

Моделирование и сравнительный анализ схем спуска полезных грузов с помощью космической тросовой системы

Ч. Дон¹, Ю.М. Заболотнов¹, Ч. Ван², А. Ли²

¹Самарский национальный исследовательский университет им. академика С.П. Королева, Московское шоссе 34А, Самара, Россия, 443086

²Северо-Западный Политехнический Университет, Западной Дружбы 127, Сиань, КНР, 710072

Аннотация. Разработаются и анализируются различные схемы спуска полезных грузов с околоземной орбиты с помощью космической тросовой системы, состоящей из базового космического аппарата, троса, спускаемой капсулы с полезным грузом (или с космическим мусором) и атмосферного зонда. Математическое моделирование движения системы проводится по математической модели с распределенными параметрами, в которой трос представляется совокупностью материальных точек, соединенных упругими односторонними связями. Особенностью работы является учет действия аэродинамических сил на все части системы, включая трос. Предлагаемые схемы спуска включают в себя использование атмосферных зондов, как дополнительных средств торможения.

1. Введение

На протяжении последних десятилетий космические тросовые системы (КТС) вызывают постоянный интерес из-за их возможных полезных применений, например, для удаления космического мусора [1], исследования верхних слоев атмосферы [2], изменения траектории астероидов [3] и возвращения грузов с орбиты [4, 5] и др. Спуск полезных грузов с помощью КТС является хорошей альтернативой традиционным методам, использующим тормозные реактивные двигатели. Было проведено большое количество исследований с целью снижения стоимости транспортных орбитальных операций, проводимых без использования реактивных двигателей [6]. В данной работе космическая тросовая система (КТС) состоит из базового космического аппарата (БКА), троса, спускаемой капсулы с полезным грузом (или с космическим мусором) и атмосферного зонда, который используется как дополнительное средство торможения.

В настоящей работе рассматриваются различные схемы использования КТС для возвращения грузов с орбиты, проводится их сравнение, анализируются возможности их реализации. Для анализа используется дискретная математическая модель с распределенными параметрами, учитывающая весомость троса, его жесткость, аэродинамические и упругие силы. Аналогичные модели использовались во многих работах, например, [7]. Особенностью построенной модели является учет аэродинамических сил, действующих на все части системы, включая трос. При задании аэродинамических сил используется предположение о диффузном отражении молекул

газа в свободно молекулярном потоке газа [8]. На первом этапе КТС разворачивается в положение, близкое к вертикальному. Имеется большое количество работ, в которых рассматривается управление движением КТС на этом этапе, например, [7]. В данной работе анализируются различные схемы реализации последующего движения капсулы с полезным грузом. Рассматриваемые схемы используют в качестве вспомогательного средства торможения атмосферный зонд, который представляет собой тело с увеличенным баллистическим коэффициентом (БК).

2. Математическая модель движения КТС с распределенными параметрами

При построении уравнений движения КТС используются следующие системы координат (Рисунок 1): 1) геоцентрическая система координат $OXYZ$; 2) геоцентрическая орбитальная подвижная система координат $Ox_oY_oZ_o$; 3) орбитальная подвижная система координат $Cx_o'y_o'z_o'$. Плоскость OXY геоцентрической системы координат $OXYZ$ совпадает с плоскостью орбиты, ось OZ перпендикулярна плоскости орбиты и направлена по вектору кинетического момента центра масс системы, OY дополняет систему координат до правой. Ось Ox_o системы координат $Ox_oY_oZ_o$ направлена по линии OC , где C – центр масс системы. Система координат $Ox_oY_oZ_o$ вращается относительно системы координат $OXYZ$ с угловой скоростью $\dot{u} = du / dt$, где u – аргумент широты. Оси орбитальных подвижных систем координат $Ox_oY_oZ_o$ и $Cx_o'y_o'z_o'$ параллельны.

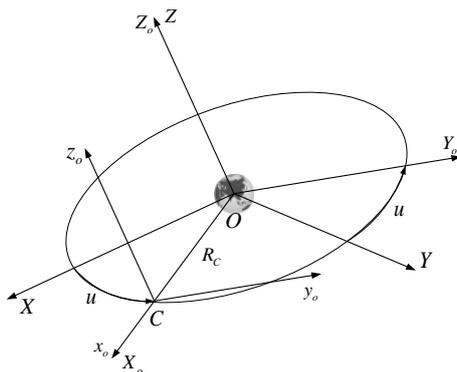


Рисунок 1. Системы координат.

