

МОДЕЛИРОВАНИЕ СПУСКА В АТМОСФЕРЕ ТИТАНА

Титан – крупнейший спутник Сатурна – является одним из кандидатов на колонизацию во внешней части Солнечной системы. Одна из причин интереса к колонизации спутника – это наличие на нём углеводородов в жидком состоянии [1]. Титан имеет плотную атмосферу, состоящую преимущественно из азота (примерно 95 %). Она представляет собой наилучший тип атмосферы для синтеза пребиотических соединений. В данной статье рассматривается баллистическое проектирование миссии КА с двигателем большой тяги целью которой является посадка на поверхность Титана.

После входа в сферу действия Титана и формирования планетоцентрической орбиты спускаемый аппарат (СА) входит в атмосферу Титана и совершает мягкую посадку на поверхность спутника. Начальная скорость входа определяется высотой опорной орбиты относительно Титана. Продольное движение СА описывается дифференциальными уравнениями в траекторной системе координат [4].

$$\begin{aligned}\dot{V} &= -g_0 \frac{\rho V^2}{2p_x} - g \sin \theta, \\ \dot{\theta} &= k_{\phi} g_0 \frac{\rho V}{2p_x} + \left(\frac{V}{R} - \frac{g}{V} \right) \cos \theta, \\ \dot{h} &= V \sin \theta, \quad \dot{L} = V \cos \theta.\end{aligned}\tag{1}$$

Движение относительно центра масс описывается нелинейной системой уравнений, полученной Ю.М. Заболотновым [5]:

$$\begin{aligned}I_x \frac{d\omega_x}{dt} &= -\varepsilon m_x^A \omega^2 \sin(\theta + \theta_2), \\ \frac{F_a}{4\omega_a^2} \frac{d\alpha}{dt} &= \varepsilon \frac{\omega^2 \operatorname{tg} \alpha}{4q\omega_a^2} \frac{dq}{dt} + \varepsilon \operatorname{sign}(\omega_x) \frac{m_x^A \omega^2}{2\omega_a} \cos(\theta + \theta_1), \\ \frac{d\theta}{dt} &= \omega_x - \omega_{1,2}.\end{aligned}\tag{2}$$

Здесь V – модуль скорости СА; θ – угол наклона траектории; h – высота СА над поверхностью планеты; L – дальность полёта; $g_0 = 1,352 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения на поверхности Титана; $g = \frac{g_0 R^2}{(R+h)^2}$ – ускорение свободного падения;

$\rho = \rho_0 e^{-\beta h}$ – плотность атмосферы; $\rho_0 = 3,079 \text{ г/м}^3$ – плотность атмосферы на поверхности Титана; $\beta = 0,012 \cdot 10^{-3} \text{ м}^{-1}$ – коэффициент аппроксимации плотности ат-

мосферы; $R = 2562,5 \cdot 10^3$ м – средний радиус Титана; P_x – баллистический коэффициент СА; $k_{эф}$ – эффективное аэродинамическое качество СА; I_x – момент инерции СА, относительно оси x связанной системы координат; q – скоростной напор; α – угол атаки; ω_x – угловая скорость; m_x^A – момент от аэродинамических сил.

Начальные условия движения СА на границе атмосферы Титана зависят от параметров исходной планетоцентрической орбиты и выбирались так, чтобы обеспечить ограничения на максимальный уровень перегрузки, величина которой вычислялась по формуле:

$$n = g_0 \frac{\rho V^2}{19.62 p_x} \sqrt{1 + k_{эф}^2}. \quad (3)$$

Моделирование движения проводилось численно и останавливалось в трёх случаях: СА достиг заданной высоты над поверхностью Титана для развёртывания парашютной системы, перегрузка превысила допустимое значение, СА вышел за пределы атмосферы Титана (траектории спуска с рикошетом не рассматривались). В качестве прототипа СА был взят СА миссии «Schiaparelli» с проектными характеристиками $\Delta \bar{y} = \Delta \bar{z} = 0,0037$, $\bar{I}_{xy} = \bar{I}_{xz} = 0,0439$, $m_{y_0}^f = m_{z_0}^f = 0,0133$.

Для численного моделирования спуска в атмосфере Титана использовалась модель плотности атмосферы, представленная на рис. 1.

