

Расчет проектных параметров орбитальных тросовых систем для реализации функций атмосферного тормозного устройства

© В.А. Иванов¹, С.А. Купреев¹, В.С. Ручинский²

¹Российский университет дружбы народов, Москва, 117198, Россия

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Россия

Предложен проект использования орбитальной тросовой системы в качестве атмосферного тормозного устройства для свода малоразмерных космических аппаратов (в том числе наноспутников) с низких орбит. Концевыми элементами тросовой системы являются две части отработавшего космического аппарата, которые усиливают эффект гравитационной стабилизации тросовой системы, а соединительный трос значительно увеличивает общее аэродинамическое сопротивление и играет роль аэродинамического тормоза. Разработана математическая модель движения связанных объектов в центральном ньютоновском поле силы тяготения Земли с учетом аэродинамической силы сопротивления верхних слоев атмосферы и массы троса. Определены формы равновесия космического троса в равновесном стационарном режиме движения связки. Разработана методика расчета основных проектных параметров тросовой системы, развернутой на базе наноспутника и выполняющей функции атмосферного тормозного устройства. Проведен анализ возможности реализации тросовой системой функции атмосферного тормозного устройства на эллиптических орбитах. Сформулированы рекомендации по проектированию тросовых систем, выполняющих функции атмосферных тормозных устройств.

Ключевые слова: орбитальная тросовая система, наноспутник, аэродинамическая сила сопротивления, атмосферное тормозное устройство, равновесный стационарный режим, удаление космического мусора

Введение. К возможным направлениям повышения эффективности космической техники можно отнести внедрение технологии тросовых систем (ТС) и применение наноспутников (НС). В том и другом случаях повышение эффективности выражается в уменьшении энергетических и общих затрат на решение ряда задач в космосе и в использовании более простых, дешевых и легких космических устройств. Вопросы практического использования ТС являются актуальными и рассматриваются многими специалистами по космической технике.

В последние десятилетия отмечается тенденция расширения потенциальных областей применения малоразмерных космических аппаратов (КА), в том числе и НС, способных решать задачи научно-прикладного, технического и технологического назначения. Возможность использовать НС для решения задач фундаментальной науки

появилась за счет миниатюризации структурных электронных компонентов, бортовых служебных систем, совершенствования конструктивного исполнения, расширения диапазонов используемых режимов и применения новых конструкционных материалов.

В настоящее время в России разрабатываются перспективные многоспутниковые проекты (ПС-2, «Рой», ТНС-0 №№ 2–7, ТНС-1, ТНС-2) для изучения ионосферы и магнитосферы Земли, телекоммуникации, навигации, оперативного мониторинга природных явлений, а также предотвращения чрезвычайных ситуаций.

Наноспутники имеют небольшую массу порядка 1...10 кг, малые размеры и характеризуются коротким циклом разработки, просты в управлении, требуют значительно меньших финансовых затрат по сравнению с обычными КА. Поэтому в перспективных разработках космических систем целесообразно рассматривать сочетание дополняющих друг друга по своим возможностям ТС и НС.

В частности, при рассмотрении функционирования систем НС актуальной становится задача сведения НС с орбиты после выполнения программы полета с последующей их ликвидацией в плотных слоях атмосферы. Для этой цели предлагается использовать НС в составе атмосферного тормозного устройства (АТУ). Это устройство представляет собой ТС, базовым объектом которой является НС. Вторым конечным объектом служит противовес, усиливающий эффект гравитационной стабилизации ТС. Соединительный трос значительно увеличивает общее аэродинамическое сопротивление ТС и играет роль аэродинамического тормоза.

Цель работы — анализ возможности реализации ТС функции АТУ на круговых и эллиптических орбитах и разработка рекомендации перспективных направлений использования ТС в качестве АТУ на орбитах разных классов.

С учетом изложенных в работах [1–18] подходов к построению математических моделей движения КА в данной работе получена совокупность моделей, позволяющих решать поставленные задачи.

Основную трудность для исследования движения связки представляет анализ уравнений движения троса. В работе [1] уравнение движение троса разделяется на дифференциальные уравнения движения ТС в виде твердой гантели и уравнения, описывающие прогиб троса относительно твердой гантели. Такой подход дает возможность исследовать влияние механических характеристик троса на движение ТС.

В работе [2] получены режимы движения связки исходя из предположения, что ТС представляет собой твердую гантель, а расстояние D между концевыми объектами (дальность) не изменяется при изменении высоты орбиты. В случае нахождения ТС на связи ее

движение подобно рассмотренному движению твердой гантели на достаточно высоких орбитах. Однако с уменьшением высоты орбиты ТС становится существенным влияние аэродинамических сил лобового сопротивления на прямолинейность троса, а следовательно, и на расстояние D , с которым связаны оценки эффективности применения технологии ТС для свода КА с орбиты. Поэтому требуется дополнительно исследовать изменение формы троса с уменьшением высоты орбиты и оценить влияние прогиба троса на режимы движения ТС.

