

УДК 629.78

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОСМИЧЕСКОЙ МИССИИ ИНСПЕКЦИИ ОРБИТАЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ ЦИКЛОИДАЛЬНОГО МАНЕВРИРОВАНИЯ

© Уперчук Р.А., Сачук Д.В., Шулепов А.И.

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

e-mail: uperchuk.roman@yandex.ru

В работе отражены основные этапы разработки космической миссии инспекции космических аппаратов на низких круговых орбитах с помощью аппаратов-инспекторов.

Разработаны две математические модели расчета циклоидального маневрирования в первом приближении [1]. В первой модели маневры выполняются в плоскости вектора ускорения свободного падения Земли, а во второй – в перпендикулярной данному вектору плоскости, что более эффективно по критерию минимизации топливных затрат. Получены формулы для моделирования траектории и расчета необходимых импульсов скорости и потребной массы топлива, которые могут быть использованы для проектировочных баллистических расчетов в первом приближении [2].

Циклоидальный маневр производится за счет управления вектором скорости при помощи рулевых жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ). Ограничения маневра состоят, соответственно, в предельном угле поворота рулевых двигателей. Для расчета маневра следует разбить рамку циклоиды на конечное число точек, в каждой из которых подается импульс для корректирования траектории. Принимается допущение, что затратами топлива на работу механизмов системы управления движением (СУД) по повороту сопел можно пренебречь, а в результате подачи импульса аппарат-инспектор поворачивается так, что главная ось инерции совмещается с вектором скорости мгновенно. Данные технические моменты требуется учитывать при последующих итерационных проектировочных расчетах с более детально проработанной компоновкой.

Выполнено проектирование компоновочной схемы аппарата-инспектора в первом приближении при помощи программного обеспечения EFKAN и SolidWorks. В качестве прототипа использовался космический аппарат-инспектор «Персона» с учетом того, что масса и габаритные размеры проектируемого аппарата уменьшены (до 1200 кг). Выбрана ракета-носитель («Протон-М») и распределены компоненты характеристической скорости по ступеням методом Монте-Карло. Проинтегрированы уравнения движения ракеты-носителя в оскулирующих элементах методом Рунге–Кутты IV порядка, выполнена графическая визуализация траектории. Разработано программное обеспечение на языке программирования Python по определению координат и скоростей аппарата-инспектора в различных системах координат (стартовая, связанная, скоростная, геоцентрическая) и конвертированию данных в формат TLE (two-line elements) и обратно. Разработана предполагаемая баллистическая схема космической миссии, включающая в себя следующие этапы: спуск космического аппарата на круговую орбиту выведения, перелет на целевую орбиту по промежуточному эллипсу, переход на предпусковую орбиту и спуск аппарата-инспектора [3]. Рассчитаны затраты топлива на возможную корректировку орбиты от действия верхних слоев атмосферы и нецентральности гравитационного поля Земли по методике И.В. Белоконова [4].

Произведен выбор солнечных батарей. Рассчитаны массогабаритные характеристики комплексной двигательной установки и силового гироскопического комплекса. Спроектирован головной обтекатель для спутника-инспектора под выбранную РН при помощи программного обеспечения в Delphi и Femap [3].

В процессе выполнения данной научно-исследовательской работы рассматривалась возможность применения метода Стермера–Верле для интегрирования траекторий ракет-носителей. Особенностью данного метода является отсутствие в формулах компонент вектора скорости, что позволяет избежать дополнительной погрешности, связанной с численным дифференцированием массива ускорений. Основной недостаток – необходимость задания координат исследуемого тела в два момента времени (текущий и предыдущий, согласно формулам) в качестве граничных условий, что требует параллельного использования другого численного метода. Тестовые расчеты, заключавшиеся в использовании метода Стермера–Верле вместе с улучшенным методом Эйлера, показали, что метод дает приемлемые результаты (различие в вычислении координат с интегрированием методом Рунге–Кутты в 4,055 % по оси X и 2,395 % по оси Y стартовой системы координат) только в случае одноступенчатых ракет, а при увеличении числа ступеней наблюдаются значительные скачки погрешности, поэтому его использование в рамках проектирования данной космической миссии неприемлемо.

Помимо инспектирования вышедших из строя спутников проектируемая космическая миссия может использоваться для увода объектов космического мусора с орбиты при оснащении аппарата-инспектора соответствующим целевым оборудованием.

Библиографический список

1. Уперчук Р.А., Сачук Д.В., Шулепов А.И. Разработка математической модели инспекции вышедших из строя спутников, движущихся по низким круговым орбитам: сборник тезисов докладов XLVI Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения». 2020. С. 312–313.
2. Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов [Электронный ресурс]. 2-е изд. (эл.). М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. 407 с.
3. Куренков В.И., Панков А.А. Основы автоматизированного проектирования [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие. Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т (нац. исслед. ун-т), 2012. 236 с.
4. Белоконов И.В. Расчет баллистических характеристик движения космических аппаратов: учеб. пособие. Самара: Изд-во Самар. аэрокосм. ун-та, 1994. 76 с.