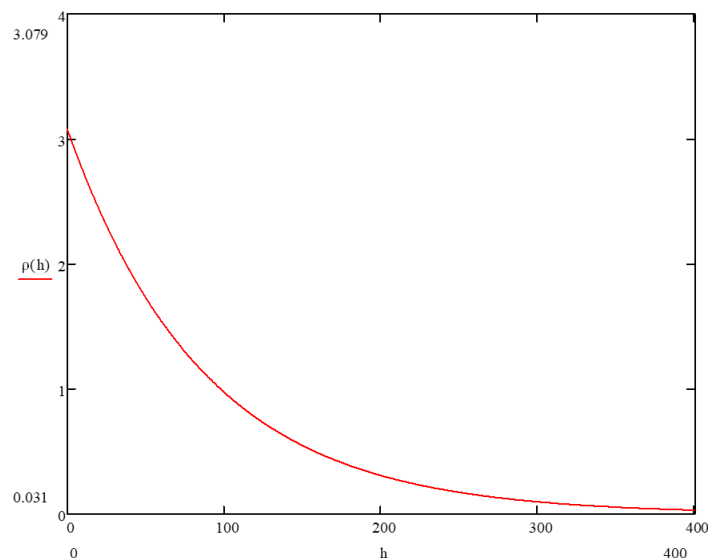


Рис. 1. Модель атмосферы Титана

Управление аппаратом в процессе спуска производится посредством разворота СА по крену (начальное значение угла крена предполагается равным 0 град.). Предполагалось, что за время спуска СА может совершить не более одного разворота. Была получена область допустимых углов наклона траектории в зависимости от скорости СА на границе атмосферы Титана (рис. 2).

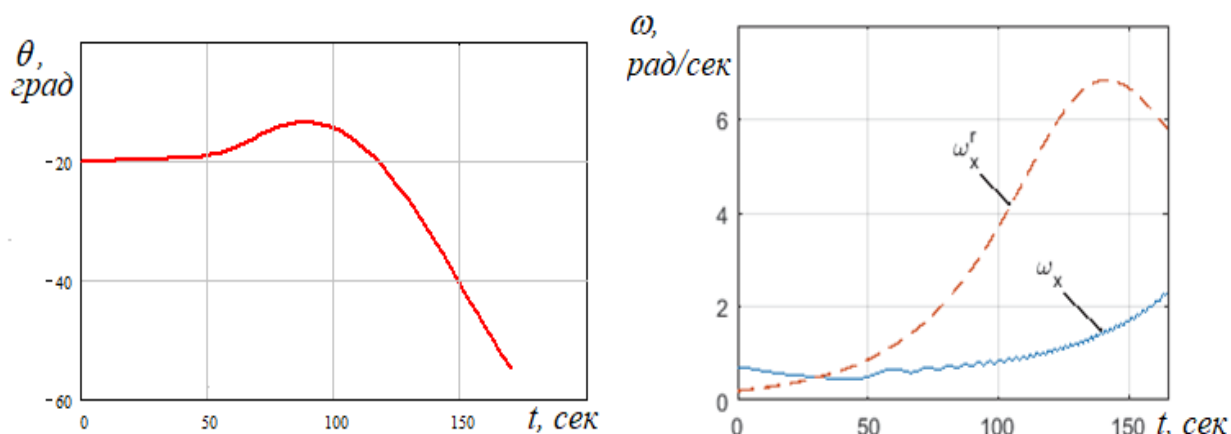


Рис. 2. Изменение угла наклона траектории θ , угловая скорость ω_x и резонансные значения ω_x^r при спуске на восходящем участке скоростного напора

Численное моделирование решения системы (6 - 8) для СА прототипа, показывает, что значения, представленные верхним диапазоном условий, соответствуют отсутствию главного резонанса на восходящем участке скоростного напора, тогда как превышение этих значений в 1,5 раза соответствует началу основного резонанса вблизи максимума динамического давления.

Библиографический список

1. Кусков О.Л., Дорофеева В. А. Системы Юпитера и Сатурна: Формирование, состав и внутреннее строение. М.: ЛКИ, 2009. - С. 478.
2. Белоконов, В. М. Траектории полётов к Луне и межпланетные траектории: конспект лекций / Куйбыш. авиац. ин-т. Куйбышев, 1989. - 31 с.
3. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов. М.: Наука, ГРФМЛ, 1982. - 352 с.
4. Баяндина Т.А., Балакин В.Л. Математические модели движения летательных аппаратов [Электронный ресурс]: электронный курс лекций / В.Л. Балакин, Т.А.Баяндина; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва (Нац. исслед. ун-т). – Электрон. Текстовые и графические данные (1,14 Мбайт). - Самара, 2013. (дата обращения: 20.10.2020).
5. Заболотнов Ю.М. Методы моделирования и исследования устойчивости резонансного движения твёрдого тела с малой асимметрией в атмосфере // Диссертация на соискание учёной степени доктора технических наук. Самара, 1995. - 410 с. (дата обращения: 15.11.2020).