

Заключение. В статье представлено формирование проектного облика ТРН, рассчитана стартовая масса и масса составляющих, найдены тяга двигательных установок и оптимальное число ступеней, подобрана полезная нагрузка, которую способна вывести ТРН с учётом ограничений, накладываемыми условиями полёта. Рассчитаны центровочные и инерционные характеристики. Были также улучшены полученные значения устойчивости (управляемости) путём внедрения в компоновку стабилизаторов.

Библиографический список

1. Выбор основных проектных характеристик и конструктивного облика ракет-носителей: учеб. пособие / Куренков В. И., Юмашев Л.П. Под ред. чл.-корр РАН Д.И. Козлова. Самар, гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 2005. – 240 с.

2. Основы автоматизированного проектирования [Электронный ресурс] электрон, учеб. пособие / В. И. Куренков, А. А. Панков; Минобрнауки России, Самар, гос. аэрокосм, ун-т им. С. П. Королева (нац. исслед. ун-т). – Электрон. текстовые и граф. дан. – Самара, 2012.

3. Расчет аэродинамических характеристик летательных аппаратов: учеб. пособие / Васильев В.В., Порозов Л.В., Шахов В.Г. Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – Самара, 1993. – 79 с.

4. Расчет летных характеристик летательных аппаратов с применением ЭВМ: учеб. пособие. – Текст: электронный / В. М. Белоконов, В. А. Вьюжанин; Гос. комитет Российской Федерации по высш. образованию, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С. П. Королева. – Самара, 1993. 67 с.

5. Жидкостная ракета как объект регулирования: учебник для вузов / К.С. Колесников. Изд-во «Машиностроение», 1969. 300 с.

6. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов: конспект лекций. – Текст: электронный / В. А. Вьюжанин; М-во высш. и сред. спец. образования РСФСР, Куйбышев. авиац. ин-т им. С. П. Королева. – Куйбышев: Изд-во КуАИ, 1985. – 40 с.

УДК 629.78

Старинова О.Л., Демина А.Ю.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ДВИЖЕНИЯ МЕЖПЛАНЕТНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С МАЛОЙ ТЯГОЙ

Введение

Солнечный парус – приспособление, использующее давление солнечного света на отражающую поверхность для приведения в движение космического аппарата (КА) [1]. С помощью солнечных парусов КА может продолжать ускоряться до тех пор, пока на него давит свет. В солнечной системе давление света на па-

рус происходит на протяжении всего перелёта. Это означает, что КА, движимые солнечными парусами (КАСП), могут достигать таких скоростей, которых практически невозможно достичь с помощью химических ракет.

Активное управление положением солнечного паруса необходимо для регулировки силы давления солнечного излучения для изменения траектории и управления орбитой.

Целью работы является разработка процедуры определения оптимальной функции включения-выключения управления КАСП при минимальном времени перелёта.

Математическая модель движения. Стартовой орбитой является круговая гелиоцентрическая траектория, совпадающая с орбитой Земли. Для описания гелиоцентрического движения КАСП используется плоская полярная система координат.

Рассмотрим солнечный парус с идеально отражающей поверхностью со сторонами a и b , а также с наличием управляющих поверхностей шириной h и длиной a . В таком случае будет 2 варианта работы, управляющих поверхностей. При $\delta = -1$ управляющие поверхности полностью поглощают фотоны. При $\delta = +1$ плёнка полностью прозрачна и, соответственно, является идеально отражающей поверхностью. При $\delta = 0$ обе поверхности находятся в одинаковом состоянии и, следовательно, управляющего момента не возникает. Таким образом, попеременным включением и выключением соответствующих поверхностей на парусе появляется возможность совершать необходимые для межпланетного перелёта манёвры.

Система дифференциальных уравнений, описывающих управляемое движение КАСП имеет следующий вид.

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dr}{dt} = V_r; \\ \frac{d\varphi}{dt} = \frac{V_\varphi}{r}; \\ \frac{dV_r}{dt} = \frac{V_\varphi^2}{r} - \frac{\mu}{r^2} + P_a \cdot \frac{ab}{M} \cdot \frac{1}{r^2} \cdot \cos^3 \lambda; \\ \frac{dV_\varphi}{dt} = -\frac{V_r V_\varphi}{r} + P_a \cdot \frac{ab}{M} \cdot \frac{1}{r^2} \cdot \cos^2 \lambda \cdot \sin \lambda; \\ \frac{d\lambda}{dt} = \omega_z - \frac{V_\varphi}{r}; \\ \frac{d\omega_z}{dt} = \frac{M_{\text{ен.кул}} \delta}{I_z} = \frac{3P_a \cdot h \cdot b}{M \cdot a^2 r^2} \cdot (a - h) \cos \lambda \cdot \delta. \end{array} \right.$$

Здесь r – текущее расстояние от КА до притягивающего центра, φ – текущая угловая дальность КА, V_r – проекция скорости КА на радиус вектор, V_φ – проекция скорости КА на трансверсальное направление, μ – величина гравитационного параметра Земли, a_r, a_φ – компоненты управляющего ускорения, λ – угол между радиус-вектором гравитационный центр – КА и нормалью к плоскости паруса, ω_z – текущая угловая скорость КА, ξ_z – угловое ускорение.

