

### ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ И ХАРАКТЕРИСТИК ОРБИТАЛЬНЫХ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ НА УГЛЫ ВХОДА В АТМОСФЕРУ СПУСКАЕМОЙ КАПСУЛЫ

Спуск малой спускаемой капсулы (СК) на тросе с космического аппарата (КА), находящегося на околоземной орбите, позволяет доставлять на Землю грузы с высокой экономической эффективностью. Для этого не потребуется двигательная установка для создания тормозного импульса. Использование троса позволяет осуществить спуск груза в заданную точку планеты, используя лишь управление натяжением троса [1].

В работе рассматривается задача управления орбитальными тросовыми системами (ОТС) для определения номинальных программ для различных высот орбит базового аппарата и характеристик ОТС.

Исследуется схема развёртывания ОТС, подробно описанная в [4]. Первый участок предполагает отвод субспутника от базового КА на некоторое расстояние и стабилизацию связи в окрестности линии местной вертикали. На данном этапе важным является безопасность базового аппарата, так как возможно запутывание троса вокруг деталей конструкции КА. На втором участке трос полностью разматывается, и субспутник под действием кориолисовой силы отклоняется на максимальный угол от линии местной вертикали в направлении орбитального движения центра масс ОТС. Третий участок – участок маятниковое движение в направлении местной вертикали в плоскости орбиты.

#### Модель развёртывания

Относительное движение центров масс КА и субспутника может быть описано в сферической системе координат (рис. 1).

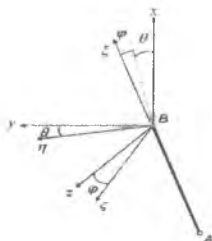


Рис. 1. Сферическая система координат для описания относительного движения СК

На рисунке 1  $B$  – центр масс КА,  $A$  – СК, ось  $Bx$  направлена по геоцентриче-

скому радиусу-вектору точки  $B$ , ось  $B_y$  - по трансверсали, а ось  $B_z$  - по бинормали к орбите КА.  $\theta$  - угол разворота в плоскости орбиты КА  $Bxy$ ;  $\phi$  - угол отклонения от этой плоскости.

Используется модель динамики тросовой системы [2], построенная для невесомого троса и центра масс системы, совпадающего с центром масс КА. Угол отклонения от плоскости орбиты не рассматривается:

$$\begin{aligned} \dot{\theta} &= V_{\theta}, \\ \dot{V}_{\theta} &= -\frac{2(V_{\theta} + \omega)V_r}{r} - \frac{3\omega^2 \sin\theta \cos\theta}{k} - \dot{\omega}, \\ \dot{r} &= V_r, \\ \dot{V}_r &= r \left[ (V_{\theta} + \omega)^2 + \frac{\omega^2 (3\cos^2\theta - 1)}{k} \right] - \frac{T}{m_A}, \\ \dot{V} &= \mu^{1/2} p^{-3/2} k^2, \end{aligned} \quad (1)$$

где  $k = 1 + e \cos \nu$  и  $\dot{\omega} = -2\omega^2 \frac{e \sin \nu}{1 + e \cos \nu}$ ;  $e, p$  и  $\nu$  - соответственно эксцентриситет, фокальный параметр орбиты и истинная аномалия; дифференцирование по времени обозначено точкой;  $T$  - сила натяжения троса;  $r$  - длина выпущенного троса;  $m_A$  - масса субспутника;  $\dot{V}_{\theta} = \ddot{\theta}$ ,  $\dot{V}_r = \ddot{r}$ .

