

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОБРЫВА ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ НА ВОЗМОЖНОСТЬ ДОСТАВКИ ГРУЗА НА ЗЕМЛЮ

1. Постановка задачи. Для решения задачи доставки грузов с орбиты на поверхность планеты традиционно используются спускаемые капсулы, переводимые на траекторию спуска с помощью реактивных двигателей. Очевидным недостатком такого способа является необходимость использования ракетного топлива. В последние десятилетия активно развивается альтернативная схема доставки груза, основанная на использовании космических тросов [1, 2]. Её суть заключается в следующем: со спутника на гибком тросе в вертикальном направлении выпускается капсула с грузом. Под действием силы Кориолиса груз отклоняется в направлении движения спутника, а затем совершает возвратное колебательное движение, благодаря чему абсолютная скорость движения груза уменьшается. В результате маневра груз опускается на более низкую по сравнению со спутником орбиту. Поскольку необходимая для обращения по круговой орбите скорость обратно пропорционально квадратному корню от ее радиуса, то после обрыва троса скорость груза оказывается недостаточной для удержания его на орбите, и груз по баллистической траектории осуществляет спуск в атмосферу [1].

В 2007 году указанная схема была опробована в рамках международного проекта Young Engineers Satellite-2 [3]. Возникшие в ходе его проведения трудности показали необходимость более тщательного анализа возможных нештатных ситуаций. В [1] рассмотрены нештатные ситуации заклинивания троса и неправильной ориентацией спутника при отделении груза. В данной работе исследуется ещё одна нештатная ситуация – преждевременный обрыв троса.

2. Математические модели. Спутник и груз будем рассматривать как две материальные точки, связанные невесомым, абсолютно неупругим тросом. Сила натяжения троса T определяется применяемым законом развёртывания [3]

$$T = T_R + k_l \Delta l_R + k_v \Delta V_R, \quad (1)$$

где T_R – заданная сила натяжения; Δl_R , ΔV_R – отклонение измеренной длины и скорости выпуска троса от заданных значений; k_l , k_v – коэффициенты управления. Запишем уравнение движения спутника в геоцентрической системе координат [4]:

$$\dot{V} = -\frac{c_{xc}\rho(H)VS_c}{2m_c} - g \sin \theta - \frac{T}{m_c} \sin(\theta - \varphi), \quad \dot{\theta} = \Omega - \frac{1}{V} \left(g \cos \theta + \frac{T}{m_c} \cos(\theta - \varphi) \right), \quad (2)$$

$$H = V \sin \theta, \quad \dot{L} = R_3 V \cos \theta (R_3 + H)^{-1},$$

где V – скорость, c_{xc} – аэродинамический коэффициент лобового сопротивления, $\rho(h) = \rho_0 \exp(-h/H_0)$ – плотность атмосферы, $\rho_0 = 1,225 \text{ кг/м}^3$, $H_0 = 7110 \text{ м}$, S_c – площадь мицеля, m_c – масса, $g = g_0 R_3^2 (R_3 + H)^{-2}$ – ускорение свободного падения, $g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2$, θ – угол наклона траектории, $\Omega = V(H + R_3)^{-1} \cos \theta$ – угловая скорость вращения спутника по орбите, H, L – соответственно, высота и дальность полёта, R_3 – радиус Земли.

Уравнения движения груза соответственно запишем в связанной со спутником системе координат (рис. 1). В качестве независимых переменных используем длину троса l и угол отклонения троса от местной вертикали φ [1]:

$$\dot{l} = -2\Omega \rho \dot{\varphi} - \frac{T}{m_g} + \frac{\rho(H)}{2} \left(\frac{c_{xc} S_c V}{m_c} - \frac{c_{xg} S_g V_g}{m_g} \right) \sin(\varphi - \theta) + 3\Omega^2 l \cos^2 \varphi + l \dot{\varphi}^2, \quad (3)$$

$$\ddot{\varphi} = 2\Omega \frac{\dot{l}}{l} + \dot{\Omega} + \frac{\rho(H)}{2l} \left(\frac{c_{xc} S_c V}{m_c} - \frac{c_{xg} S_g V_g}{m_g} \right) \cos(\varphi - \theta) - 3\Omega^2 \cos \varphi \sin \varphi - 2\varphi \frac{\dot{l}}{l}.$$

где m_g – масса груза, c_{xg} – аэродинамический коэффициент лобового сопротивления груза, S_g – площадь мицеля груза, V_g – скорость груза. Система уравнений (2), (3) описывает движение связанной системы «спутник-трос-груз».



Рис. 1 – Связанная со спутником орбитальная система координат

Уравнения движения груза в атмосфере после отделения от троса имеют вид [4]:

$$\dot{V}_g = -c_{xg} \frac{\rho(H_g) V_g^2 S_g}{2m_g} - g_g \sin \theta_g, \quad \dot{\theta}_g = \frac{1}{V_g} \left(g - \frac{V_g^2}{H_g + R_3} \right) \cos \theta_g, \quad (4)$$

$$\dot{H}_g = V_g \sin \theta_g, \quad \dot{L}_g = R_3 V_g \cos \theta_g (R_3 + H_g)^{-1},$$

где θ_g – угол наклона траектории груза, H_g, L_g – высота и дальность полёта груза.

