

Разработка программно-баллистического обеспечения перелёта космического аппарата на окололунную орбиту

Научный руководитель – Константинов Михаил Сергеевич

Бондаренко Юрий Александрович

Студент (бакалавр)

Российский университет дружбы народов, Москва, Россия

E-mail: bondarenko.yua@gmail.com

Анализируется следующая транспортная проблема. Космический аппарат находится на низкой околоземной круговой орбите с заданными высотой, наклоном орбиты. Необходимо перевести его на низкую окололунную полярную (с наклоном 90 градусов к плоскости лунного экватора) орбиту.

Разработан программный комплекс, при помощи которого эта задача решается в первом приближении. Язык разработки: С. Входные данные: наклонение и высота низкой околоземной орбиты, с которой осуществляется старт космического аппарата (далее - КА) для полета к Луне, координаты Луны в геоцентрической экваториальной системе координат, ее скорость в той же системе в момент выхода КА на окололунную орбиту. Выходные данные: характеристики точки старта КА с околоземной орбиты, вектор необходимого импульса скорости для перехода на орбиту перелёта, характеристики гиперболы подлёта КА к Луне, величина необходимого тормозного импульса скорости для выхода на орбиту искусственного спутника Луны, оценка времени перелёта. Эти выходные данные записываются в выходной текстовый файл. Данные программы можно использовать для дальнейшего анализа с использованием численного решения задачи трёх или более тел (численного интегрирования уравнений движения аппарата в системе Земля-Луна-Солнце-аппарат). Программный комплекс разработан с эффективным использованием ресурсов ПК.

Работа программного комплекса осуществляется за счёт простого и понятного алгоритма расчёта, основанного на методе грависфер нулевой протяженности (точечного действия) [3, 4]. Положение плоскости начальной орбиты КА находится из условия принадлежности его орбиты геоцентрического радиус-вектора Луны, что позволяет нам вычислить долготу восходящего узла перелётной орбиты КА. Аргумент широты точки старта получим из предположения об угловой дальности геоцентрического перелёта к Луне, равной 180 градусам [3]. Далее находятся координаты точки старта и импульс скорости для перехода КА с начальной околоземной орбиты на перелётную орбиту [4]. Затем определяется гиперболический избыток скорости КА, который и позволяет провести анализ селеноцентрического участка траектории [3,4,5], совершается переход к селеноцентрической экваториальной системе координат и рассчитываются параметры гиперболической траектории КА [1,2,5], а также тормозной импульс скорости [1,2,3].

Благодарности.

Я выражаю благодарность моему научному руководителю, д. т. н., профессору Константинову Михаилу Сергеевичу за помощь в постановке задачи и разработке алгоритма расчёта.

Источники и литература

- 1) Дубошин Г.Н. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. М., 1976

- 2) Егоров В.А. Пространственная задача достижения Луны. М., 1965
- 3) Охочимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта. М., 1990
- 4) Константинов М.С., Каменков Е.Ф., Перельгин Б.П., Безвербый В.К.; Под ред. Мишина В.П. Механика космического полета: Учебник для втузов, М., 1989
- 5) Martikan F., Santora F. Volume 2 - Lunar Flight Handbook Part 2 – Lunar Mission Phases