Для расчёта параметров входа в атмосферу: скорости  $V_{ax}$  и угла наклона траектории  $\theta_{ax}$  используем некоторые приближения и интегралы энергии и площадей [3]:

$$\begin{aligned} V_{ax} &= \sqrt{V_1^2 + 2\mu \left( \frac{1}{R_{ax}} - \frac{1}{R_{sp}} \right)}, \\ \theta_{ax} &= \arccos \frac{V_1 R_{sp} \cos \theta_1}{V_{ax} R_{ax}}, \end{aligned}$$

где  $\theta_1$  - угол наклона траектории, который вычисляется по приближённой формуле

$$\theta_1 = \theta_{op} - \frac{\Delta V}{V_{sp}} \sin(-\theta_{op}).$$

В качестве управляющей функции будем рассматривать величину натяжения троса (динамическая размотка).

#### Программа управления

Проведённые в работе [2] исследования показали, что при ограничении на вели-

чину натяжения оптимальная программа управления тросовой системой по критерию максимального отклонения от местной вертикали будет состоять из двух участков: участка минимально возможного натяжения (начальный участок второго этапа) и участка максимально возможного натяжения (заключительный участок второго этапа).

Предлагается использовать следующий закон управления натяжением:

$$T = T_1 \left( \frac{1 + \text{sign}(r_n - r)}{2} \right) + T_2 \left( \frac{1 + \text{sign}(r - r_n)}{2} \right), \quad (2)$$

где  $r \geq r_{K_1}^{\text{MIN}}$  – длина троса;

$r_n$  – длина троса, при котором осуществляется переключение с  $T_1$  на  $T_2$ ;

$T_1 > T_{\text{КЛОН}}$  – натяжение троса до момента переключения, считается известным натяжением механизма разматывания;

$T_2$  – натяжение после переключения.

Предложенная программа достаточно проста в реализации и легко может быть параметризована. Ставится задача определения параметров управления для данной программы и параметров тросовой системы, обеспечивающих заданные условия входа спускаемой капсулы в атмосферу.

Для закона (2) проводилось численное решение краевой параметрической задачи (1) для следующих граничных условий (индексом Н и К отмечены начальные и конечные условия интегрирования):

$$t = 0, \theta_H = 0, r = r_0, V_H = 0, V_{\theta_H} = 0,$$

$$t = t_K, r = r_{K_2}, V_{r_K} = 0, V_{\theta_K} = 0$$

при нефиксированном значении угла  $\theta_K$ .

В качестве подбираемых параметров использовались натяжение после переключения и длина «переключения». Невязки подсчитывались для значений скоростей  $V_{r_K}$  и  $V_{\theta_K}$ .

### Параметрические исследования влияния высоты орбиты и длины троса на параметры входа в атмосферу

Было проведено моделирование для движения спутника по круговой орбите. На рисунке 2 приведены графики зависимости величины угла наклона траектории  $\theta_{\text{кл}}$  от высоты троса  $R$  для различных значений длины троса  $L$ .

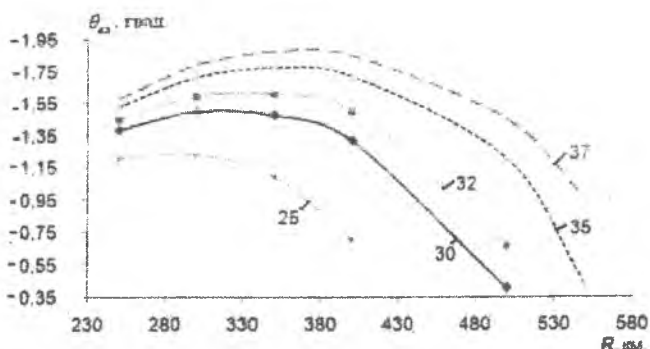


Рис. 2. Зависимость величины угла наклона траектории  $\theta_{\alpha}$  от высот орбит  $R$  для различных значений длины троса  $L$

Были получены следующие результаты значений длины троса для низкоорбитальных спутников (таблица 1).

