

УДК 62-112.9

Определение рационального облика геостационарного космического аппарата-эвакуатора

Меркулова Александра Александровна^(*) maa20m488@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. Рассмотрены результаты анализа проектных параметров космического аппарата-эвакуатора, предназначенного для увода группы объектов космического мусора — разгонных блоков с геостационарной орбиты на орбиту захоронения. Проведено сравнение двух вариантов проектного облика аппарата-эвакуатора с различными двигательными установками: с жидкостным ракетным двигателем и электрическим ракетным двигателем. Показано, что наиболее рациональным с точки зрения массы для геостационарной орбиты является вариант с электрореактивной двигательной установкой.

Ключевые слова: объект космического мусора, космический аппарат-эвакуатор, геостационарная орбита, двигательная установка, проектный облик

Введение. Заполнение геостационарной орбиты (ГСО) аппаратами, закончившими функционирование, является серьезнейшей проблемой настоящего времени. Они должны быть уведены на орбиты захоронения. Это можно сделать с помощью космического аппарата-эвакуатора (КА-эвакуатора). Цель работы — определение оптимального проектного облика КА-эвакуатора, предназначенного для увода с геостационарной орбиты на орбиту захоронения группы объектов космического мусора (ОКМ).

Материалы и методы; результаты. В работе используются материалы исследования [1], на основе которых проведен баллистический анализ. С применением методов инерционно-массового анализа проведено сравнение двух вариантов проектного облика аппарата-эвакуатора: с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) и электрическим ракетным двигателем (ЭРД).

Для проектного облика КА-эвакуатора с ЖРД по методике, изложенной в работах [1, 2], найдено, что масса топлива, необходимая для увода тридцати ОКМ на орбиты захоронения составляет около 2400 кг. По материалам [3] получена масса основных бортовых систем КА-эвакуатора порядка 1200 кг, определена площадь солнечных батарей, равная $4,2 \text{ м}^2$ и необходимая емкость аккумуляторной батареи около 260 А·ч. Стартовая масса КА-эвакуатора в данном варианте составляет примерно 4200 кг.

Для проектного облика КА-эвакуатора с ЭРД по методике, изложенной в работе [4], определено, что потребная масса топлива для увода тридцати ОКМ равна порядка 860 кг. Масса бортовых систем при этом по материалам [5] составляет порядка 1100 кг. При этом площадь солнечных батарей равна 21 м^2 , а емкость аккумуляторной батареи 9000 А·ч. Стартовая масса КА-эвакуатора в данном варианте составляет примерно 2600 кг.

Заключение. Таким образом показано, что наиболее рациональным с точки зрения массы для увода 30 ОКМ с ГСО является вариант КА-эвакуатора с двигательной установкой на ЭРД.

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ № 23-29-00419.

Список источников

- [1] Baranov A.A., Grishko D.A., Khukhrinab O.I., Chend D. Optimal transfer schemes between space debris objects in geostationary orbit. *Acta Astronautica*, 2020, no. 169, pp. 23–31.
- [2] Гришко Д.А., Васильков Б.О. О некомпланарном переходе второго типа между двумя круговыми орбитами. *Авиационная техника*, 2018, № 3, с. 35–41.
- [3] Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. *Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 572 с.
- [4] Салмин В.В., Четвериков А.С., Гоголев М.Ю. *Расчет проектно-баллистических характеристик и формирование проектного облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивной двигательной установкой с использованием информационных технологий*. Самара, Изд-во Самарского ун-та, 2019, 196 с.
- [5] Дмитриев С.Н., Алиев И.Н., Онуфриев А.В. Об особенностях использования электроракетных двигательных установок для транспортировки радионуклидов в дальний космос. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2011, вып. 2, с. 35–40.