Формы равновесия космического троса. При исследовании равновесия весомого соединительного троса ТС [2] найдем зависимость дальности D между первым и вторым объектами связки и длины троса l . Уравнение формы троса будем рассматривать на плоскости $Sxу$ орбитальной системы координат (рис. 1). Распределение массы троса примем равномерным вдоль осей $Sу$ и Sx , т. е. масса троса равномерно распределена вдоль дальности D независимо от формы троса.

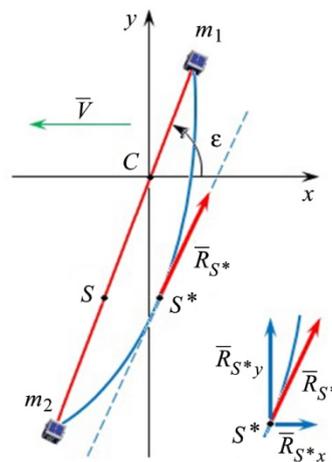


Рис. 1. Прогиб троса

Трос в состоянии равновесия на основании принципа отвердевания можно рассматривать как твердое тело. Сила натяжения троса в произвольной точке $S^*(x, y)$ на дуге троса состоит из разности сил для участка троса выше точки S^* : сил аэродинамического сопротивления $\Delta \bar{A}_{S^*}$; сил инерции, обусловленных аэродинамическим сопротивлением сил $\Delta \bar{F}_{S^*}^{IA}$; сил гравитационного притяжения $\Delta \bar{G}_{S^*}$; сил инерции $\Delta \bar{F}_{S^*}^{IG}$, обусловленных вращением центра масс ТС вокруг центра Земли; центробежных сил инерции $\Delta \bar{F}_{S^*}^n$, обусловленных вращением ТС вокруг своего центра масс, т. е.

$$\bar{R}_{S^*} = \Delta \bar{A}_{S^*} + \Delta \bar{F}_{S^*}^{IA} + \Delta \bar{G}_{S^*} + \Delta \bar{F}_{S^*}^{IG} + \Delta \bar{F}_{S^*}^n; \quad (1)$$

$$\Delta \bar{A}_{S^*} = \bar{A}_1 + \bar{A}_{31S^*} - \bar{A}_2 - \bar{A}_{32S^*}; \quad \Delta \bar{F}_{S^*}^{IA} = \bar{F}_1^{IA} + \bar{F}_{31S^*}^{IA} - \bar{F}_2^{IA} - \bar{F}_{32S^*}^{IA}. \quad (2)$$

Силы из уравнения (2) определяются уравнениями (13), (22) и (27) в работе [2].

Будем полагать, что силы гравитационного притяжения и силы инерции, обусловленные вращением центра масс ТС вокруг притяги-

вающего центра Земли, направлены вдоль вертикальной оси Cy (см. рис. 1):

$$\Delta \bar{G}_{S^*} = \bar{G}_1 + \bar{G}_{31S^*} - \bar{G}_{32S^*} - \bar{G}_2, \quad (3)$$

где \bar{G}_{31S^*} — сила гравитационного притяжения на участке троса между первым объектом ТС и точкой S^* ; \bar{G}_{32S^*} — на участке троса между вторым объектом ТС и точкой S^* .

Модули этих сил получим путем интегрирования вдоль вертикальной оси:

$$G_{31S^*} = -\frac{\omega^2 r_0^3 m_3}{(y_1 - y_2)} \left(\frac{1}{r_0 + y} - \frac{1}{r_0 + y_1} \right);$$

$$G_{32S^*} = -\frac{\omega^2 r_0^3 m_3}{(y_1 - y_2)} \left(\frac{1}{r_0 + y_2} - \frac{1}{r_0 + y} \right). \quad (4)$$

Тогда уравнение (3) в проекции на ось Cy можно записать в виде

$$\Delta G_y = -\omega^2 r_0^3 \left[\frac{m_1}{(r_0 + y_1)^2} - \frac{m_2}{(r_0 + y_2)^2} + \frac{m_3}{(y_1 - y_2)} \left(\frac{2}{r_0 + y} - \frac{1}{r_0 + y_1} - \frac{1}{r_0 + y_2} \right) \right]; \quad (5)$$

$$\Delta \bar{F}_{S^*}^{IG} = \bar{F}_1^{IG} + \bar{F}_{31S^*}^{IG} - \bar{F}_{32S^*}^{IG} - \bar{F}_2^{IG}, \quad (6)$$

где \bar{F}_1^{IG} , \bar{F}_2^{IG} , $\bar{F}_{31S^*}^{IG}$, $\bar{F}_{32S^*}^{IG}$ — силы инерции двух объектов и частей троса по разные стороны точки S^* , обусловленные вращением ТС вокруг центра Земли.

