

Результаты сравнения точного и приближенного методов расчетов для перелётов типа «эллиптическая орбита – круговая орбита».

Табл. 2. Результаты сравнения «эллиптическая орбита – круговая орбита»

Способ решения	Параметры перелёта			
	$r_a^0 = 42171$ км $r_n^0 = 6871$ км $i_0 = 75^\circ$	$r_a^0 = 42378$ км $r_n^0 = 6578$ км $i_0 = 7^\circ$	$r_a^0 = 46500$ км $r_n^0 = 6642,9$ км $i_0 = 7^\circ$	$r_a^0 = 34171$ км $r_n^0 = 6595$ км $i_0 = 63,17^\circ$
	$r_k = 42165$ км	$r_k = 42378$ км	$r_k = 42378$ км	$r_k = 42160$ км
	$m_0 = 1320$ кг $I_{уд} = 1500$ с $P = 0,332$ Н	$m_0 = 2000$ кг $I_{уд} = 2000$ с $P = 0,350$ Н	$m_0 = 1500$ кг $I_{уд} = 1994,06$ с $P = 0,200$ Н	$m_0 = 776$ кг $I_{уд} = 1500$ с $P = 0,166$ Н
	Время перелёта, сут			
Приближённый	171,7303	139,0683	178,1134	193,3796
Точный	170,117	139,0382	177,3602	191,406
Отклонение, %	0,58	0,02	0,42	1,03

Библиографический список

1. Салмин, В. В. Расчёт приближённо-оптимальных перелётов космического аппарата с двигателями малой тяги с высокоэллиптической на геостационарную орбиту / В. В. Салмин, К. В. Петрухина, А. А. Кветкин – Самара: СГАУ, 2019. – 15 с.

УДК 629.785

Романов Н.А.

КОРРЕКЦИЯ НИЗКИХ ОРБИТ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Основной задачей космической системы наблюдения является получение космических снимков с высокими показателями линейного разрешения на местности и периодичности наблюдения наземных объектов.

Желательным вариантом съёмки наземных объектов с высоким разрешением является размещение космического аппарата (КА) на низких орбитах, высотой порядка 300...500 км. Проблемой для всех низких орбит является значительное торможение КА, обусловленное атмосферой Земли, что вызывает достаточно быстрое снижение высоты орбиты КА. Решением этой проблемы является использование электрических ракетных двигателей (ЭРД) для компенсации аэродинамического сопротивления.

Необходимое условие для компенсации аэродинамических возмущений:

$$a_k \geq f_a; \int_0^T \frac{P}{M_{ка}} a dt \geq \int_0^T \sigma_{ср} \rho V^2 dt,$$

где P – тяга ЭРД; $M_{ка}$ – масса космического аппарата; $\sigma_{ср} = \frac{c_x S}{2M_{ка}}$ – его средний баллистический коэффициент; ρ – плотность атмосферы; V – скорость полёта КА; a – относительное время работы ЭРД на витке ($a = \frac{T_M}{T_{об}}$, где T_M – моторное время, $T_{об}$ – период обращения). Левая часть неравенства отражает интегральные управляющие воздействия, правая часть – интегральные возмущающие воздействия.

В неравенстве присутствуют проектные параметры, характеризующие облик КА ($M_{ка}$, $\sigma_{ср}$, P) и параметры, отражающие факторы воздействия внешней среды ($\rho = \rho(t)$, $V(t)$) и параметр, задающий циклограмму коррекций a .

Область потребных значений корректирующего ускорения от ЭРД зависит от баллистического коэффициента и высоты полёта. Следует отметить, что плотность атмосферы неоднозначно связывается с высотой полёта, а определяется совокупностью факторов, главным из которых является уровень солнечной активности (рис. 1).

