

Заключение. Рассматривалось возмущённое движение при развёртывании по предложенному закону КТС, состоящей из космической станции и МКА. С помощью второго закона Ньютона и теоремы об изменении кинетического момента были составлены уравнения движения и разработана математическая модель движения. Показано, что предлагаемый закон управления выпуском троса обеспечивает развёртывание троса на заданную длину. Проведено сравнение графиков при движении тросовой системы по возмущённой и невозмущённой орбите.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ и Государственного фонда естественных наук Китая в рамках научного проекта №21-51-53002.

Библиографический список

1. Белецкий, В.В. Динамика космических тросовых систем / В.В. Белецкий, Е.М. Левин. – М.: Наука, 1990. – 329 с.
2. Cartmell, M.P. A review of space tether research / M.P. Cartmell, D.J. McKenzie // Progress in Aerospace Sciences. – 2008. – Т. 44. – №1. – С. 1–21.
3. Cichan, T. Concept for a crewed lunar lander operating from the lunar orbiting platform-gateway / T. Cichan, S.A. Bailey, A. Burch, N.W. Kirby // 69th international astronomical congress (IAC). – 2018.
4. Haws, T.D. SLS, the Gateway, and a Lunar Outpost in the Early 2030s / T.D. Haws, J.S. Zimmerman, M.E. Fuller // IEEE Aerospace Conference Proceedings. – 2019.
5. Junkins, J.L. Analytical mechanics of space systems / J.L. Junkins, H. Schaub. – American Institute of Aeronautics and Astronautics. – 2009.

УДК 531.36, 629.7

Старинова О.Л., Марченко А.Д., Шарипова А.Р.

РАСЧЁТ МИССИИ ЗЕМЛЯ – МАРС С ПОСАДКОЙ НА ПОВЕРХНОСТЬ ПЛАНЕТЫ

Марс является четвёртой по удалённости от Солнца и седьмой по размерам планетой Солнечной системы. Это каменная планета, имеющая жидкое ядро, что подтверждается наличием вулканов. Масса Марса существенно меньше земной, атмосферное давление у поверхности в 160 раз меньше земного. Марс получает

примерно в пять раз меньше солнечного излучения, чем Земля, температура на поверхности изменяется от -125 до 20 градусов Цельсия, на полюсах и, по последним данным, в некоторых местах на небольшой глубине имеются скопления водно-газового льда [1]. В отличие от Венеры с её очень плотной и ядовитой атмосферой, Марс является перспективным небесным телом для поиска следов жизни и будущей колонизации. В данной статье рассматривается баллистическое проектирование миссии КА с двигателем большой тяги, целью которой является посадка на поверхность Марса.

Баллистическое проектирование миссии проводилось в соответствии с теорией сфер действия. Для расчёта гелиоцентрического участка траектории Земля – Марс в импульсной постановке использовался метод кусочно-конической аппроксимации [2] и итерационный алгоритм Ламберта–Гудинга [3]:

$$T = T(a, r_0 + r_1, c), \quad (1)$$

$$c^2 = r_0^2 + r_1^2 - 2r_0r_1 \cos \varphi. \quad (2)$$

Здесь T – заданная длительность гелиоцентрического перелёта между Землёй и Марсом на моменты старта и финиша; положение планет определяется гелиоцентрическими радиус векторами \mathbf{r}_0 и \mathbf{r}_1 с величинами r_0 и r_1 соответственно; φ – угловая дальность перелёта (угол между векторами \mathbf{r}_0 и \mathbf{r}_1 , отсчитываемый против часовой стрелки); c – расстояние между точками старта и финиша; a – большая полуось гелиоцентрической орбиты.

Итерационный процесс решения уравнения Ламберта (1) проводился с использованием переменной $x = \sqrt{1 - \frac{s}{2a}}$, s – половина периметра треугольника, составленного из векторов \mathbf{r}_0 и \mathbf{r}_1 , а также соединяющей их хорды; время перелёта переводится в безразмерную форму путём преобразования $T = \sqrt{\frac{8\mu}{s^3}} \Delta t$, где μ – гравитационный параметр Солнца; Δt – время перелёта в секундах. В этих обозначениях уравнение (1) принимает вид $T = F(x)$ и решается численно методом Хелли:

$$x_{n+1} = x_n - \frac{2F_n \cdot F_n'}{2(F_n')^2 - F_n \cdot F_n''} \quad (3)$$

Для ускорения процесса сходимости Р. Гудингом было предложено выбирать начальное приближение, основываясь на аппроксимации зависимости $T = F(x)$ квадратичной функцией. Полученное начальное приближение $x_0 = \frac{T_0(T_0 - T)}{4T}$ позволяет существенно сократить объем вычислительной работы и улучшить сходимость. Так, для перелёта Земля–Марс в широком диапазоне времени перелёта (от 150 до 300 суток) для обеспечения точности вычисления в 10^{-4} суток требовалось 1–5 итераций.

