

УДК 629.78

Формирование периодических цилиндрических орбит в окрестности точки либрации L_2 системы Земля — Луна

Старинова Ольга Леонардовна^(*)

solleo@mail.ru

Юй Вейцзе

yussau@foxmail.com

Самарский университет, Самара, Россия

Аннотация. В работе рассматривается возможность существования периодических цилиндрических орбит в системе Земля — Луна в окрестности точки либрации L_2 без дополнительных затрат рабочего тела. Показано, что использование солнечного паруса позволит сформировать такие орбиты. Описана методика получения углов установки солнечного паруса, на базе линеаризованных уравнения движения. Приводятся результаты моделирования, которые показывают, что для космического аппарата с реализуемыми проектными параметрами возможно формирование орбит, лежащих ниже южного полюса Луны и пригодных для постоянного наблюдения.

Ключевые слова: Система Земля — Луна, солнечный парус, задача трех тел, периодические цилиндрические орбиты

Введение. Для некоторых космических аппаратов (КА), функционирование которых должно осуществляться в системе Земля — Луна, целесообразно использовать так называемые цилиндрические (или левитирующие) орбиты. Такие орбиты целиком располагаются над или под плоскостью движения Земли и Луны и могут быть эффективными для систем наблюдения за поверхностью Луны в районе полюсов. Это становится особенно полезным, если учесть планируемое расположение обитаемой лунной базы в окрестности южного полюса Луны. Цилиндрические орбиты требуют для своего существования непрерывного управляющего воздействия, поэтому применение двигательных систем связано с постоянным расходом рабочего тела. Космические аппараты с солнечным парусом могли бы функционировать на таких орбитах без затрат топлива.

Материалы и методы; результаты. Законы управления парусом и соответствующие цилиндрические орбиты рассчитываются в рамках фотогравитационной задачи трех тел и получены для систем Солнце — Земля, Солнце — Марс и др. [1–3]. В этих задачах направление светового потока точно противоположно направлению гравитационного ускорения со стороны Солнца, что существенно упрощает проблему. Решение подобной задачи в окрестности Луны осложнено необходимостью учета гравитационного воздействия на КА Земли и Луны, а также фотогравитационного воздействия Солнца.

В данной работе формирование цилиндрических орбит основано на использовании в качестве начального приближения линеаризованных уравнений движения относительно точки либрации с постоянными значениями углов установки солнечного паруса. Изменяется только относительное

направление солнечного света. Такое упрощение позволило получить множество аналитических решений, соответствующих различным параметрам управления парусом и начальному относительному положению Солнца.

Был проведен анализ полученных цилиндрических орбит с целью получения максимальной высоты смещения гало-орбиты Ляпунова ниже плоскости движения Луны. Были найдены значения углов установки паруса, обеспечивающие это максимальное смещение, и получено аналитическое выражение для траектории движения космического аппарата.

Заключение. Результаты моделирования показывают, что из-за смещения Солнца в процессе функционирования космического аппарата такие орбиты являются квазипериодическими цилиндрическими орбитами. При использовании полученных параметров управления солнечным парусом высоты смещения квазипериодических цилиндрических орбит превышают радиус Луны, то есть КА, двигающийся по этим орбитам, может обеспечить непрерывное прямое наблюдение южного полюса Луны.

Список источников

- [1] Simo J. A Comparative Study of Displaced Non-Keplerian Orbits with Impulsive and Continuous Thrust. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2017, no. 17, pp. 463–469.
- [2] Gong S., Li J. Solar sail heliocentric elliptic displaced orbits. *J. of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014, vol. 37, no. 6, pp. 2021–2026.
- [3] Bookless J., McInnes C. Dynamics and control of displaced periodic orbits using solar-sail propulsion. *J. of Guidance, Control, and Dynamics*, 2006, vol. 29, no. 3, pp. 527–537.