По оси Cy

$$F_1^{IG} = m_1 \omega^2 (r_0 + y_1); \quad F_2^{IG} = m_2 \omega^2 (r_0 + y_2). \quad (7)$$

После интегрирования $\bar{F}_{31S^*}^{IG}$ и $\bar{F}_{32S^*}^{IG}$ вдоль оси Cy уравнение (6) в проекции на эту ось примет вид

$$\Delta F_y^{IG} = \omega^2 \left[m_1 (r_0 + y_1) - m_2 (r_0 + y_2) + \frac{m_3 \left[(r_0 + y_1)^2 + (r_0 + y_2)^2 - 2(r_0 + y)^2 \right]}{2(y_1 - y_2)} \right]; \quad (8)$$

$$\Delta \bar{F}_{S^*}^n = \bar{F}_1^n + \bar{F}_{31S^*}^n - \bar{F}_{32S^*}^n - \bar{F}_2^n, \quad (9)$$

где \bar{F}_1^n , \bar{F}_2^n , $\bar{F}_{31S^*}^n$, $\bar{F}_{32S^*}^n$ — силы инерции двух объектов и частей троса по разные стороны точки S^* , обусловленные вращением ТС вокруг точки C .

В случае равновесия ТС относительно системы координат $Cx y$ абсолютная угловая скорость ее вращения равна ω , тогда уравнение (9) в проекциях на оси орбитальной системы координат будет иметь вид

$$\begin{aligned} \Delta \bar{F}_x^n &= \omega^2 \left[m_1 x_1 - m_2 x_2 + \frac{m_3 (x_1^2 - x_2^2)}{2(x_2 - x_1)} \right]; \\ \Delta \bar{F}_y^n &= \omega^2 \left[m_1 y_1 - m_2 y_2 + \frac{m_3 (y_1^2 - y_2^2)}{2(y_1 - y_2)} \right]. \end{aligned} \quad (10)$$

Вектор силы \bar{R}_{S^*} направлен в точке $S^*(x, y)$ по касательной к дуге троса (см. рис. 1), причем тангенс угла наклона этой касательной к оси Cy

$$\frac{dx}{dy} = \frac{R_{S^*x}}{R_{S^*y}}; \quad (11)$$

$$\begin{aligned} R_{S^*x} &= \\ &= \omega^2 \left\{ \left[c_1 S_1 - c_2 S_2 + c_3 d_3 \frac{y_1 + y_2 - 2y}{y_1 - y_2} |y_1 - y_2| - \right. \right. \\ &\quad \left. \left. - \left(m_1 - m_2 + m_3 \frac{y_1 + y_2 - 2y}{y_1 - y_2} \right) \cdot \frac{c_1 S_1 + c_2 S_2 + c_3 d_3 |y_1 - y_2|}{M} \right] \frac{\rho(h_0) r_0^2}{2} + \right. \\ &\quad \left. + m_1 x_1 - m_2 x_2 + \frac{m_3 (x_1^2 - x_2^2)}{2(x_2 - x_1)} \right\}; \\ R_{S^*y} &= -\omega^2 r_0^3 \left[\frac{m_1}{(r_0 + y_1)^2} - \frac{m_2}{(r_0 + y_2)^2} + \frac{m_3}{(y_1 - y_2)} \left(\frac{2}{r_0 + y} - \frac{1}{r_0 + y_1} - \frac{1}{r_0 + y_2} \right) \right] + \\ &+ \omega^2 \left[m_1 (r_0 + y_1) - m_2 (r_0 + y_2) + \frac{m_3 \left[(r_0 + y_1)^2 + (r_0 + y_2)^2 - 2(r_0 + y)^2 \right]}{2(y_1 - y_2)} \right] + \\ &+ \omega^2 \left[m_1 y_1 - m_2 y_2 + \frac{m_3 (y_1^2 - y_2^2)}{2(y_1 - y_2)} \right]. \end{aligned}$$

Уравнение (11) есть дифференциальное уравнение формы троса с переменной y в правой части для орбиты ТС радиусом r_0 и плотности атмосферы $\rho(h_0)$.

На основании уравнения (11) получим зависимость дальности D между первым и вторым объектами связки и длины троса l в виде интеграла

$$l = \int_{y_2}^{y_1} \sqrt{1 + (dx/dy)^2} dy, \quad (12)$$

где $y_1 = D_1 \sin \varepsilon_{3,4}^*$; $y_2 = -D_2 \sin \varepsilon_{3,4}^*$; $x_1 = D_1 \cos \varepsilon_{3,4}^*$; $x_2 = -D_2 \cos \varepsilon_{3,4}^*$. Координатам ε_3^* и ε_4^* соответствуют устойчивые состояния равновесия типа «центр» [2].

