

Расчёт космической миссии инспекции с использованием циклоидальных маневров

Научный руководитель – Шулепов Александр Иванович

Уперчук Р.А.¹, Сачук Д.В.²

1 - Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Институт ракетно-космической техники, Самара, Россия, *E-mail: uperchuk.roman@yandex.ru*; 2 - Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Институт ракетно-космической техники, Самара, Россия, *E-mail: sachukdasha@yandex.ru*

Постоянное увеличение количества объектов космического мусора в околоземном пространстве способствует тому, что большую актуальность приобретают задачи маневрирования, так как их решение позволяет изучать технические причины отказа бортового комплекса управления (БКУ) спутников, движущихся по орбите, в случаях, когда это их поиск с наземного комплекса управления (НКУ) затруднителен. Работа посвящена разработке математической модели манёвров по циклоидальной траектории, предназначенных для инспектирования отработавших или вышедших из строя космических аппаратов (КА). Прикладным результатом является алгоритм расчёта циклоидальных манёвров в плоскости, перпендикулярной радиусу орбиты.

В рамках работы также произведен выбор массовых характеристик ракеты-носителя (РН) по методу Монте-Карло, выполнено моделирование движения РН на активном участке полёта в стартовой системе координат и движения аппарата-инспектора по орбите в геоцентрической системе координат (ГСК) по формулам динамики полёта [1,2].

Понятие циклоидального манёвра и формулы для его расчёта были выведены в работе [3]. Предполагалось, что манёвр происходит в одной плоскости с радиусом орбиты, что не является оптимальным, так как для маневрирования необходимо противодействовать вектору силы тяжести, лежащему в этой плоскости. Более предпочтительным является манёвр, происходящий в плоскости, перпендикулярной радиусу орбиты, проведённому в точку траектории КА.

Циклоидальный манёвр производится за счёт управления вектором скорости при помощи рулевых жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРД МТ). Ограничения манёвра состоят, соответственно, в предельном угле поворота рулевых двигателей. Для расчёта манёвра следует разбить рамку циклоиды на конечное число точек, в каждой из которых подаётся импульс для корректирования траектории. Чем больше число точек, тем более гладкой будет кривая. Принимаем 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 необходимо учитывать при расчёте КА с конкретной компоновкой.

Источники и литература

- 1) Сихарулидзе, Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов [Электронный ресурс] /Ю.Г. Сихарулидзе. - 2-е изд. (эл.). - М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. - 407 с.
- 2) Куренков, В.В. Основы автоматизированного проектирования [Электронный ресурс]: электрон. учеб. пособие /В.И. Куренков, А.А. Панков, - Самара: Минобрнауки России, Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П. Королёва (нац. исслед. ун-т), 2012. - 236с.

- 3) Уперчук Р.А., Сачук Д.В., Шулепов А.И. Разработка математической модели инспекции вышедших из строя спутников, движущихся по низким круговым орбитам / Р.А. Уперчук, Д.В. Сачук, А.И. Шулепов // Сборник тезисов докладов XLVI Международной молодёжной научной конференции "Гагаринские чтения". 2020. - С. 312-313.