

УДК 629.78

РАСЧЕТ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЕТА ЗЕМЛЯ-ЛУНА МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

© Старостина Т.В., Старинова О.Л.

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика
С.П. Королева, г. Самара, Российская Федерация*

e-mail: samara-tanya2000@mail.ru

Анализ тенденций коммерческого применения космических технологий показывает, что одним из наиболее перспективных путей исследования небесных тел и проведения научных экспериментов в космосе являются создание и применение малых космических аппаратов (МКА) и систем на их основе. В данной работе рассматривается перелет МКА с низкой околоземной орбите к Луне. Для реализации российской лунной программы потребуются базы заправки, обслуживания, системы связи и навигации на окололунной орбите. МКА являются относительно недорогим способом отработки необходимых технологий и проведения экспериментов в космосе [1].

Целью данной работы является выбор оптимальных баллистических параметров перелета МКА к Луне с минимальными энергетическими затратами, расчет и построение траектории движения МКА с низкой околоземной орбиты до точки входа в сферу действия Луны.

В данной работе для расчета перелета используется традиционный метод разбиения траектории на участки движения с сферах действия Земли и Луны и построение необходимых участков траектории методом конических сечений в импульсной постановке. Считалось, что МКА будет выполнять маневрирование за счет двигательной установки с химическими ракетными двигателями (ХРД). Главным преимуществом такого способа, послужившим причиной выбора такого типа двигательной установки в этой работе, является высокий удельный импульс тяги, с помощью которого возможно реализовать перелеты за относительно небольшой промежуток времени. Однако стоит отметить, что данный способ имеет немало минусов. Основным недостатком является большой расход топлива в сравнении с массой полезной нагрузки.

Для выбора оптимальной даты перелета необходимо иметь в виду, что орбита Луны прецессирует с периодом около 18,6 лет. За период прецессии наклонение орбиты Луны к плоскости эклиптики изменяется на величину $5,145^\circ$, т. е. за 18,6 лет наклонение Луны в геоцентрической экваториальной системе координат изменяется на промежутке $[23^\circ 27' \pm 5^\circ 14']$ [2]. При старте с российских космодромов для оптимального с точки зрения расхода топлива перелета необходимо, чтобы значение наклонения Луны было максимальным. После проведения сравнительного анализа было выявлено, что оптимальной датой запуска КА будет являться март 2025 года, в это время наблюдается максимальный угол наклонения орбиты Луны – $28,721$ град.

Траектория перелета МКА к Луне с возвращением будем рассчитывать приближенно в системе двух тел к сфере действия Луны [3]. Для этого необходимо разбить движение по траектории на 3 участка:

- геоцентрическое движение к сфере действия Луны;
- селеноцентрическое движение в сфере действия Луны;
- геоцентрическое движение от сферы действия Луны.

Таким образом, приближенная траектория состоит из трех кеплеровых траекторий, в работе подробно рассматривается каждый участок траектории. Для

выбранной даты перелета с помощью модели DE-403 были получены необходимые эфемериды Земли и Луны и определены их координаты и скорости в требуемые моменты времени. Для расчета и отображения траектории движения использовался математический пакет Mathcad. Получилось, что при оптимальной дате отлета, время перелета КА от Земли до точки входа в сферу действия Луны будет составлять чуть меньше 9 дней, результаты построения геоцентрического движения к сфере действия Луны представлены на рисунке, где синяя пунктирная линия отображает исходную околоземную орбиту высотой 400 км; красная линия – траектория перелета МКА до точки входа в сферу действия Луны. Масштаб графика 1:1.

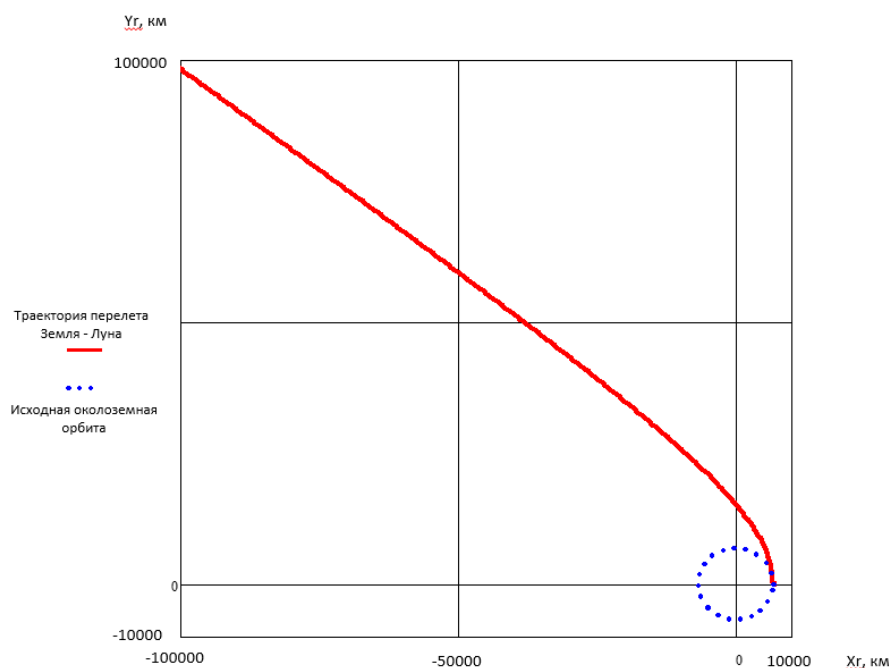


Рис. Траектории КА с низкой околоземной орбиты до точки входа в сферу действия Луны

Таким образом, в данной работе выбрана оптимальная дата перелета, разработан инструмент, способный рассчитать все этапы перелета Земля – Луна – Земля и рассчитаны длительность и расход топлива, необходимые для осуществления перелета. Кроме того, построена траектория перелета КА.

Библиографический список

1. Попович П.Р., Скребушевский Б.С. Баллистическое проектирование космических систем. М.: Машиностроение, 1987. 240 с.
2. Ivashkin V.V. On Trajectories for the Earth-to-Moon Flight with Capture by the Moon // AAS Publications, Science and Technology Series. 2004. Vol. 108. Paper AAS 03-723. P. 157–166 с.
3. Белоконов В.М. Траектории полетов к Луне и межпланетные траектории: конспект лекций / Куйбыш. Авиаци. Ин-т. Куйбышев, 1989. 31 с