С помощью разработанного программного комплекса была выбрана оптимальная дата старта, длительность перелёта и построена оптимальная траектория КА (рис. 1).

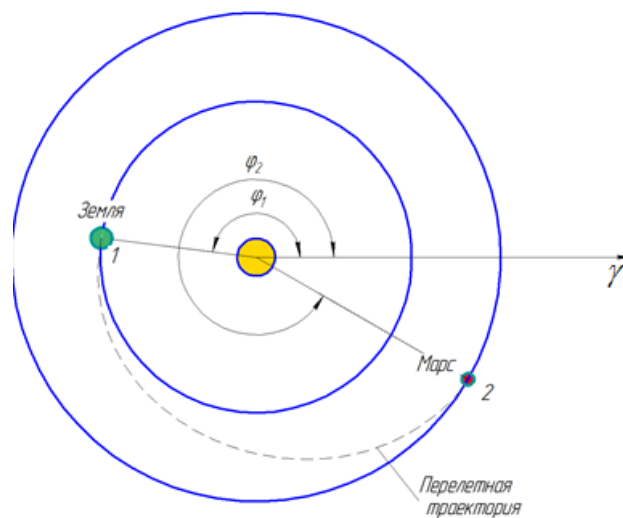


Рис. 1. Траектория перелёта для оптимальной даты старта 14 марта 2024 г.

После входа в сферу действия Марса и формирования ареоцентрической орбиты спускаемый аппарат (СА) входит в атмосферу Марса и совершает мягкую посадку на поверхность планеты. Продольное движение СА описывается дифференциальными уравнениями в траекторной системе координат [4], а движение относительно центра масс нелинейной системой уравнений, полученной Ю.М. Заболотновым [5]:

$$\begin{aligned}
\dot{V} &= -g_0 \frac{\rho V^2}{2p_x} - g \sin \theta, \\
\dot{\theta} &= k_{\varphi} g_0 \frac{\rho V}{2p_x} + \left(\frac{V}{R} - \frac{g}{V} \right) \cos \theta, \\
\dot{h} &= V \sin \theta, \quad \dot{L} = V \cos \theta.
\end{aligned} \tag{6}$$

$$\begin{aligned}
I_x \frac{d\omega_x}{dt} &= -\varepsilon m_x^A \omega^2 \sin(\theta + \theta_2), \\
\frac{F_a}{4\omega_a^2} \frac{d\alpha}{dt} &= \varepsilon \frac{\omega^2 \operatorname{tg} \alpha}{4q\omega_a^2} \frac{dq}{dt} + \varepsilon \operatorname{sign}(\omega_x) \frac{m_x^A \omega^2}{2\omega_a} \cos(\theta + \theta_1), \\
\frac{d\theta}{dt} &= \omega_x - \omega_{1,2}.
\end{aligned} \tag{7}$$

Здесь V – модуль скорости СА; θ – угол наклона траектории; h – высота СА над поверхностью планеты; L – дальность полёта; $g_0 = 3,73 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения на поверхности Марса; $g = \frac{g_0 R^2}{(R+h)^2}$ – ускорение свободного падения; $\rho = \rho_0 e^{-\beta h}$ – плотность атмосферы; $\rho_0 = 0,019 \text{ г/м}^3$ – плотность атмосферы на поверхности Марса; $\beta = 0,1226 \cdot 10^{-3} \text{ м}^{-1}$ – коэффициент аппроксимации; $R = 3383 \cdot 10^3 \text{ м}$ – средний радиус Марса; p_x – баллистический коэффициент СА; k_{φ} – 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 Марса зависят от параметров ареоцентрической орбиты и выбирались так, чтобы обеспечить ограничения на максимальный уровень перегрузки, величина которой вычислялась по формуле:

$$n = g_0 \frac{\rho V^2}{19.62 p_x} \sqrt{1 + k_{\varphi}^2}. \tag{8}$$

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

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 Марса и программы управления, обеспечивающие отсутствие резонансных явлений на траектории спуска (рис. 2).