Математическая модель движения КТС с распределенными параметрами представляет собой механическую систему, в которой она рассматривается как совокупность n материальных точек, соединенными упругими односторонними связями. В этом случае уравнения движения КТС записываются в виде [9]

$$\frac{dr_k}{dt} = V_k, \quad m_k \frac{dV_k}{dt} = G_k + R_k + T_k - T_{k-1} \tag{1}$$

где r_k ($k = 1, 2, \dots, n$) – радиус-вектора БКА ($k = 1$), материальных точек троса ($k = 2, 3, \dots, n - 1$) и спускаемой капсулы или аэродинамического зонда ($k = n$), $m_k = \frac{m_t}{n - 2}$ ($k = 2, 3, \dots, n - 1$) – масса материальной точки троса, m_t – суммарная масса троса, n – количество точек, V_k – абсолютные скорости, $G_k = -K \frac{m_k r_k}{r_k^3}$, K – гравитационный параметр Земли, R_k – вектора аэродинамических сил, приложенные к k -ой точке. Причем на крайние точки действует только одна сила натяжения, то есть $T_0 = T_n = 0$.

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

$$\mathbf{T}_k = T_k \frac{\mathbf{r}_{k+1} - \mathbf{r}_k}{|\mathbf{r}_{k+1} - \mathbf{r}_k|}, \quad (k = 1, 2, \dots, n-1) \quad (2)$$

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

где ΔL_k – нерастянутая длина k -ого участка троса, $c = ES_t$ – жесткость троса, E – модуль упругости Юнга, S_t – площадь поперечного сечения троса.

Особенностью математической модели (1) по сравнению с известными моделями [9] является наличие аэродинамических сил, существенно влияющих на движение КТС. При расчете аэродинамических сил каждый участок между точками системы можно представить как цилиндр, диаметр которого равен диаметру троса, а длина равна расстоянию между точками. Изменением диаметра троса при его растяжении обычно пренебрегают [10]. Аэродинамические силы, действующие на участки троса после его дискретизации, вычисляются из выражений [2]

$$\mathbf{R}_{c,k} = -\frac{1}{2} c_t \rho D_t \Delta L_k V_{c,k} \mathbf{V}_{c,k} |\sin(\alpha_k)|, \quad (k = 1, 2, \dots, n-1) \quad (4)$$

где $V_{c,k}$ – скорость центра k -ого участка троса (цилиндра) относительно атмосферы, c_t – коэффициент аэродинамического сопротивления ($c_t = 2.2$), D_t – диаметр троса, α_k – угол атаки k -ого цилиндра, ρ – плотность атмосферы.

Скорость центра участка троса и его угол атаки определяются по формулам

$$\mathbf{V}_{c,k} = \frac{\mathbf{V}_{r,k} + \mathbf{V}_{r,k+1}}{2}, \quad \cos \alpha_k = \frac{(\mathbf{r}_{k+1} - \mathbf{r}_k) \cdot \mathbf{V}_{c,k}}{|\mathbf{r}_{k+1} - \mathbf{r}_k| V_{c,k}}, \quad (k = 1, 2, \dots, n-1) \quad (5)$$

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

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

$$\mathbf{R}_k = \frac{(\mathbf{R}_{c,k-1} + \mathbf{R}_{c,k})}{2}, \quad (k = 2, 3, \dots, n-1) \quad (6)$$

$$\mathbf{R}_1 = -\frac{1}{2} c_1 \rho_1 S_1 |\mathbf{V}_{r,1}| \mathbf{V}_{r,1} + \frac{\mathbf{R}_{c,1}}{2}, \quad \mathbf{R}_n = -\frac{1}{2} c_n \rho_n S_n |\mathbf{V}_{r,n}| \mathbf{V}_{r,n} + \frac{\mathbf{R}_{c,n-1}}{2} \quad (7)$$

где S_1, S_n – площади поперечного сечения концевых тел. При вычислении аэродинамических сил концевых тел учитываются только силы лобового сопротивления.

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

$$\mathbf{V}_{r,k} = \mathbf{V}_k - \boldsymbol{\Omega}_e \times \mathbf{r}_k, \quad (k = 1, 2, \dots, n) \quad (8)$$

где $\boldsymbol{\Omega}_e$ – вектор угловой скорости вращения Земли.

