

## РАСЧЁТ ОПТИМАЛЬНЫХ ПЕРЕЛЁТОВ С ВЫСОКОЙ ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ОРБИТЫ НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ

Геостационарная орбита – круговая орбита, расположенная над экватором Земли, находясь на которой, искусственный спутник обращается вокруг планеты с угловой скоростью, равной угловой скорости вращения Земли вокруг оси.

Основные баллистические схемы перелётов космических аппаратов (КА) на геостационарные орбиты (ГСО) с использованием электроракетных двигательных установок (ЭРДУ):

- выведение КА на переходную эллиптическую орбиту, как это схематично показано на рис. 1 (функцию довыведения КА выполняет собственная ЭРДУ);
- двухимпульсный переход КА на переходную орбиту за счёт работы химического разгонного блока (ХРБ);
- формирование начальной орбиты с последующим формированием переходной орбиты с помощью ХРБ (на последнем этапе перелёта задействуется многогоразовый электроракетный транспортный модуль с большой энерговооруженностью, который совершает обратный перелёт на начальную орбиту).

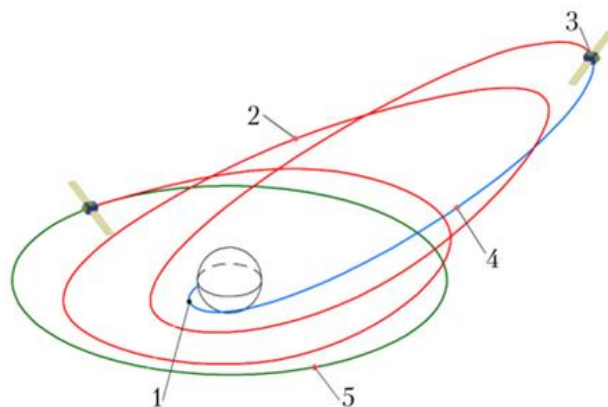


Рис. 1. Баллистическая схема перелёта с высокоэллиптической на геостационарную орбиту:

- 1 – выдача импульса последней ступенью ракеты-носителя;
- 2 – траектория движения КА с ЭРДУ; 3 – начало работы ЭРДУ;
- 4 – переходный эллипс; 5 – геостационарная орбита

Уравнения возмущённого управляемого движения КА в оскулирующих элементах с непрерывно работающим двигателем малой тяги имеют следующий вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dA}{dt} = \frac{2p}{(1-e)^2} \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot [e \sin \vartheta \cdot S + (1 + e \cos \vartheta) \cdot T], \\ \frac{de}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot \left[ \sin \vartheta \cdot S + \frac{e \cos^2 \vartheta + 2 \cos \vartheta + e}{1 + e \cos \vartheta} \cdot T \right], \\ \frac{di}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot \frac{\cos u}{1 + e \cos \vartheta} \cdot W, \\ \frac{d\omega}{dt} = \frac{1}{e} \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot \left[ -\cos \vartheta \cdot S + \frac{\sin \vartheta (2 + e \cos \vartheta)}{1 + e \cos \vartheta} \cdot T - \frac{e \sin u \cdot \text{ctgi}}{1 + e \cos \vartheta} \cdot W \right], \\ \frac{d\Omega}{dt} = \sqrt{\frac{p}{\mu}} \cdot \frac{\sin u}{\sin i (1 + e \cos \vartheta)} \cdot W, \\ \frac{du}{dt} = \frac{\sqrt{\mu p}}{p^2} \cdot \left[ (1 + e \cos \vartheta)^2 - \frac{p^2}{(1 + e \cos \vartheta)\mu} \cdot \text{ctgi} \cdot \sin u \cdot W \right]. \end{array} \right.$$

где  $p = A(1 - e^2)$  – фокальный параметр;  $\vartheta = u - \omega$  – истинная аномалия;  $e$  – эксцентриситет;  $\omega$  – угловое ускорение перицентра от узла;  $\Omega$  – долгота восходящего узла;  $i$  – наклонение орбиты;  $\tau$  – время прохождения через перицентр;  $t$  – время;  $\vartheta$  – истинная аномалия;  $u$  – аргумент широты;  $S, T, W$  – проекции реактивного ускорения на направление радиус–вектора, на перпендикулярное к нему в плоскости орбиты и на перпендикулярное к плоскости орбиты;  $\mu = fM$  – произведение гравитационной константы на массу притягивающего центра.

Результаты сравнения точного и приближенного методов расчётов для перелётов типа «круговая орбита–круговая орбита» приведены в табл. 1.

Таблица 1. Результаты сравнения «круговая орбита–круговая орбита»

Способ решения	Параметры перелёта		
	$r_0 = 20000$ км $r_k = 23350$ км $\Delta i = 19,002^\circ$ $a = 0,00498$ м/с <sup>2</sup>	$r_0 = 50000$ км $r_k = 58375$ км $\Delta i = 19,002^\circ$ $a = 0,00080$ м/с <sup>2</sup>	$r_0 = 80000$ км $r_k = 93400$ км $\Delta i = 19,002^\circ$ $a = 0,00031$ м/с <sup>2</sup>
	Время перелёта, сут		
Приближенный	5,2416	20,648	41,760
Точный	5,1580	20,389	41,264
Отклонение, %	1,62	1,27	1,20

Отклонения могут быть вызваны некоторой погрешностью в выполнении граничных условий задачи. Второй этап – сравнение на примере перелётов типа «эллиптическая орбита – круговая орбита». Конечные значения эксцентриситета и наклонения для всех случаев приняты близкими к нулю, чтобы избежать особенностей при интегрировании уравнений.

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.