Таблица 1. Параметры ОТС и программного управления для обеспечения входа в атмосферу с углом минус 1,5 градуса с круговой орбиты КА

Параметры ОТС		Параметры программного управления		Параметры входа в атмосферу	
Длина троса $L$ , км	Высота орбиты $R$ , км	Длина троса, на которой осуществляется переключения $L_n$ , км	Величина управляющего натяжения после переключения $T_2$ , Н	Угол входа в атмосферу $\theta_{\alpha}$ , градусы	Скорость входа в атмосферу $V_{\alpha}$ , км/с
32	250	25,5	1,60	-1,5	7,78
29	300	22,99	0,94	-1,5	7,82
29,5	350	22,41	0,92	-1,5	7,85
31,2	400	26,03	1,50	-1,5	7,87
36,9	500	34,75	1,22	-1,5	7,91

По результатам моделирования можно сделать следующие выводы:

- наблюдается нелинейная зависимость угла входа в атмосферу от длины троса;
- полученные результаты позволяют определить номинальную длину троса и параметры номинального управления для любой высоты орбиты в рассмотренном диапазоне;
- управляющее натяжение для рассмотренных высот орбит и длин троса остаётся в приемлемом диапазоне от 0,92 Н до 1,6 Н.

**Влияние наличия и длины переходного участка развёртывания ОТС на параметры входа в атмосферу для круговых орбит**

Переходный участок развёртывания – участок плавного увеличения величины управляющего натяжения  $T$  (рисунок 3). На этом участке величина натяжения будет

линейно нарастать. Это позволит сгладить скачек натяжения, возникающий при релейном переключении натяжения, и, ожидаемо, упростит построение контура обратной связи.

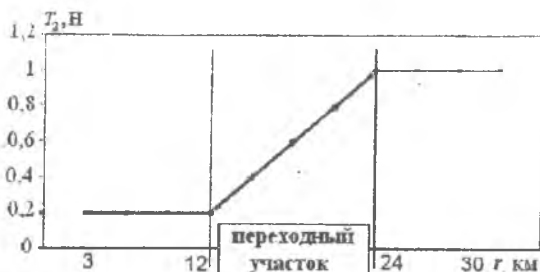


Рис. 3. Схема изменения величины управляющего натяжения  $T_2$  от длины выпущенного троса  $L$  при наличии переходного участка

Проведено моделирование для развёртывания ОТС с переходным участком при движении по круговой орбите. На рисунке 4 приведены графики зависимости угла наклона траектории  $\theta_{ax}$  от длин переходного участка для круговых орбит 300, 350, 400 и 500 км и длин троса 30 и 35 км. На рисунке 5 отражены графики зависимости величины управляющего натяжения  $T_2$  от длины переходного участка для круговых орбит 300, 350, 400 и 500 км и длин троса 30 и 35 км.

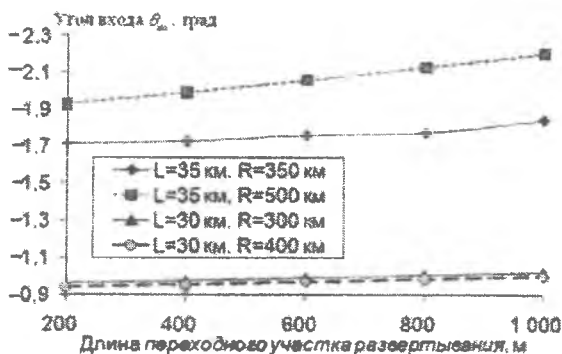


Рис. 4. Зависимость величины угла наклона траектории  $\theta_{ax}$  от длины переходного участка для различных высот орбит и длин троса

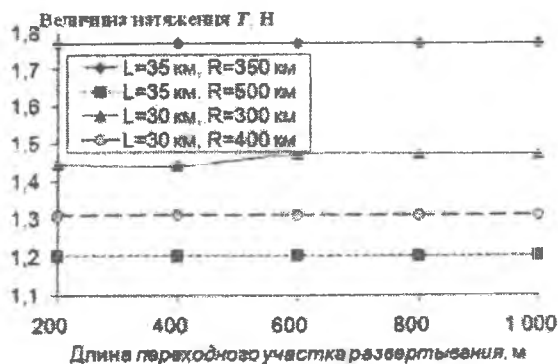


Рис. 5. Зависимость величины управляющего натяжения,  $T_2$  от длины переходного участка для различных высот орбит и длин троса

Влияние наличия переходного участка на величину угла наклона траектории  $\theta_{\text{вх}}$ , величину управляющего натяжения  $T_2$  и на скорость входа в атмосферу мало.