Для оценки эффективности применения технологии ТС вычислим также изменение высоты орбиты в случае влияния сопротивления атмосферы. Без учета вращения атмосферы приближенное значение векового возмущения радиуса круговой орбиты центра масс ТС за один виток можно определить следующей зависимостью:

$$\Delta h_0 = -2\pi \left(\frac{c_1 S_1 + c_2 S_2 + c_3 d_3 D |\sin \varepsilon_{3,4}^*|}{M} \right) \rho(h_0) r_0^2. \quad (13)$$

Для оценки технологии применения ТС в качестве тормозного устройства введем показатель относительной длины δl , характеризующий эффективность использования длины троса l в аэродинамическом торможении, и показатель относительной площади δS , раскрывающий, во сколько раз эффективнее площадь миделя троса по сравнению с суммарной площадью миделя концевых элементов ТС при аэродинамическом торможении:

$$\delta l = \frac{D |\sin(\varepsilon)|}{l}; \quad \delta S = \frac{c_3 d_3 D |\sin(\varepsilon)|}{c_1 S_1 + c_2 S_2}. \quad (14)$$

Рассмотрим ТС с параметрами проектного облика [2] на основе КА типа CubeSat общей массой $M = 12$ кг, полагая коэффициенты лобового сопротивления объектов $c_1 = c_2 = c_3 = 2$. Площадь миделя можно принять равной 1/4 полной поверхности концевых объектов размерами $0,362 \times 0,200 \times 0,200$ м и $0,324 \times 0,200 \times 0,200$ м.

Введем следующие параметры.

Вариант 1: $m_1 = 8,000$ кг; $S_1 = 0,0924$ м²; $S_2 = 0,0848$ м²; $d_3 = 0,45$ мм; 1.А) $l = 2$ км, $m_2 = 3,110$ кг, $m_3 = 0,890$ кг; 1.Б) $l = 0,5$ км, $m_2 = 3,777$ кг, $m_3 = 0,223$ кг.

В таблице приведены результаты расчетов снижения КА за один виток, показателей эффективности длины и площади троса в зависимости от высоты орбиты и угла состояния равновесия ε_3^* с учетом прогиба троса. Дальность D удовлетворяет уравнению (12).

Оценка эффективности ТС для свода КА

h_0 , км	500	450	400	350	300	250	200	180	160
Вариант 1.А									
ε_3^*	90,02°	90,05°	90,11°	90,28°	90,75°	92,32°	99,46°	108,65°	129,41°
D , м	2000	2000	2000	2000	2000	1999	1983	1944	1862
Δh_0 , м	-28	-62	-144	-357	-962	-2993	-12179	-24033	-54032
δl	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	0,999	0,978	0,921	0,719
δS	5,079	5,079	5,079	5,079	5,079	5,072	4,967	4,678	3,653
Вариант 1.Б									
ε_3^*	90,02°	90,05°	90,13°	90,31°	90,84°	92,62°	100,72°	111,38°	136,79°
D , м	500	500	500	500	500	500	496	487	478
Δh_0 , м	-10	-23	-54	-133	-359	-1118	-4559	-9054	-20882
δl	1,000	1,000	1,000	1,000	1,000	0,998	0,975	0,907	0,655
δS	1,270	1,270	1,270	1,270	1,270	1,268	1,238	0,152	0,831

На рис. 2 представлены формы равновесия троса в орбитальной системе координат.

Данные, приведенные в таблице и на рис. 2, дают полное представление об изменении формы троса и дальности между концевыми объектами ТС. При снижении ТС формы троса весьма близки к прямолинейным, а изменение дальности не превышает 7 % длины троса. Это подтверждает целесообразность и эффективность выбранного подхода для записи математической модели динамики ТС, в которой связка рассматривалась в виде «твердой гантели» и отдельно приводились уравнения, описывающие прогиб троса относительно «твердой гантели».

Сохранение тросом форм, близких к прямолинейным, дает высокие значения показателей эффективности применения ТС для свода КА с орбиты в случае равновесного стационарного режима и режима малых колебаний относительно положения равновесия.

Данные таблицы иллюстрируют крайне медленное снижение на высотах более 350 км. На этих высотах для свода КА с орбиты следует отдельно рассмотреть возможность применения технологий электродинамических ТС при движении в магнитном поле Земли.