3. Схемы возвращения груза с орбиты

Рассматриваются различные схемы возвращения груза с орбиты с помощью КТС. В состав рассматриваемых систем входят: базовый КА (БКА), спускаемая капсула с полезным грузом, трос и аэродинамический зонд (АЗ). Предполагается, что КТС развертывается в положение, близкое к местной вертикали, с базового КА, масса которого много больше остальных частей системы: МКА, троса и АЗ. Схемы отличаются различными способами использования АЗ. АЗ – тело складной или надувной конструкции, причем его приведение в конечное состояние (с наибольшим БК или площадью миделя) может быть проведено на различных этапах движения КТС. Всю миссию доставки груза на поверхность Земли можно разделить на следующие этапы: 1) этап развертывания КТС в положение, близкое к вертикальному положению на заданную

длину троса; 2) свободное движение отделяемой от БКА части системы до условной границы атмосферы (110 км); 3) движение спускаемой капсулы (груза) в плотных слоях атмосферы (ниже 110 км).

Этап разворачивания КТС в положение, близкое к вертикальному положению, с учетом действия аэродинамических сил был подробно рассмотрен в работе [7], где была предложена программа управления выпуском троса, обеспечивающая приведение КТС в заданное конечное состояние. Отделение от БКА части системы происходит в момент прохождения тросом местной вертикали. При этом составляющая относительной скорости нижней концевой массы (из-за колебаний) направлена противоположно скорости центра масс в орбитальной движении (переносной скорости). Это приводит к уменьшению абсолютной скорости нижней концевой массы КТС при отделении части системы от БКА, и тем самым к более крутой траектории спуска. Здесь надо отметить, что аналогичный маневр был использован при реализации реального тросового эксперимента YES2 [11].

Рассматриваются следующие схемы реализации спуска, отличающиеся составом отделяемой части системы.

3.1. Схема «капсула сверху, АЗ снизу»

Для схемы «капсула сверху, АЗ снизу» сначала происходит отделение АЗ от БКА, который соединен с ним тросом. Выпуск троса осуществляется по заданной программе [7], которая обеспечивает приведение троса в положение, близкое к вертикальному положению. После разворачивания троса от БКА отделяется капсула, связанная с тросом. Таким образом, отделяемой от БКА частью является подсистема, состоящая из капсулы, троса и АЗ. В момент отделения капсулы площадь мишеля АЗ увеличивается (например, складная конструкция принимает свою окончательную форму), что ведет к увеличению баллистического коэффициента АЗ до заданной величины. Этап свободного движения отделяемой части системы заканчивается при достижении спускаемой капсулы высоты 110 км. Далее спускаемая капсула отделяется от троса и осуществляется ее баллистический спуск в плотных слоях атмосферы до достижения поверхности Земли. Данная схема доставки капсулы на поверхность Земли иллюстрируется рисунком 2. В данной схеме АЗ в его конечном состоянии имеет увеличенный баллистический коэффициент по сравнению с капсулой.

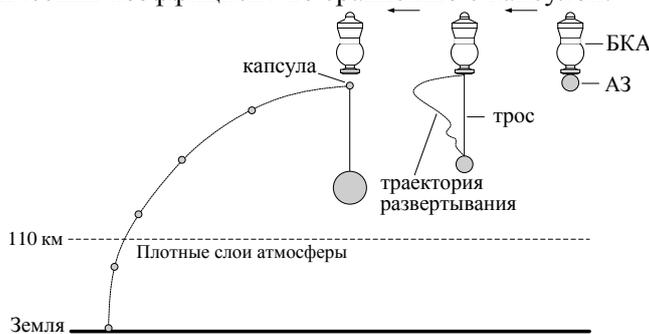


Рисунок 2. Схема «капсула сверху, АЗ снизу».

3.2. Схема «капсула снизу, трос без АЗ»

Для схемы «капсула снизу, трос без АЗ» при разворачивании КТС нижняя концевая масса представляет собой спускаемую капсулу с полезным грузом. Отделяемая от БКА часть системы состоит из капсулы и троса, которые движутся вместе пока высота капсулы не станет меньше 110 км. Далее реализуется баллистический спуск капсулы в плотных слоях атмосферы. Данная схема иллюстрируется рисунком 3.

3.3. Схема «капсула без троса и АЗ»

В этом случае по окончании разворачивания КТС трос обрезается с двух сторон (у БКА и у капсулы), и далее рассматривается движение только капсулы. Такая схема была использована в реальном космическом эксперименте YES2 [11]. Данной схеме также соответствует рисунок 3.