#### Влияние длины первого участка развёртывания ОТС

Длина первого участка развёртывания ОТС оказывает существенное влияние на безопасность развёртывания [5]. В работе различные начальные длины троса были исследованы на предмет влияния на параметры входа в атмосферу.

На рисунке 6 изображена зависимость изменения величины угла входа в атмосферу от начальной длины троса для второго участка (в метрах) для троса длиной 30 км и высот круговой орбиты КА в диапазоне 300–400 км.

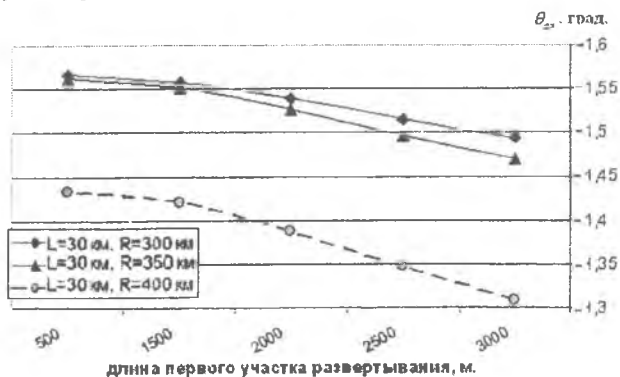


Рис. 6. Зависимость величины угла наклона траектории  $\theta_{\text{вх}}$  от длины первого участка

Полученные результаты (таблица 2) можно объяснить влиянием начальной длины троса на максимальный угол отклонения капсулы от локальной вертикали, который

определяет величину скорости капсулы в момент отрезания троса.

Таблица 2 – Параметры ОТС и программного управления для обеспечения входа в атмосферу с углом минус 1,5 градуса с круговой орбиты КА и длиной троса 30 км для различных начальных условий и высот орбит

Высота орбиты $R$ , км	Начальная длина троса, м	Изменение истинной аномалии КА, градусы	Максимальный угол отклонения троса, градусы	Скорость входа в атмосферу $V_{вх}$ , км/с	Угол входа в атмосферу $\theta_a$ , градусы
300	3 000	215,69	- 56,53	7,82	-1,49
300	2 500	231,34	- 59,62	7,82	-1,52
300	2 000	253,35	- 63,27	7,82	-1,54
300	1 500	286,38	- 66,71	7,82	-1,56
300	500	439,93	- 68,15	7,81	-1,57

### Заключение

Исследования показали, что для исследуемых высот орбит возможен выбор длины троса и определение необходимых параметров ОТС, обеспечивающих вход в атмосферу с требуемой величиной угла наклона траектории СК к местной вертикали.

### Библиографический список

1. Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. – М.: Наука Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990.
2. S. Reb. Tethered satellite systems. Part 1. Orbital and relative motion. Technische Universität München. 1991.
3. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов. – М.: Наука. Главная. ред. физ.-мат. лит., 1982.
4. Zimmermann F., Ulrich M. S., Messerschmid E. Optimization of the tether-assisted return mission of a guided re-entry capsule. Aerospace Science and Technology 9 (2005). 713-721.
5. Ишков С.А., Шейников И.В., Наумов С.А. Вопросы безопасности и возможные пути их решения в орбитальных тросовых системах [текст] / С.А Ишков С.А. Наумов И.В. Шейников // Проблемы и перспективы развития двигателестроения / Материалы докладов междунар. научн. - техн. конф. 21-23 июня 2006г. – Самара: СГАУ, 2006 – В. 24. Ч. 2. – С. 78 – 79.