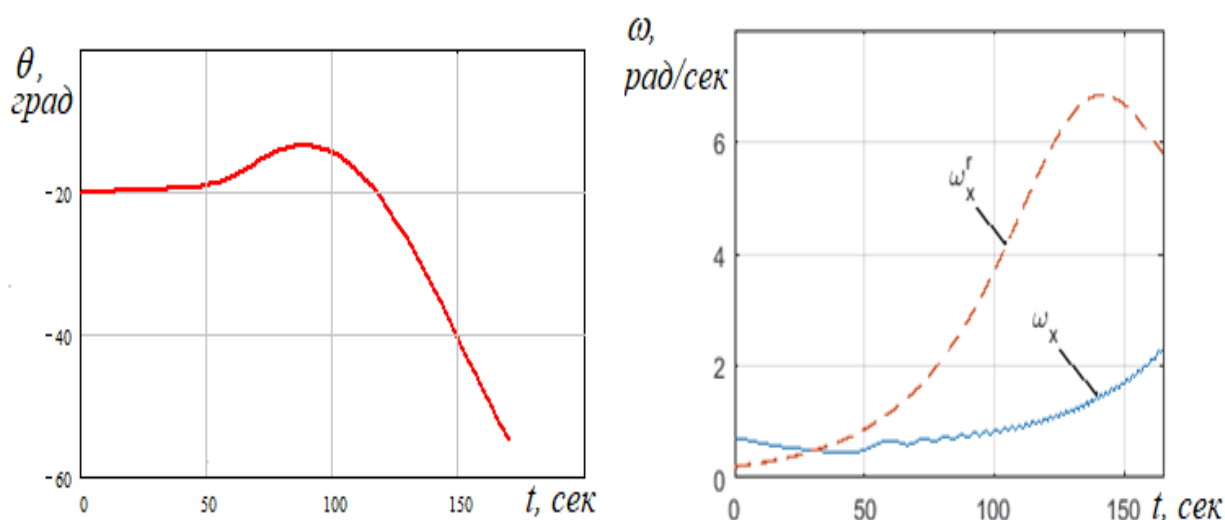


Рис. 2. Изменение угла наклона траектории θ , угловая скорость ω_x

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. Исследования Марса космическими аппаратами. – URL: <https://tass.ru/info/5178916> (дата обращения: 6.09.2020).
2. Белоконов, В.М. Траектории полётов к Луне и межпланетные траектории: конспект лекций / В.М. Белоконов. – Куйбышев: Куйбыш. авиац. ин-т, 1989. – 31 с.
3. Сихарулидзе, Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов / Ю.Г. Сихарулидзе. – М.: Наука, ГРФМЛ, 1982. – 352 с.
4. Баяндина, Т.А., Балакин, В.Л. Математические модели движения летательных аппаратов: электронный курс лекций / В.Л. Балакин, Т.А. Баяндина; Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва (Нац. исслед. ун-т). – Электрон. тек-

стовые 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 / Ю.М. Заболотнов // Диссертация на соискание учёной степени доктора технических наук. – Самара. – 1995. – 410 с. (дата обращения: 15.11.2020).

УДК 681.51

Любимов В.В., Бакри И.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ И СТАБИЛИЗАЦИЯ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ АСИММЕТРИЧНОГО КА ИЗМЕНЯЕМОЙ ФОРМЫ В РАЗРЯЖЕННОЙ АТМОСФЕРЕ МАРСА

Введение. Известно, что спускаемые космические аппараты (КА) применяют при спуске в атмосфере Марса бортовые реактивные двигатели в качестве тормозных устройств и устройств управления ориентацией. В данной работе для обеспечения стабильной ориентации перед входом в атмосферу Марса применяется управляемое изменение формы КА. Сокращение массы КА, обусловленное уменьшением количества бортовых реактивных двигателей и запасов топлива к ним, позволит уменьшить стоимость миссии или предоставит возможность отправить на поверхность Марса полезный груз большей массы [1,2].

Математическая модель. Управление формой поверхности однополостного или двуполостного гиперboloида может привести к увеличению угловой скорости космического аппарата относительно продольной оси КА перед входом в атмосферу Марса, что способствует достижению стабильной ориентации. Для решения задачи управления формой требуется вычислить характеристики однородного гиперboloида (главные моменты инерции, объём, площадь поперечного сечения). Эти характеристики для однородного гиперboloида вычислены в табл. 1, а для двуполостного гиперboloида вычислены в табл. 2.