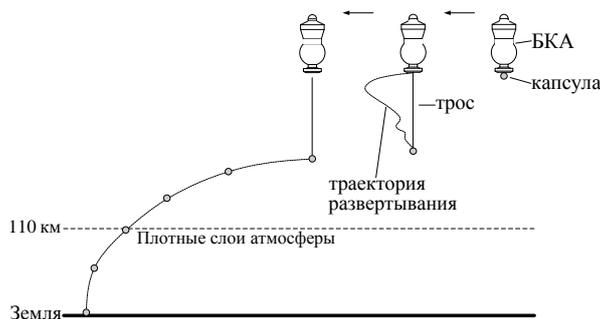


Рисунок 3. Схема «капсула снизу, трос без АЗ».

3.4. Схема «капсула внизу, АЗ сверху»

Для схемы «капсула внизу, АЗ сверху» капсула является нижней концевой массой при развертывании КТС. Отделяемая от БКА часть системы состоит из капсулы, троса и АЗ, причем АЗ по окончанию развертывания отделяется от БКА вместе с тросом и капсулой. Этот этап заканчивается, когда высота капсулы становится равной 110 км. Данная схема иллюстрируется рисунком 4.

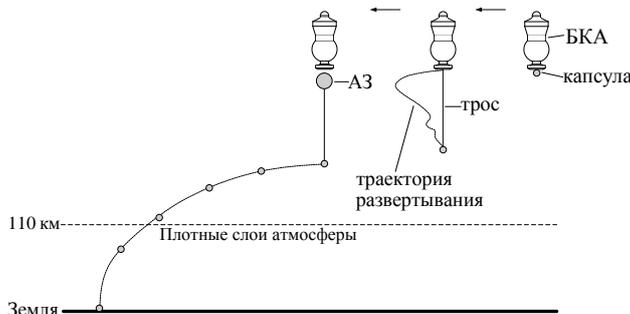


Рисунок 4. Схема «капсула внизу, АЗ сверху».

3.5. Схема «капсула с переменным баллистическим коэффициентом без троса»

Схема «капсула с переменным баллистическим коэффициентом без троса» аналогична схеме «капсула без троса и АЗ». Разница заключается в том, что капсула при развертывании и после обрезания троса имеет различные БК. Фактически в данной схеме капсула представляет собой атмосферный зонд, в котором расположен полезный груз. На этапе свободного движения до высоты 110 км капсула имеет увеличенный БК из-за наличия дополнительного тормозного устройства, которое сбрасывается при достижении высоты 110 км. В плотных слоях атмосферы (ниже 110 км) движется только капсула. Данная схема иллюстрируется рисунком 5.

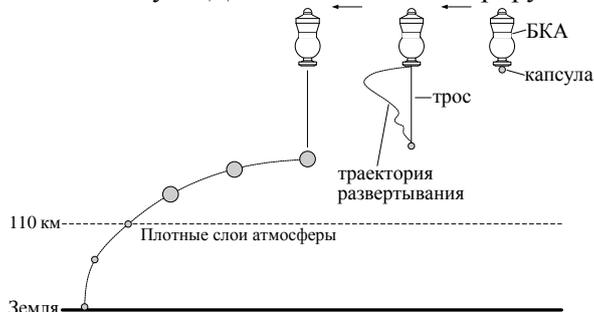


Рисунок 5. Схема «капсула с переменным баллистическим коэффициентом без троса».

4. Численные результаты

Исходные данные, принятые при моделировании движения для различных схем доставки груза на поверхность Земли, представлены в таблицах 1 – 4. При проведении расчетов использовались параметры стандартной атмосферы ГОСТ 4401-81, ГОСТ 25645.101-83.

Баллистический коэффициент определяется как отношение характерной площади КА (или капсулы) к его массе.

Различные схемы доставки груза на поверхность Земли характеризуются: углами входа капсулы в плотные слои атмосферы (высота 110 км), продольными дальностями полета капсулы по поверхности Земли и разбросами точек посадки. Отдельные схемы характеризуются порядковыми номерами, которые были приведены выше. Сравнение характеристик процесса спуска проводится при одинаковых: высоте начальной орбиты, массе полезного груза (капсулы), параметрах БКА и АЗ.

