

Заключение. Используя метод дифференциальной коррекции, мы можем легко получить резонансные периодические орбиты в рамках ограниченной задачи трёх тел для системы Земля-Луна. Предложенная методика сначала не учитывает гравитационное воздействие Луны, а получает начальные фазовые координаты орбиты. Затем, используя преобразование координат и метод дифференциальной коррекции, получается требуемая периодическая орбита. Используя полученные резонансные орбиты, можно в определённой степени снижать расход рабочего тела на осуществление перелётов с двигателями малой тяги.

Список использованных источников

1. Vaquero M, Howell K C. Leveraging resonant orbit manifolds to design transfers between libration point orbits in multi-body regimes //23rd AAS/AIAA Space Flight Mechanics Meeting, AAS. 2013, 13334: 18.
2. Liu L B, Qian Y J, Yang X D. Initial Parameter Analysis about Resonant Orbits in Earth-Moon System // Advances in Astronomy, 2019, 2019(1): 6324901.
3. Curtis H D. Orbital mechanics for engineering students / Butterworth-Heinemann, 2019.
4. Микрин Е, Михайлов М. Навигация космических аппаратов по измерениям от глобальных спутниковых навигационных систем. 2017.
5. Grebow D. Generating periodic orbits in the circular restricted three-body problem with applications to lunar south pole coverage // MSAA Thesis, School of Aeron. and Astronautics, Purdue University, 2006: 8-14.

УДК 629.78

С.А. Омельчук

БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПЕРЕЛЁТА ЗЕМЛЯ–МАРС–ЗЕМЛЯ МИССИИ ПО ДОСТАВКЕ ОБРАЗЦОВ МАРСИАНСКОГО ГРУНТА

Введение. Разрабатывается схема перелёта автоматической межпланетной станции (АМС), которая способна выполнить миссию по доставке образцов марсианского грунта на Землю. На рис. 1 представлена компоновочная схема АМС с указанием основных функциональных элементов.

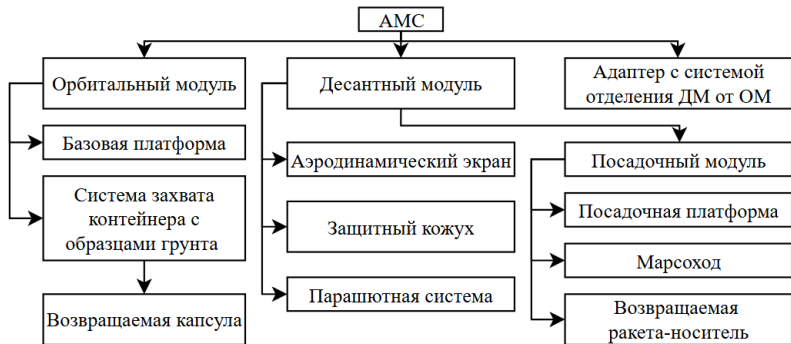


Рис. 1. Структурная схема автоматической межпланетной станции

АМС стартует с околоземной орбиты высотой 200 км. С помощью разгонного блока выполняется переход на гиперболическую траекторию отлёта от Земли. После выработки топлива разгонный блок отделяется. Для межпланетного перелёта выбрана энергетически эффективная Гомановская траектория [1].

Разделение модулей производится за пределами сферы влияния Марса, что позволяет минимизировать топливные затраты. Десантный модуль (ДМ) направляется в атмосферу Марса, орбитальный модуль (ОМ) – на круговую орбиту искусственного спутника Марса (ИСМ) высотой 500 км.

После завершения работ на поверхности и запуска возвращаемой ракеты-носителя (ВРН), контейнер с образцами грунта сближается с ОМ, где осуществляется его захват и упаковка в возвращаемую капсулу. Далее АМС выполняет манёвр для выхода на обратную межпланетную траекторию.

При приближении к Земле капсула с образцами отделяется и совершает посадку на Земле. ОМ выводится на гелиоцентрическую орбиту, исключаящую повторное сближение с Землёй. Старт миссии с космодрома Восточный запланирован на сентябрь 2039 г. [2]. Полная схема перелёта представлена на рис. 2. Для каждого манёвра произведён расчёт необходимой массы топлива по формуле, полученной из уравнения Циолковского:

$$m_f = m_i \left(1 - e^{-\frac{\Delta v}{v_e}} \right),$$

где m_f – масса израсходованного топлива, кг; m_i – начальная масса аппарата перед манёвром, кг; Δv – изменение характеристической скорости, м/с; v_e – скорость истечения рабочего тела, м/с. Обобщённые результаты расчётов представлены в табл. 1.



Рис. 2. Баллистическая схема перелёта Земля–Мартс–Земля

Табл. 1. Результаты расчёта затрат характеристической скорости и массы топлива

Наименование манёвра	Характеристическая скорость, Δv , м/с	Масса потребного топлива, m_f , кг
Старт с низкой околоземной орбиты Земли и переход на межпланетную траекторию	3612	12801
Коррекции на перелёту Земля-Мартс	50	95
Увод ОМ от столкновения с Марсом	323	348
Выход ОМ на орбиту вокруг Марса	2235	1649
Старт ВРН с поверхности Марса и выход на орбиту ИСМ	3480	195
Старт с орбиты ИСМ и переход на межпланетную траекторию	2069	780
Коррекции на перелёте Марс-Земля	50	14
Увод ОМ от столкновения с Землёй	207	50

Заключение. Ключевая особенность разработанной схемы – её целостность: все элементы перелёта реализуются в рамках одного полёта. Реализация такого перелёта возможна в настоящее время на основе существующих технологий и технических решений.

Полученные результаты могут быть использованы при проектировании реальных космических миссий, направленных на исследование Марса и других планет.

Список использованных источников

1. Howard D. Curtis, Orbital Mechanics for Engineering Students / Howard D. Curtis // Elsevier Ltd, – 2010. – P. 709.

2. NASA Ames Research Center Trajectory Browser [Электронный ресурс] / NASA – URL: <https://trajbrowser.arc.nasa.gov/index.php> (дата обращения: 25.04.2025).

УДК 629.78

Вейси Саджад

ДИНАМИКА ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С УЧЁТОМ J_2 И ДАВЛЕНИЯ СОЛНЕЧНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Введение. Возмущённое движение космических аппаратов определяется совокупностью факторов, включая гармоники гравитационного поля ($J_2, J_4, \dots$) и солнечное радиационное излучение (СРД). На низких околоземных орбитах (НОО) обычно преобладает J_2 , тогда как на больших высотах возрастает роль СРД [1–3]. Для аппаратов с крупными отражающими поверхностями (параболические рефлекторы для энергетических задач) СРД способно превысить влияние J_2 даже на НОО [4–7]. Цель работы – сопоставить влияние J_2 и СРД на относительное движение пары «пассивный – активный космические аппараты (КА)» для четырёх различных круговых орбит: низкая околоземная орбита НОО (500 км, 28,5°), геостационарная орбита ГСО (35 786 км, 0°), низкая ареоцентрическая орбита НАО (400 км, 45°), высокая ареоцентрическая орбита ВАО (2000 км, 30°).