Задача баллистической оптимизации сформулирована следующим образом. [2]. Определить вектор функции управления $\bar{u}(t) \in U$ и вектор баллистических параметров перелёта $\bar{b} \in B$, доставляющие при заданной массе космического аппарата с солнечным парусом минимальное время перелёта и обеспечивающие выполнение целевой задачи проекта, описываемой множеством допустимых фазовых координат аппарата $\bar{x}(t) \in X$:

$$T_{opt} = \min_{\bar{u} \in U, \bar{b} \in B} T(M_0 = fixe, \bar{x}(t) \in X, \bar{u}(t), \bar{b}).$$

Для определения оптимального закона изменения угла управления вектором ускорения $\bar{u}(t)$, а следовательно функции включения-выключения управляющих плоскостей δ_{opt} требуется перейти к вариационной задаче об оптимальных по быстродействию перелётах между круговыми компланарными орбитами.

Найдём максимальное по быстродействию управление в соответствии с принципом максимума Понтрягина.

$$\delta_{opt} \rightarrow \max H \Rightarrow \delta_{opt} = \begin{cases} \psi_{\omega_z} > 0 \Rightarrow \delta = +1; \\ \psi_{\omega_z} < 0 \Rightarrow \delta = -1. \end{cases}$$

Рассмотрим задачу пролёта орбиты Марса без выравнивания скорости.

$$\begin{cases} r = r_0 = 1 \text{ a.e.}; \\ \varphi = \varphi_0; \\ V_r = V_{r_0} = 0; \\ V_\varphi = V_{\varphi_0} = 1; \\ \lambda = \lambda_0; \\ \omega_z = 0. \end{cases} \quad \begin{cases} \psi_r = y_1; \\ \psi_\varphi = 0; \\ \psi_{V_r} = y_2; \\ \psi_{V_\varphi} = y_3; \\ \psi_\lambda = y_4; \\ \psi_{\omega_z} = y_5. \end{cases} \quad \begin{cases} t \rightarrow \min \\ r = r_n; \\ \varphi = unfix; \\ V_r = unfix; \\ V_\varphi = unfix; \\ \lambda = unfix; \\ \omega_z = unfix. \end{cases} \quad \begin{cases} \psi_r = unfix; \\ \psi_\varphi = 0; \\ \psi_{V_r} = 0; \\ \psi_{V_\varphi} = 0; \\ \psi_\lambda = 0; \\ \psi_{\omega_z} = 0. \end{cases}$$

$$t = T_\kappa = y_6 \rightarrow \min$$

Рассмотрим задачу перелёта к орбите Марса с выравниванием скорости.

$$\begin{cases}
 r = r_0 = 1 \text{ a.e.}; \\
 \varphi = \varphi_0; \\
 V_r = V_{r_0} = 0; \\
 V_\varphi = V_{\varphi_0} = 1; \\
 \lambda = \lambda_0; \\
 \omega_z = 0.
 \end{cases}
 \quad
 \begin{cases}
 \psi_r = y_1; \\
 \psi_\varphi = 0; \\
 \psi_{V_r} = y_2; \\
 \psi_{V_\varphi} = y_3; \\
 \psi_\lambda = y_4; \\
 \psi_{\omega_z} = y_5.
 \end{cases}
 \quad
 \begin{cases}
 t \rightarrow \min \\
 r = r_n; \\
 \varphi = unfix; \\
 V_r = V_n; \\
 V_\varphi = V_n; \\
 \lambda = unfix; \\
 \omega_z = unfix.
 \end{cases}
 \quad
 \begin{cases}
 \psi_r = unfix; \\
 \psi_\varphi = 0; \\
 \psi_{V_r} = unfix; \\
 \psi_{V_\varphi} = unfix; \\
 \psi_\lambda = 0; \\
 \psi_{\omega_z} = 0.
 \end{cases}$$