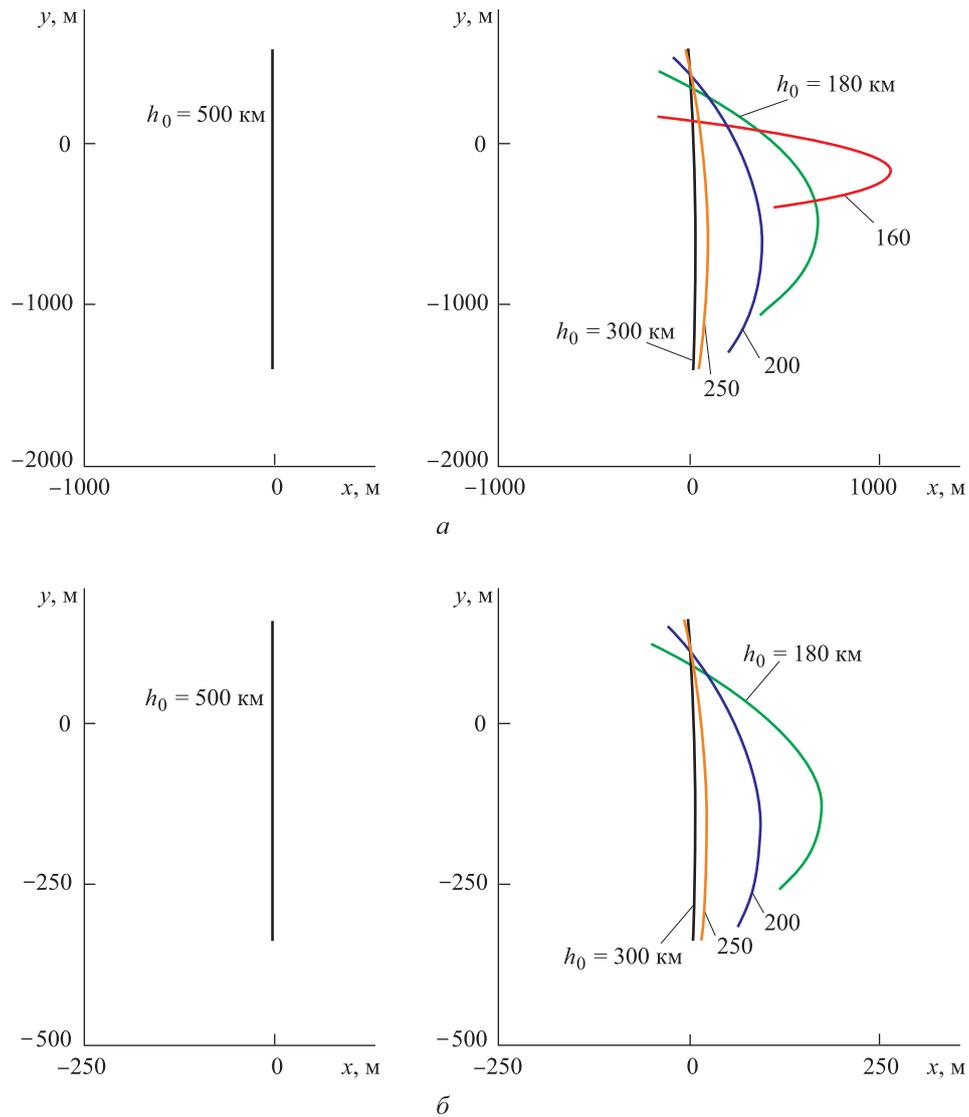


Рис. 2. Формы равновесия троса для ε_3^* :
 а — вариант 1.А; б — вариант 1.Б

В процессе снижения ТС плотность атмосферы Земли возрастает, что приводит к значительному увеличению изменения высоты на одном витке, т. е. к значительному рассеянию механической энергии, переходящей в тепловую энергию Q :

$$Q = \frac{\mu}{2r_0^2} M \Delta h_0. \quad (15)$$

Уравнение (15) позволяет оценить воздействие на элементы ТС тепловых нагрузок за один виток на орбите и учесть это обстоятель-

ство при проектировании, в частности при выборе длины, диаметра и материала изготовления соединительного троса.

Под действием центробежных сил инерции и тепловых нагрузок возможен разрыв троса. Наиболее критично, если разрыв троса произойдет в момент нахождения объектов ТС вдоль местной вертикали при расположении более легкого объекта вверху. В этом случае нижний объект переходит на другую орбиту и оказывается в ее апогее, равном $r_0 - D_i$, а верхний объект — в перигее орбиты, равном $r_0 + D_i$.

Изменение высоты апогея верхнего объекта можно оценить следующим уравнением:

$$\Delta h_{\alpha} = \frac{7 + 4\Omega}{1 - \frac{D_i}{r_0}(3 + 2\Omega)}. \quad (16)$$

Так, при разрыве троса на высоте 200 км в случае $\Omega = 20$ объект массой $m_2 = 3,11$ кг ($D_2 = 1\,407$ м) переходит на орбиту с апогеем на 87,8 км выше центра масс ТС. Это обстоятельство следует учитывать при выборе угловой скорости режима вращения ТС вокруг центра масс для свода КА с орбиты.

Эллиптические орбиты. С применением математического аппарата качественной теории дифференциальных уравнений и теории бифуркаций [19, 20] проведены исследования уравнения относительного движения [2, уравнения (7)] для эллиптических орбит с фиксированной длиной троса. В этом случае имеют место четыре состояния квазиравновесия для орбит с эксцентриситетом $e < 0,75$. Анализ топологических структур уравнения относительного движения позволил определить следующие возможные режимы движения ТС для орбит с эксцентриситетом $e < 0,75$:

- колебаний ТС относительно вертикального положения;
- вращения ТС вокруг центра масс.

Реализуемый на круговых орбитах равновесный стационарный режим на эллиптических орбитах трансформируется в режим колебаний, так как в процессе движения ТС по орбите изменяются положения состояний квазиравновесия. Это также подтверждается численными методами моделирования движения ТС. Например, моделирование движения ТС на эллиптических орбитах с эксцентриситетом $e \leq 0,1$, высотой в перигее более 300 км и нулевыми начальными условиями относительного движения показало наличие малых колебаний относительно вертикального положения равновесия с амплитудой не более 10° .