Таблица 1. Общие параметры КТС.

Параметр	Значение	Единица
Начальная высота орбиты: H_c	270	км
Длина троса: L_{end}	30	км
Линейная плотность материала троса: ρ_t	0.2	кг/км
Диаметр троса: D_t	0.5	мм
Коэффициенты сил аэродинамического сопротивления БКА, капсулы и АЗ: c_k ($k = 1, n$)	2.4	
Коэффициенты сил аэродинамического сопротивления участков троса: c_t	2.2	
Масса БКА: m_1	6000	кг
Баллистический коэффициент БКА: σ_1	$3 \cdot 10^{-3}$	м ² /кг
Масса капсулы: m_c	6	кг
Диаметр капсулы: D_c	0.4	м
Баллистический коэффициент капсулы: σ_c	0.05	м ² /кг

Таблица 2. Параметры схемы «Капсула сверху, АЗ снизу».

Параметр	Значение	Единица
Масса АЗ: m_s	5	кг
Диаметр АЗ (при разворачивании КТС): D_{s1}	0.4	м
Баллистический коэффициент АЗ (при разворачивании КТС): σ_{s1}	0.06	м ² /кг
Диаметр АЗ (после разворачивания КТС): D_{s2}	4	м
Баллистический коэффициент АЗ (после разворачивания КТС): σ_{s2}	6.032	м ² /кг

Таблица 3. Параметры схемы «Капсула внизу, АЗ сверху».

Параметр	Значение	Единица
Масса АЗ: m_s	5	кг
Диаметр АЗ: D_s	4	м
Баллистический коэффициент АЗ: σ_s	6.032	м ² /кг

Таблица 4. Параметры схемы «Капсула с переменным баллистическим коэффициентом без троса».

Параметр	Значение	Единица
Масса капсулы: m_c	6	кг
Диаметр капсулы до входа в плотные слои атмосферы (110 км): D_{c1}	4.382	м
Баллистический коэффициент капсулы до входа в плотные слои атмосферы (110 км): σ_{c1}	6.032	м ² /кг
Диаметр капсулы после входа в плотные слои атмосферы (ниже 110 км): D_{c1}	0.4	м
Баллистический коэффициент капсулы в плотных слоях атмосферы (ниже 110 км): σ_{c2}	0.05	м ² /кг

Была проведена оценка влияния вариаций плотности на угол входа капсулы в атмосферу и на разброс точек посадки. Были приняты следующие вариации плотности атмосферы ($\Delta\rho_a$) относительно номинальной плотности: при движении до высоты 110 км – $\pm 20\%$, ниже 110 км – $\pm 10\%$. В таблице 5 приводятся углы входа капсулы в плотные слои атмосферы ($|\theta_a|$) и соответствующие им вариации при изменении плотности атмосферы в указанных выше диапазонах. Схеме 5 соответствует наибольший (по модулю) угол входа в атмосферу. С другой стороны при использовании этой схемы разброс углов входа также наибольший. Углы входа в атмосферу для схем 2 и 4 близки.

Таблица 5. Углы входа в атмосферу ($|\theta_a|$, град) и их вариации при изменении плотности атмосферы.

Схема	$\min \theta_a ,$ $\rho_a - \Delta\rho_a$	Номинальная величина $ \theta_a $	$\max \theta_a ,$ $\rho_a + \Delta\rho_a$	$\max \theta_a - \min \theta_a $
1	1.248	1.256	1.259	0.011
2	0.785	0.872	0.951	0.166
3	0.531	0.542	0.554	0.020
4	0.817	0.845	0.922	0.105
5	1.919	2.078	2.22	0.301

Таблица 6. Продольные дальности полета капсулы (s , км) и их вариации при изменении плотности атмосферы.

Схема	$\max s,$ $\rho_a - \Delta\rho_a$	Номинальная величина s	$\min s,$ $\rho_a + \Delta\rho_a$	$\max s - \min s$
1	19655	18652	17881	1774
2	17915	17276	16782	1133
3	17696	17541	17404	292
4	20110	19734	18897	1213
5	12255	11820	11456	799

В таблице 6 приводятся номинальные продольные дальности полета капсулы и соответствующие им вариации, характеризующие разброс точек посадки. Продольная дальность полета капсулы и разброс точек посадки для схемы 4 наибольшие. Продольная дальность для схемы 5 наименьшая. Продольные дальности полета капсулы для схем 2 и 3 близки. Разброс точек посадки для схемы 3 наименьший.

