

УДК 629.785

Поддержание низкой полярной околокруговой орбиты искусственного спутника Луны

Царегородцев Андрей Юрьевич

ats@kiam1.rssi.ru
SPIN-код: 2834-4757

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, Москва, Россия

Аннотация. Рассмотрена задача поддержания низкой полярной орбиты искусственного спутника Луны в коридоре высот 50–80 км. Предложен итерационный алгоритм выбора начальных условий, минимизирующий максимальные отклонения высоты орбиты от середины коридора высот. Предложена схема с двумя коррекциями в период обращения Луны, позволяющая снизить максимальные отклонения высоты без увеличения затрат топлива по сравнению с одной коррекцией. Проведено моделирование переноса коррекций при возникновении нештатных ситуаций.

Ключевые слова: низкая окололунная орбита, поддержание орбиты, коррекция, гравитационные возмущения

Введение. В ближайшие годы планируется запуск отечественного орбитального аппарата «Луна-Ресурс-1» (ОА), предназначенного для дистанционного зондирования поверхности Луны с низкой полярной окололунной орбиты высотой от 50 до 80 км в течение года. Поддержание заданного коридора высот является сложной баллистической задачей из-за существенных возмущений от неоднородностей гравитационного поля Луны, которые могут привести к выходу космического аппарата (КА) из рабочего коридора высот. Существующие методы поддержания орбиты [1–3], основанные на анализе фазовых траекторий в координатах «эксцентриситет – аргумент периселения», требуют дальнейшего развития в направлении минимизации отклонений высоты и анализа безопасности.

Методы и материалы; результаты. Для решения задачи предложен модифицированный итерационный алгоритм выбора оптимальных начальных условий. Алгоритм основан на минимизации максимального эксцентриситета орбиты КА на интервале между коррекциями. Кроме вектора эксцентриситета оптимизируется и начальное значение большой полуоси орбиты. В результате работы алгоритма формируется программная траектория, параметризованная долготой восходящего узла (ДВУ) в селенографической системе координат. Это позволяет выводить КА на оптимальную траекторию для произвольной текущей ДВУ.

Разработана схема с двумя коррекциями в период обращения Луны, позволяющая уменьшить максимальные отклонения высоты без увеличения суммарных затрат характеристической скорости по сравнению со схемами, использующими одну коррекцию в период. Для определения параметров манёвров использовались методы, основанные на линеаризованных уравнениях

движения [4], с последующей итерационной процедурой уточнения в точной модели возмущений.

Проведено моделирование поддержания орбиты в течение года с учетом 150 гармоник гравитационного поля по модели JGL150Q1, притяжения Земли и Солнца. Схема с двумя двухимпульсными коррекциями в период обращения Луны обеспечила наименьшее максимальное отклонение высоты орбиты от середины коридора высот, при этом суммарные затраты топлива за год оказались сопоставимы со схемами, использующими одну коррекцию в период.

Показано, что перенос коррекций при возникновении нештатных ситуаций практически не влияет на затраты топлива, а запас времени до снижения до минимальной безопасной высоты превышает 55 суток.

Заключение. В работе представлены разработанные методы и алгоритмы поддержания низкой полярной орбиты искусственного спутника Луны.

Предложен алгоритм выбора начальных условий, минимизирующих отклонения высоты орбиты от середины целевого коридора высот.

Предложена схема с двумя коррекциями в период обращения Луны, снижающая максимальные отклонения более чем на 1 км без роста затрат топлива.

Проведен анализ последствий возникновения нештатных ситуаций.

Полученные результаты могут быть использованы при проектировании и планировании миссий по исследованию Луны, требующих длительного функционирования космического аппарата на низких окололунных орбитах.

Список источников

- [1] Beckman M., Lamb R. Stationkeeping for the Lunar Reconnaissance Orbiter (LRO). *Proceedings of the 20th International Symposium on Space Flight Dynamics*, 2007.
- [2] Matsumoto S., Ogawa M., Kawakatsu Y., Konishi H., Ikeda H., Terada H., Tanaka K., Kato T., Otani K., Kamikawa E., Ikegami S. Flight results of selenological and engineering explorer KAGUYA on lunar orbit. *The 22nd International Symposium on Space Flight Dynamics*, 2009, vol. 1, no. 2, 5 p.
- [3] Davis D.C, Park J., Choi S., Whitley R., Carrico J., Rew D.Y., Choi S.W. Enhanced station-keeping maneuver control technique for delta-V cost reduction in the Korea Pathfinder Lunar Orbiter. *AAS Astrodynamics Specialists Conference*, 2018.
- [4] Баранов А.А. *Маневрирование космических аппаратов в окрестности круговой орбиты*. Москва, Изд-во «Спутник +», 2016, 512 с.