Для режима колебаний на эллиптической орбите определим эффективность применения технологий ТС в режиме малых колебаний ТС

относительно положения квазиравновесия, определяемого углом $\varepsilon_{3,4}^*$ в перигее орбиты с амплитудой $\Delta\varepsilon$ по приближенной зависимости

$$\delta l_{2E} = \sin(\varepsilon_{3,4}^*) \cos \Delta\varepsilon. \quad (17)$$

Снижение ТС на высокоэллиптической орбите происходит за счет аэродинамического торможения на участке траектории, близком к перигею. Соппротивление атмосферы приводит к «скруглению» орбиты ТС за счет уменьшения радиуса апогея. Радиус околокруговой орбиты будет в результате достаточно близок к радиусу перигея начальной эллиптической орбиты ТС. Это дает основания использовать ранее полученные результаты исследований для круговых орбит и в случае эллиптических орбит.

Важным параметром при оценке времени существования ТС на орбите является ее баллистический коэффициент

$$\sigma_b = \frac{c_1 S_1 + c_2 S_2 + c_3 d_3 l \delta l}{2M}. \quad (18)$$

В уравнении (18) коэффициент оценки эффективности применения троса δl следует принимать равным единице в случае равновесного стационарного режима (круговые орбиты ТС) и режима малых колебаний (круговые и эллиптические орбиты ТС) на высотах 200 км и более.

Заключение. Разработана методика определения рациональных режимов движения ТС для свода объектов с орбиты за счет атмосферы Земли. Доказана эффективность применения ТС длиной порядка 2 км для свода малых КА с низких околокруговых орбит.

Результаты исследования динамики ТС в верхних слоях атмосферы Земли позволяют сформулировать следующие рекомендации по проектированию тормозных устройств.

1. Наиболее перспективными для свода малоразмерных КА с орбиты являются равновесный стационарный режим для круговых орбит и режим малых колебаний для эллиптических орбит. Применение этих режимов допускает использование данной методики для более длинных ТС. Поправки на аэроградиент атмосферы могут быть учтены в площади поверхностей концевых объектов.

2. Для уменьшения времени существования отработавшего КА на орбите следует использовать более длинные ТС, т. е. с большим значением баллистического коэффициента. В отличие от диаметра увеличение длины троса создает большую силу натяжения троса.

3. Для достижения высот спуска до 130...150 км, при которых ТС переходит в горизонтальное положение и минимизирует эффект перехода одного из концевых объектов на более высокую орбиту, при

изготовлении троса следует применять материалы, способные выдержать тепловую нагрузку на приведенных высотах снижения.

Создание атмосферных тормозных устройств представляется одним из наиболее востребованных проектов использования орбитальных ТС. Реализация такого проекта с использованием малоразмерных спутников — наиболее дешевый и быстрый способ достижения цели.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Beletsky V.V., Levin E.M. Dynamics of Space Tether Systems. In: *Advances in the Astronautical Sciences*. San Diego, CA, USA, Univelt Inc. Publ., 1993.
- [2] Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Анализ возможности реализации орбитальной тросовой системой функции атмосферного тормозного устройства. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 5. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-5-1764
- [3] Даниленко А.В., Ёлкин К.А., Лягушина С.Ц. Проект программы поэтапного освоения перспективной космической технологии — орбитальных тросовых систем. *Восьмой международный аэрокосмический конгресс IAC'15. Пленарные и избранные доклады*. Москва, 28 августа 2015 г., с. 289–294.
- [4] Алпатов А.П., Белецкий В.В., Драковский В.И., Закржевский А.Е., Пироженко А.В., Трюгер Г., Хорошилов В.С. *Динамика космических систем с тросовыми и шарнирными соединениями*. Ижевск, Институт компьютерных исследований: Регулярная и хаотическая динамика, 2007, 560 с.
- [5] Белецкий В.В., Левин Е.М. *Динамика космических тросовых систем*. Москва, Наука, 1990, 336 с.
- [6] Щербаков В.И. *Орбитальные маневры космической тросовой системы*. Санкт-Петербург, Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, 2010, 185 с.
- [7] Cosmo M.L., Lorenzini E.C. *Tethers in Space Handbook*. Cambridge, Smithsonian Astrophysical Observatory, 1997, 274 p.
- [8] Levin E.M. Dynamic Analysis of Space Tether Missions. In: *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 126. Washington, DC, USA, American Astronautical Society Publ., 2007.
- [9] Chen Y., Huang R., Ren X., He L., He Y. History of the Tether Concept and Tether Missions: A Review. In: *ISRN Astronomy and Astrophysics*, vol. 2013, pp. 1–7.
- [10] Misra A. Dynamics and control of Tethered Satellite Systems. *Acta Astronaut*, 2008, vol. 63, iss. 11–12, pp. 1169–1177.
URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2008.06.020>
- [11] Aslanov V.S., Ledkov A.S. *Dynamics of Tethered Satellite Systems*. Cambridge, Woodhead Publ., 2012, 331 p.
- [12] Kumar K.D. Review on Dynamics and Control of Nonelectrodynamic Tethered Satellite Systems. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, vol. 43, no. 4, pp. 705–720. URL: <http://dx.doi.org/10.2514/1.5479>
- [13] Zimmermann F., Schittle U.M., Messerschmid E. Optimization of the Tetherassisted return Mission of a Guided Re-entry Capsule. *Aerospace Science and Technology*, 2005, vol. 9, no. 8, pp. 713–721.
URL: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2005.09.002>
- [14] Williams P. Optimal Deployment/retrieval of Tethered Satellites. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, vol. 45, no. 2, pp. 324–343.
URL: <http://dx.doi.org/10.2514/1.31804>

