм поиска оптимального закона управления может быть использован при проектировании новых космических транспортных систем, включающих в себя тросы переменной длины.

Представленные результаты получены в рамках выполнения государственного задания Минобрнауки России №9.540.2014/К.

ЛИТЕРАТУРА

1. Волошенюк О.Л., Пироженко А.В., Храмов Д.А. Космические тросовые системы - перспективное направление космической техники и технологии // Космічна наука і технологія. 2011. Т. 17. № 2. С. 32-44.
2. Aslanov V.S., Ledkov A.S. Dynamics of the Tethered Satellite Systems. Cambridge: Woodhead Publishing Limited, 2012. 331p.
3. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 330 с.
4. Kumar K.D. Review on Dynamics and Control of Nonelectrodynamic Tethered Satellite Systems // Journal of Spacecraft and Rockets. 2006. Vol. 43. № 4. P. 705-720. DOI: 10.2514/1.5479.
5. Zimmermann F., Schottle U.M., Messerschmid E. Optimization of the tether-assisted return mission of a guided re-entry capsule // Aerospace Science and Technology. 2005. № 9. P. 713–721.
6. Williams P. Optimal deployment/retrieval of tethered satellites // Journal of Spacecraft and Rockets. 2008. Vol. 45. № 2. P. 324–343. DOI: 10.2514/1.31804.
7. Williams P., Hyslop A., Stelzer M., Kruijff M. YES2 optimal trajectories in presence of eccentricity and aerodynamic drag // Acta Astronautica. 2009. Vol. 64. P. 745–769.
8. Гладков Л.А., Курейчик В.В., Курейчик В.М. Генетические алгоритмы. М.: Физматлит, 2006. 320 с.
9. Кныш Д.С., Курейчик В.М. Параллельные генетические алгоритмы: обзор и состояние проблемы // Известия РАН. Теория и системы управления. 2010. №4. С. 72-82.
10. Ледков А.С., Дюков Д.И. Исследование последствий заклинивания троса в задаче о доставке груза с орбиты // Известия Саратовского университета. Новая серия. Сер. Математика. Механика. Информатика. 2012. Т. 12. Вып. 3. С. 82-87.
11. Асланов В.С., Ледков А.С. Хаотические колебания КА с упругим радиально ориентированным тросом // Космические исследования. 2012. Т.50. №2. С.194-204.

Рецензент: Мантуров Александр Иванович, Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный научно-производственный ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс», начальник отдела, доктор технических наук.

Alexander Ledkov

Samara State Aerospace University, Theoretical Mechanics Department.
Russia, Samara
ledkov@inbox.ru

Using the genetic algorithm for determining a control law for tether deployment in a payload deorbiting mission

Abstract. De-orbiting of a payload is the final stage of a large amount of space missions. Capsules, which are translated into descent orbit using jet engines, are applied to solve this problem presently. An alternative way is using of space tether systems that does not require a fuel consumption. The search for optimal control laws for a tether deployment is one of the key issues of designing such systems. Comparison of existing deployment schemes is presented in the paper. Approximate analytical formula, which allows to estimate how many times the length of the tether under static deployment exceeds the length of the cable in the dynamic deployment on condition that the payload passes to the orbit of the same radius of perigee in both cases, was obtained for the case of a circular orbit. Based on the analysis of the forces acting on the payload during the maneuver, the modification of the dynamic scheme was proposed to reduce the radius of perigee of payload's orbit. The genetic algorithm for determining a control law for tether's tension force was developed to confirm the effectiveness of the proposed scheme. The radius of perigee of the payload was selected as the optimality criterion. The optimal control was found for space tether system with parameters corresponding to the experiment YES2. It was determined that if the maximum permissible tether's relative speed is 90m/s, the tether length of 13.1km is required. In the case of the dynamic deployment the length of 30km is required to transfer the payload into orbit with the same radius of perigee. In the case of a static deployment the tether length should be 44.6km. The results can be used for designing new space transportation systems, which include tethers of variable length.

Keywords: space tether system; de-orbiting; genetic algorithm; optimal control; payload delivery; dynamic deployment; static deployment; Young Engineers' Satellite 2

REFERENCES

1. Voloshenjuk O.L., Pirozhenko A.V., Hramov D.A. Kosmicheskie trosovyje sistemy - perspektivnoe napravlenie kosmicheskoj tehniki i tehnologii // Kosmichna nauka i tehnologija. 2011. T. 17. № 2. S. 32-44.
2. Aslanov V.S., Ledkov A.S. Dynamics of the Tethered Satellite Systems. Cambridge: Woodhead Publishing Limited, 2012. 331p.
3. Beleckij V.V., Levin E.M. Dinamika kosmicheskikh trosovykh sistem. M.: Nauka, 1990. 330 s.
4. Kumar K.D. Review on Dynamics and Control of Nonelectrodynamic Tethered Satellite Systems // Journal of Spacecraft and Rockets. 2006. Vol. 43. № 4. P. 705-720. DOI: 10.2514/1.5479.
5. Zimmermann F., Schottle U.M., Messerschmid E. Optimization of the tether-assisted return mission of a guided re-entry capsule // Aerospace Science and Technology. 2005. № 9. P. 713–721.
6. Williams P. Optimal deployment/retrieval of tethered satellites // Journal of Spacecraft and Rockets. 2008. Vol. 45. № 2. P. 324–343. DOI: 10.2514/1.31804.
7. Williams P., Hyslop A., Stelzer M., Kruijff M. YES2 optimal trajectories in presence of eccentricity and aerodynamic drag // Acta Astronautica. 2009. Vol. 64. P. 745–769.
8. Gladkov L.A., Kurejchik V.V., Kurejchik V.M. Geneticheskie algoritmy. M.: Fizmatlit, 2006. 320 s.
9. Knysh D.S., Kurejchik V.M. Parallel'nye geneticheskie algoritmy: obzor i sostojanie problemy // Izvestija RAN. Teorija i sistemy upravlenija. 2010. №4. S. 72-82.
10. Ledkov A.S., Djukov D.I. Issledovanie posledstvij zaklinivanija trosa v zadache o dostavke gruzha s orbity // Izvestija Saratovskogo universiteta. Novaja serija. Ser. Matematika. Mehanika. Informatika. 2012. T. 12. Vyp. 3. S. 82-87.
11. Aslanov V.S., Ledkov A.S. Haoticheskie kolebanija KA s uprugim radial'no orientirovannym trosom // Kosmicheskie issledovanija. 2012. T.50. №2. S.194-204.