Как показали численные расчеты изменение массы капсулы, длины троса в достаточно больших диапазонах качественно не изменяли полученные зависимости характеристик процесса спуска от рассмотренных возмущений.

5. Выводы

В данной работе было проведено сравнение 5 схем доставки груза с околоземной орбиты на поверхность Земли. По результатам проведенного исследования можно сделать следующие выводы:

1. С помощью построенной модели КТС с распределенными параметрами проведен анализ 5 схем спуска. Все рассматриваемые схемы могут быть использованы для решения задачи возвращения полезного груза с околоземной орбиты.
2. Включение АЗ в состав КТС, предназначенной для возвращения с орбиты полезного груза (или космического мусора), позволяет во всех схемах увеличить по модулю угол входа спускаемой капсулы в атмосферу, что расширяет возможности использования КТС.
3. Схема «капсула с переменным баллистическим коэффициентом без троса» является наиболее предпочтительной, так как ее использование приводит к наибольшему увеличению угла входа капсулы в плотные слои атмосферы (110 км), к минимальной продольной дальности полета капсулы и к меньшим разбросам точек посадки.

6. Литература

- [1] Chu, Z. Analysis of the effect of attachment point bias during large space debris removal using a tethered space tug / Z. Chu, J. Di, J. Cui // *Acta Astronautica*. – 2017. – Vol. 139. – P. 34-41.
- [2] Белецкий, В.В. Динамика космических тросовых систем / В.В. Белецкий, Е.М. Левин. – М.: Наука, 1990. – 336 с.
- [3] Tan, M. Low-energy near-earth asteroid capture using momentum exchange strategies / M. Tan, C.R. McInnes, M. Ceriotti // *J. of Guidance, Control, and Dynamics*. – 2018. – Vol. 41(3). – P. 632-643.
- [4] Zabolotnov, Y.M. Statistical analysis of attitude motion of a light capsule entering the atmosphere / Y.M. Zabolotnov // *Cosmic Research*. – 2013. – Vol. 51(3). – P. 213-224.
- [5] Aslanov, V.S. Tether-assisted re-entry capsule deorbiting from an elliptical orbit / V.S. Aslanov, A.S. Ledkov // *Acta Astronautica*. – 2017. – Vol. 130. – P. 180-186.
- [6] Carrol, J.A. Tether Applications in Space Transportation / J.A. Carrol // *Acta Astronautica*. – 1984. – Vol. 13(4). – P. 165-174.
- [7] Dong, Z. Modeling and analysis of deployment dynamics of a distributed orbital tether system with an atmospheric sounder / Z. Dong, Y.M. Zabolotnov, C. Wang // *Advances in the Astronautical Sciences*. – 2017. – Vol. 161. – P. 1053-1063.
- [8] Аржанников, Н.С. Аэродинамика летательных аппаратов / Н.С. Аржанников, Г.С. Садекова. – М.: Высшая школа, 1983. – 359 с.
- [9] Zabolotnov, Y.M. Introduction to Dynamics and Control in Space Tether System / Y.M. Zabolotnov. – Beijing: Science Press, 2013. – 140 p.
- [10] Меркин, Д.Р. Введение в механику гибкой нити / Д.Р. Меркин. – М.: Наука, 1980. – 240 с.
- [11] Kruijff, M. Tethers in Space / M. Kruijff. – The Netherlands: Delta-Utec Space Research, 2011. – 432 p.

Благодарности

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

Modeling and comparative analysis of schemes for returning payload using space tethered system

Z. Dong¹, Y.M. Zabolotnov¹, C. Wang², A. Li²

¹Samara National Research University, Moskovskoe Shosse 34A, Samara, Russia, 443086

²Northwestern Polytechnical University, West Youyi Road 127, Xi'an, P.R. China, 710072

Abstract. The multiple schemes for returning a payload from LEO using a space tethered system are designed and analyzed in this paper. The space tethered system consists of a main spacecraft, a tether, a re-entry capsule with payload (or space debris) and an atmospheric probe. The simulation for the motion of the tethered system is based on a mathematical model with distributed parameters, in which the tether is considered as a sequence of point masses with one-sided elastic mechanical coupling. The feature of this work is that the aerodynamic forces acting on all parts of the tethered system including on the tether are considered. The proposed schemes for returning payload include using the atmospheric probe as an additional braking device.