$$t = T_k = y_6 \rightarrow \min$$

Результаты моделирования

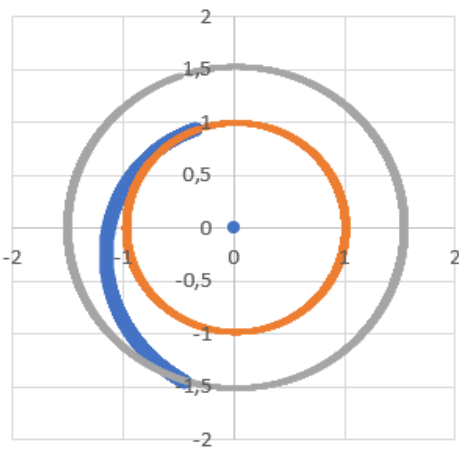


Рис. 1. Траектория КАСП при пролёте Марса

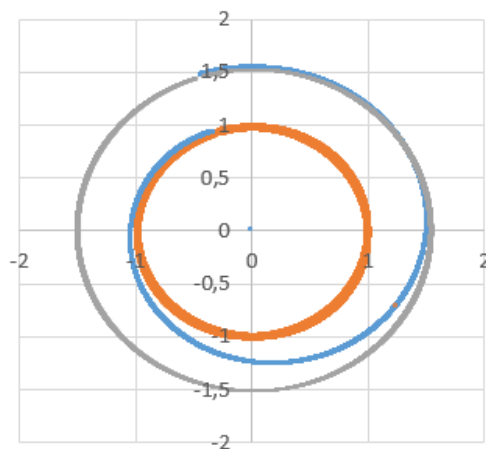


Рис. 2. Траектория КАСП при выравнивании скорости на орбите Марса

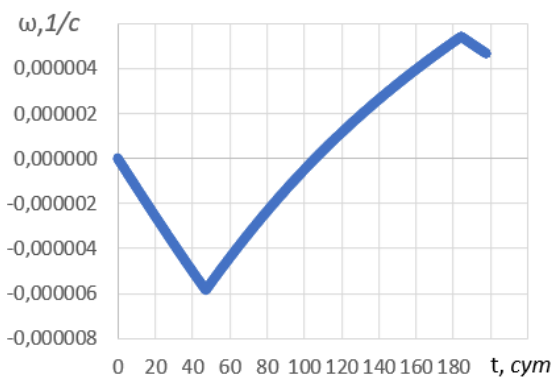


Рис. 3. Изменение угловой скорости КАСП при пролёте Марса

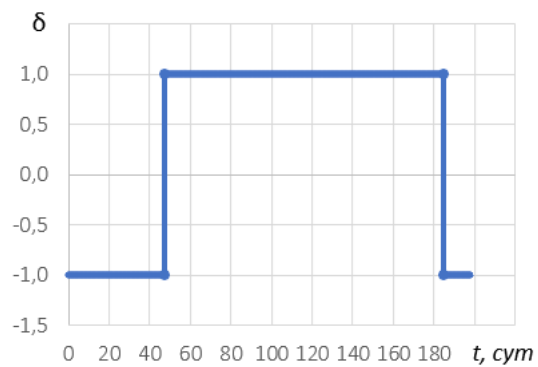


Рис. 4. Изменение функции включения-выключения управляющих плоскостей δ при пролёте Марса

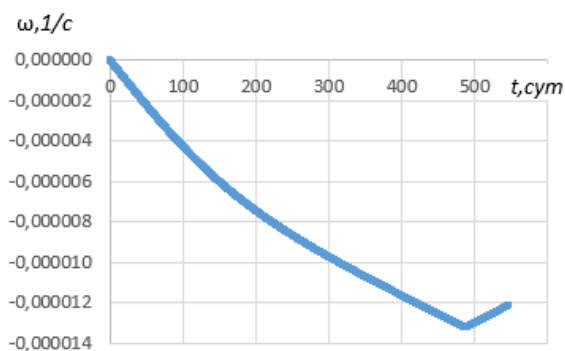


Рис. 5. Изменение сопряжённой ψ_λ при выравнивании скорости на орбите Марса

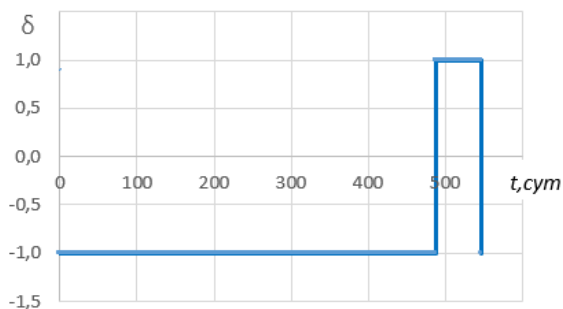


Рис. 6. Изменение функции включения-выключения управляющих плоскостей δ при выравнивании скорости на орбите Марса

Заключение

В работе описана математическая модель управляемого движения КАСП при использовании управляющих поверхностей. Описана математическая модель углового движения КАСП, необходимого для осуществления оптимального перелёта с орбиты Земли на орбиту Марса. Проведён баллистический расчёт пролёта КАСП орбиты Марса, а также перелёта к Марсу с выравниванием скорости.

Библиографический список

1. Поляхова Е.Н. Космический полёт с солнечным парусом / Под ред. В.А. Егорова. Изд. стереотип. – М.: Книжный дом “ЛИБРОКОМ”, 2018.
2. Старинова О.Л. Расчёт межпланетных перелётов космических аппаратов с малой тягой. – Самара: Издательство Самарского научного центра РАН, 2007.

УДК 681.51

Старинова О.Л., Лобыкин А.А.

ОПТИМИЗАЦИЯ ГЕЛИОЦЕНТРИЧЕСКИХ ПЕРЕЛЁТОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С РАЗНОТИПНЫМИ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Одним из путей повышения массовой эффективности космических перелётов является использование маршевой двигательной установки (ДУ) на базе электроракетных двигателей, обладающих высокой скоростью истечения. Такие ДУ требуют наличия на борту энергоустановки повышенной мощности. Панели солнечных батарей, хорошо зарекомендовавшие себя в околоземном пространстве,