Для моделирования спуска груза в атмосфере необходимо иметь начальные условия движения. Абсолютная скорость движения груза может быть найдена как:

$$V_B = V + \dot{V}_i + \dot{V}_\varphi,$$

где $V = \dot{l}$, $V_\varphi = l\dot{\varphi}$.

Вектор \vec{V}_B в системе Cxy (рис. 1) имеет координаты:

$$V_{Bx} = V \cos \theta + \dot{l} \sin \varphi + l \dot{\varphi} \cos \varphi, \quad V_{By} = V \sin \theta - \dot{l} \cos \varphi + l \dot{\varphi} \sin \varphi.$$

Тогда

$$V_B = \sqrt{V_{Bx}^2 + V_{By}^2}, \quad \theta_B = \arctg(V_{By} / V_{Bx}), \quad H_B = H - l \cos \varphi, \quad L_B = L + l \sin \varphi. \quad (5)$$

Подставляя в (5) параметры движения системы «спутник-трос-груз» в момент отделения груза, получим начальные условия, необходимые для интегрирования системы (4).

3. Численное моделирование. Рассмотрим движение системы со следующими параметрами: $m_\zeta = 6300$ кг, $m_B = 15$ кг, $c_{cc} = c_{св} = 2$, $S_\zeta = 10 \text{ м}^2$, $S_B = 0,785 \text{ м}^2$. Будем считать, что в начальный момент времени $H_0 = 250$ км, $V_0 = 7760$ м/с, $\theta_0 = 0$, $L_0 = 0$, $\varphi_0 = 0$, $\dot{\varphi}_0 = 0$, $l_0 = 0$, $\dot{l}_0 = 3$ м/с. В качестве закона управления троса используем зависимость (1), для которой значения k_l , k_V , T_B , ΔI_R , ΔV_R приведены в [1].

Пронтегрировав систему уравнений (2), (3) и подставив результаты в (5), получим зависимости параметров движения связанного со спутником груза от времени. На рис. 2 показана траектория движения груза в связанной со спутником системе координат. Интегрируя (4) и подставляя в качестве начальных условий параметры движения, соответствующие некоторому моменту времени t_R , получим траекторию движения груза при обрыве троса в момент t_R .

Исследуем влияние момента обрыва троса на время спуска груза в атмосфере t_B . Будем считать, что посадка прошла успешно, если груз достиг поверхности Земли за время t_B , не превышающее двух периодов обращения спутника вокруг Земли T_C . Отметим на рис. 2 и 3 несколько характерных точек. Точки 1, 6 соответствуют траекториям спуска длительностью $2T_C$. Если обрыв троса произойдет раньше времени, соответствующего точке 1 или позже времени, соответствующего точке 6, то груз будет погребен. Точки 2 и 5 соответствуют траекториям спуска длительностью T_C . Точка 3 соответствует наибыстрейшему спуску груза с орбиты, а точка 4 – отделению груза в точке, лежащей на местной вертикали спутника ($\varphi = 0$). Разница между временем спуска при

обрыве троса в точках 3 и 4 составляет 8 секунд.

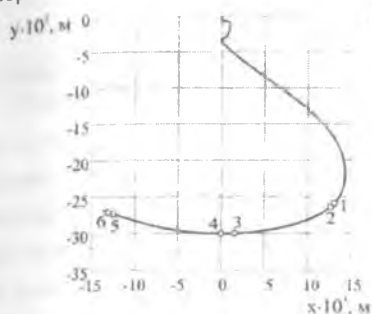


Рис. 2. Траектория движения груза в связанной со спутником системе координат

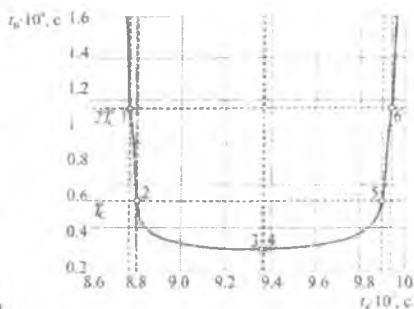


Рис. 3. Зависимость времени спуска t_B от времени обрыва троса t_D

4. Выводы. Для рассматриваемой транспортной операции критическими с точки зрения потери груза являются случаи обрыва троса на ранних стадиях развёртывания троса. Обрыв троса на этапе возвратного колебательного движения и спустя некоторое время после прохождения грузом местной вертикали вполне допустим. Точка, соответствующая наискорейшему спуску, не лежит на местной вертикали, а расположена в некоторой её окрестности.

Работа выполнена при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (09-01-00384-а).

Библиографический список

1. Асланов, В.С. Влияние тросовой системы, предназначенной для доставки груза на Землю, на вращательное движение космического аппарата [Текст]/В.С. Асланов, А.С. Ледков, Н.Р. Стратилатов// Общероссийский научно-технический журнал "Полет". – 2009. - №1. – С. 54-60.
2. Пироженко, А.В. Управление движением связки двух тел в гравитационном поле изменением длины связки [Текст]/А.В. Пироженко//Космические исследования. - 1992. - Т.30, Вып. 4. - С. 473-482
3. Kruijff, M. The Second young engineers satellite (YES2) [Text] IAC-07-D2.3.04/ M. Kruijff, P. Hambloch, E.J. van der Heide, M. Stelzer. - 2007.
4. Основы теории полета космических аппаратов [Текст]/ Под ред. д.ф.-м.н. Г.С. Нариманова и д.т.н. М.К. Тихонова. - М.: Машиностроение. 1972. - 608 с.