- [15] Kruijff M. *Tethers in Space: A Propellantless Propulsion In-orbit Demonstration*. Delft University of Technology, The Netherlands, 2011, 432 p.
- [16] Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. *Орбитальное функционирование связанных космических объектов*. Москва, ИНФРА-М, 2014, 320 с.
- [17] Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. *Космические тросовые системы*. Москва, Альфа-М, 2014, 208 с.
- [18] Pearson J., Carroll J., Levin E., Oldson J. EDDE: Electrodynamic Debris Eliminator for Active Debris Removal. *Acta Astronautica*, 2012, vol. 73, pp. 100–108.
- [19] Андронов А.А., Леонтович Е.А. *Качественная теория динамических систем второго порядка*. Москва, Наука, 1960, 568 с.
- [20] Андронов А.А., Леонтович Е.А., Гордон И.М., Майер А.Г. *Теория бифуркаций динамических систем на плоскости*. Москва, Наука, 1967, 488 с.

Статья поступила в редакцию 01.03.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Расчет проектных параметров орбитальных тросовых систем для реализации функций атмосферного тормозного устройства. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 6.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-6-1770>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на Международной конференции «Фундаментальные и прикладные задачи механики FAPM–2017», посвященной 170-летию со дня рождения великого русского ученого Николая Егоровича Жуковского, Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 24 — 27 октября 2017 г.

Иванов Виталий Александрович — действительный член Российской академии ракетных и артиллерийских наук, почетный академик Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского, профессор департамента «Механики и мехатроники» Российского университета дружбы народов. Область научных интересов: принимает участие в постановке и реализации Российской научно-технической программы «Методы повышения эффективности ракетной и космической техники двойного применения за счет использования специальных тросовых систем». e-mail: ivanovva@mat.i.ru

Купреев Сергей Алексеевич — д-р техн. наук, профессор департамента «Механики и мехатроники» Российского университета дружбы народов. Область научных интересов: механика движения связанных космических объектов. e-mail: kupreevsa@mail.ru

Ручинский Валерий Станиславович — член-корреспондент Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского, член Федерального экспертного научно-методического совета, профессор Московского авиационного института (национальный исследовательский университет). Область научных интересов: разработка и исследование методов построения оценок решений нелинейных динамических систем. e-mail: 2SVR@mail.ru

Calculation of orbital tether system design parameters for the implementing atmospheric braking device functions

© V.A. Ivanov¹, S.A. Kupreev², V.S. Ruchinskiy²

¹Peoples' Friendship University of Russia, Moscow, 117198, Russia

²Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, 125993, Russia

The article considers the project of using the orbital tether system as an atmospheric braking device for deorbiting small spacecrafts (including nanosatellites) from low-altitude orbits. The terminal elements of the tether system are two parts of the worked-out spacecraft enhancing the effect of gravitational stabilization of the tether system, and the connecting tether significantly increases the overall aerodynamic drag and plays the role of an aerodynamic brake. The mathematical model of the motion of bound objects in the central Newtonian terrestrial gravitational field is developed, taking into account the aerodynamic drag force of the atmosphere upper layers and the mass of the tether. The forms of equilibrium of the cosmic tether in the equilibrium stationary regime of the bundle motion are determined. A methodology for calculating the basic design parameters of a tether system deployed on the basis of a nanosatellite and performing the functions of an atmospheric braking device is developed. The analysis of the possibility of implementing the function of the atmospheric braking device by the tether system on elliptical orbits is performed. The recommendations on the design of tether systems performing the functions of atmospheric braking devices are formulated.

