

Разработка программно-баллистического обеспечения перелета к Юпитеру и анализ траектории космического аппарата в окрестности планеты.

Научный руководитель – Константинов Михаил Сергеевич

Яблоновский Павел Алексеевич

Студент (бакалавр)

Российский университет дружбы народов, Инженерный факультет, Москва, Россия

E-mail: pavel.yablonovsky@mail.ru

В работе рассматривается следующая транспортная задача. Космический аппарат (КА) вместе с химическим разгонным блоком выведен на низкую околоземную круговую орбиту с заданной высотой и наклоном. Необходимо обеспечить перелёт КА в окрестность Юпитера и проанализировать несколько возможных его маневров в окрестности Юпитера:

- Выведение КА на орбиту искусственного спутника Юпитера;
- Выведение КА на спутниковую орбиту относительно естественного спутника Юпитера Каллисто;
- Гравитационный маневр у Юпитера.

Был разработан программный комплекс на языке C++, основанный на методах грависфер нулевой протяженности [1, 2]. Также реализована и использовалась модель эфемеридного обеспечения, написанная на MathCad.

Метод грависфер нулевой протяженности сводится к основным допущением:

- Пренебрежению протяженностью грависферы планеты старта и назначения на гелиоцентрическом участке траектории межпланетного перелета.
- При анализе энергетических планетоцентрических характеристик межпланетной траектории грависферы планет рассматриваются бесконечно протяженными.
- Временем движения на планетоцентрических участках траектории пренебрегается.
- При анализе планетоцентрических участков траектории планетоцентрические скорости КА в момент выхода из грависферы планеты старта и в момент входа в грависферу планеты назначения считаются равными гиперболическим избыткам скорости.

Суть метода грависфер состоит в том, что вся траектория межпланетного КА разбивается на три участка: полет в сфере действия планеты отправления (геоцентрический участок), перелет между планетами (гелиоцентрический участок), полет в сфере действия планеты назначения (планетоцентрический участок).

При рассмотрении транспортной задачи анализ гелиоцентрического участка сводится к решению задачи Ламберта. Задачу Ламберта можно рассматривать относительно большой полуоси перелетной орбиты.

В результате решения задачи Ламберта однозначно определяются: фокальный параметр и эксцентриситет гелиоцентрической орбиты перелета, а также истинная аномалия начальной точки этой орбиты.

В итоге, использование разработанной программы дает возможность определить параметры гелиоцентрического, геоцентрического и планетоцентрического участка траектории, и характеристики для решения планетоцентрических задач. Также определяются гелиоцентрические скорости КА в начале и конце траектории гелиоцентрического перелета, гиперболические избытки скорости выхода из грависферы Земли и входа в грависферу Юпитера.

Источники и литература

- 1) Дубошин Г.Н., Справочное руководство по небесной механике и астродинамике, М., 1976.
- 2) Константинов М.С. и др. Механика космического полета. Учебник для ВТУЗов М., 1989.
- 3) Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полёта. М., 1990.
- 4) Суханов А.А., Астродинамика., 2010.