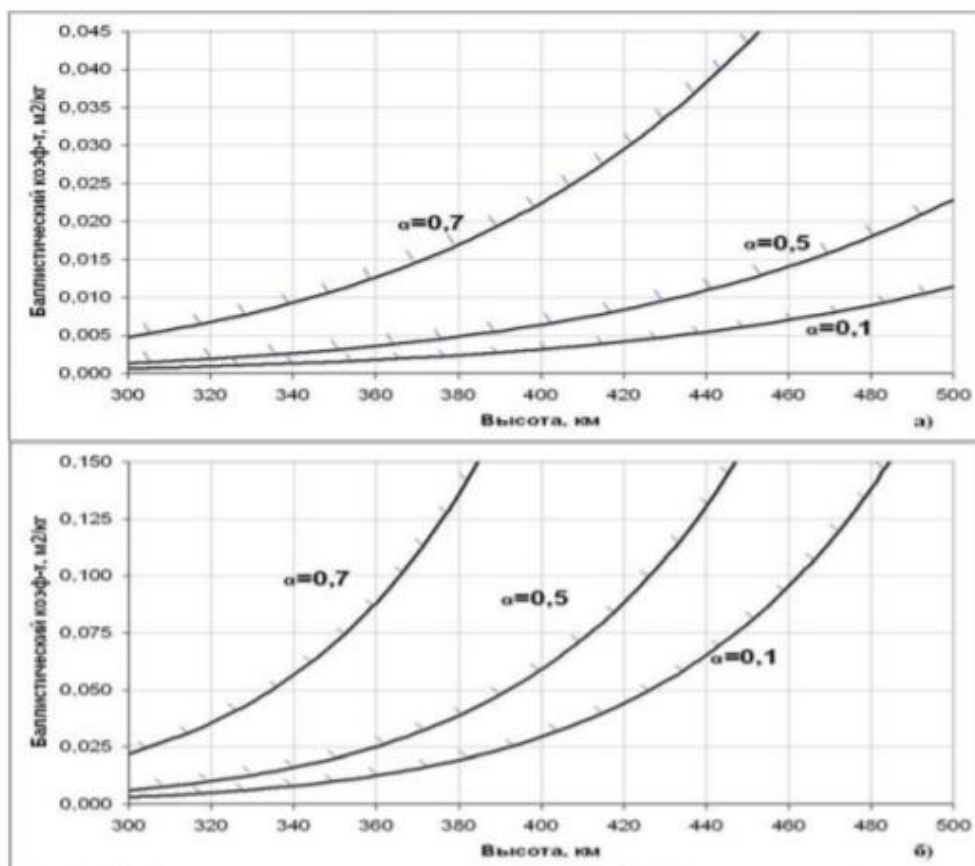


Рис. 1. Область применения корректирующей ЭРДУ на низкоорбитальных космических аппаратах при уровнях солнечной активности:

$$F_0 = 250 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \text{Гц}} \text{ и } F_0 = 75 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \text{Гц}}$$

В основу математической модели движения положено уравнение возмущенного движения ИСЗ в векторной форме, которое имеет вид:

$$\frac{d\bar{V}}{dt} = -\mu \cdot \frac{\bar{r}}{r^3} + \bar{f}_B,$$

где \bar{r} – радиус вектор (соединяет центр Земли и центр масс КА), μ – гравитационный параметр Земли, \bar{f}_B – равнодействующая всех возмущающих ускорений. Выбирается в качестве математической модели движения система уравнений в оскулирующей системе координат, тогда рабочая орбита ИСЗ описывается параметрами $(A, e, i, \omega, \Omega)$.

Для поддержания рабочей орбиты ИСЗ можно использовать различные альтернативы типов КДУ или их комбинации:

- ЖРД;
- использование ЖРД совместно с ЭРДУ;
- использование ЭРДУ.

Наиболее эффективные варианты отбираются согласно следующим критериям предпочтения:

- $T_{\text{сущ}} \rightarrow \max$ (срок активного существования КА);
- $M_{\text{РТ}} \rightarrow \min$ *(масса рабочего тела, необходимого для коррекции).

При этом необходимо контролировать выполнение ограничений:

- $N_{\text{ЭРДУ}} \leq N_{\text{доп}}$ (потребляемая ЭРДУ мощность не превышает допустимой величины);
- $M_{\text{ЭРДУ}} \leq M_{\text{доп}}$ (масса ЭРДУ не более допустимой величины).

Таким образом, задача выбора проектных характеристик ЭРДУ и циклограмм орбиты формулируется следующим образом:

Выбрать основные проектные характеристики и баллистические схемы коррекции орбит КА с ЭРДУ, получить гарантирующие оценки затрат рабочего тела на поддержание орбит обеспечивающие экстремум критериальных параметров при выполнении ограничений. Для решения этой задачи требуется создать методы выбора основных проектных характеристик электродвигательного модуля, создать программное обеспечение для решения задач и показать на примере реальных КА эффективность методов и моделей.

Библиографический список

1. Салмин, В. В. Поддержание заданных орбитальных параметров КА с помощью двигателей малой тяги / В. В. Салмин, В. В. Волоцуев, С. В. Шиханов // Вестник СГАУ. – 2013 г. – № 42. – 7 с.
2. Дубошин, Г. Н. Справочное руководство по небесной механике и астродинамике / Г. Н. Дубошин. – М.: Наука, 1976. – 863 с.

3. Соллогуб, А. В. Космические аппараты систем зондирования поверхности Зели. Математические модели повышения эффективности КА / А. В. Соллогуб, Г. П. Аншков, В. В. Данилов; под ред. Д. И. Козлова. – М.: Машиностроение, 1993. – 366 с.

УДК 629.785

Сараева Е.А.

ФОРМИРОВАНИЕ ПРОЕКТНОГО ОБЛИКА ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО ТРАНСПОРТНОГО МОДУЛЯ ДЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК НА ОКОЛОЗЕМНЫЕ ОРБИТЫ

В настоящее время проблема повышения эффективности транспортных операций в космосе выходит на первый план.

В последнее время стал появляться интерес к выводу космических аппаратов (КА) на опорную орбиту ракета-носителями с последующим выведением КА на целевую орбиту при помощи электроракетной двигательной установки малой тяги. Этот динамический манёвр более продолжителен, но позволяет увеличить относительную массу полезной нагрузки.

Космическая транспортная система (КТС) является сложной технической системой. На первом уровне иерархии выделяются крупные подсистемы: космическая головная часть, ракетно-технический комплекс и наземный комплекс управления.

Для снижения затрат средств и времени на разработку КТС в её составе используют уже разработанные и серийно выпускаемые изделия ракетно-космической техники. На рис. 1 представлена космическая головная часть, в составе которой можно увидеть электроракетный транспортный модуль (ЭРТМ), который соединён с полезной нагрузкой. ЭРТМ состоит из адаптера, полезной нагрузки (ПН) и двух отсеков – приборного и энергодвигательного.

На рис. 2 представлен проектный облик электроракетного транспортного модуля. Приборный отсек служит для размещения приборов и антенн служебных систем. Корпус приборного отсека представляет собой шестигранный каркас, закрытый со всех сторон сотопанелями, на которые устанавливаются приборы.

Энергодвигательный отсек (ЭДО) предназначен для размещения объединённой двигательной установки (ОДУ), энергетической установки и солнечных батарей транспортного модуля. Обеспечивает тягу и электроснабжение транспортного модуля.