Keywords: orbital tether system, nanosatellite, aerodynamic drag force, atmospheric braking device, equilibrium stationary regime, debris removal

REFERENCES

- [1] Beletsky V.V., Levin E.M. Dynamics of Space Tether Systems. In: *Advances in the Astronautical Sciences*. San Diego, CA, USA, Univelt Inc. Publ., 1993.
- [2] Ivanov V.A., Kupreev S.A., Ruchinsky V.S. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2018, iss. 5. DOI: 10.18698/2308-6033-2018-5-1764
- [3] Danilenko A.V., Yolkin K.A., Lyagushina S.Ts. Proekt programmy poetapnogo osvoeniya perspektivnoy kosmicheskoy tekhnologii — orbitalnykh trosovykh system [Draft program for the phased development of advanced space technology — orbital tether systems]. *Vosmoy mezhdunarodnyy aerokosmicheskyy kongress IAC'15. Moskva, 28 avgusta 2015 g. Plenarnye i izbrannye doklady* [Eighth International Aerospace Congress IAC'15. Moscow, August 28, 2015. Plenary and selected reports]. Moscow, 2015, pp. 289–294.
- [4] Alpatov A.P., Beletsky V.V., Drakovsky V.I., Zakrzhevsky A.E., Pirozhenko A.V., Truger G., Khoroshilov V.S. *Dinamika kosmicheskikh systems s trosovymi i sharnirnymi soedineniyami* [Dynamics of space systems with tether and hinged connections]. Izhevsk, NITs “Regulyarnaya i khaoticheskaya dinamika” Publ., 2007, 560 p.
- [5] Beletsky V.V., Levin E.M. *Dinamika kosmicheskikh trosovykh system* [Dynamics of Space Tether Systems]. Moscow, Nauka Publ., 1990, 336 p.
- [6] Shcherbakov V.I. *Orbitalnye manevry kosmicheskoy trosovoy sistemy* [Orbital maneuvers of the space cable system]. St. Petersburg, A.F. Mozhaysky Military-Space Academy Publ., 2010, 185 p.

- [7] Cosmo M.L., Lorenzini E.C. *Tethers in space handbook*. Cambridge, MA, USA, Smithsonian Astrophysical Observatory Publ., 1997, 274 p.
- [8] Levin E.M. Dynamic Analysis of Space Tether Missions. In: *Advances in the Astronautical Sciences*, vol. 126. Washington, DC, USA, American Astronautical Society Publ., 2007.
- [9] Chen Y., Huang R., Ren X., He L., He Y. History of the Tether Concept and Tether Missions: A Review. In: *ISRN Astronomy and Astrophysics*, vol. 2013, pp. 1–7.
- [10] Misra A.K. *Acta Astronautica*, 2008, vol. 63, no. 11–12, pp. 1169–1177. Available at: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2008.06.020>
- [11] Aslanov V.S., Ledkov A.S. *Dynamics of Tethered Satellite Systems*. Cambridge, Woodhead Publ., 2012, 331 p.
- [12] Kumar K.D. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, vol. 43, no. 4, pp. 705–720. Available at: <http://dx.doi.org/10.2514/1.5479>
- [13] Zimmermann F., Schottle U.M. *Aerospace Science and Technology*, 2005, vol. 9, no. 8, pp. 713–721. Available at: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2005.09.002>
- [14] Williams P. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, vol. 45, no. 2, pp. 324–348. Available at: <http://dx.doi.org/10.2514/1.31804>
- [15] Kruijff M. *Tethers in Space: A Propellantless Propulsion In-orbit Demonstration*. The Netherlands, Delft University of Technology Publ., 2011, 432 p.
- [16] Ivanov V.A., Kupreev S.A., Ruchinsky V.S. *Orbitalnoe funktsionirovanie svyazannykh kosmicheskikh obyektov* [Orbital functioning of the tethered space objects]. Moscow, INFRA-M Publ., 2014, 320 p.
- [17] Ivanov V.A., Kupreev S.A., Ruchinsky V.S. *Kosmicheskie trosovye sistemy* [Space tether systems]. Moscow, Alfa-M Publ., 2014, 208 p.
- [18] Pearson J., Carroll J., Levin E., Oldson J. *Acta Astronautica*, 2012, vol. 73, pp. 100–108.
- [19] Andronov A.A., Leontovich E.A., Gordon I.I., Maier A.G. *Kachestvennaya teoriya dinamicheskikh sistem vtorogo poryadka* [Qualitative theory of the second order dynamic systems]. Moscow, Nauka Publ., 1960, 568 p.
- [20] Andronov A.A., Leontovich E.A., Gordon I.I., Maier A.G. *Teoriya bifurkatsiy dinamicheskikh sistem na ploskosti* [The theory of bifurcations of dynamic systems on the plane]. Moscow, Nauka Publ., 1967, 488 p.

Ivanov V.A., Professor, Department of Mechanics and Mechatronics, Peoples' Friendship University of Russia, full member of the Russian Academy of Rocket and Artillery Sciences, Honorary Academician of the Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky. Research interests: participation in the formulation and implementation of the Russian scientific and technical program "Methods for improving the efficiency of rocket and space technology of dual use through the use of special tether systems." e-mail: ivanovva@matu.ru

Kupreev S.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Mechanics and Mechatronics, Peoples' Friendship University of Russia. Research interests: mechanics of motion of tethered space objects. e-mail: kupreevsa@mail.ru

Ruchinsky V.S., Professor, Moscow Aviation Institute (National Research University), Corresponding Member of the Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky, member of the Federal expert scientific and methodological Council. Research interests: development and research of methods for constructing estimates of nonlinear dynamical system solutions. e-mail: 2SVR@mail.ru