

Рис. 3. Оптимальные значения радиусов апогея промежуточной орбиты

Библиографический список

1. Охоцимский Д. Е., Сихарулидзе Ю. Г. Основы механики космического полёта: учебное пособие. М. Наука, 1990 г.
2. Константинов М. С., Мин Тхейн Метод оптимизации траектории выведения КА с электроракетной двигательной установкой на ГСО // Вестник МАИ. 2009. Т. 16. №5. С. 282-290.
3. Петухов В. Г. Квазиоптимальное управление с обратной связью для многовиткового перелёта с малой тягой между некомпланарными эллиптической и круговой орбитами // Космические исследования. 2011. Т. 49. №2. С. 128-137.
4. Салмин В. В., Петрухина К. В., Кветкин А. А. Расчёт приближённо-оптимальных перелётов космического аппарата с двигателями малой тяги с высокоэллиптической на геостационарную орбиту // Космическая техника и технологии. 2019. №4(27). С. 94-108.
5. Fadeenkov P., Ishkov S. Low thrust spacecraft motion control with simultaneous changes in main orbital elements // Mathematics in Engineering, Science and Aerospace. 2019. Vol. 10. No 4. P. 733-738.

УДК 629.7

Кадочников А.П., Осадчая Д.С., Ерохин В.И., Пророк В.Я., Сотников С.В.

МОДЕЛЬ МНОГОСПУТНИКОВОЙ ГРУППИРОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Развёртывание многоспутниковых группировок (МГ) космических аппаратов (КА) (Starlink, OneWeb, Telesat LEO и т.д.) значительно увеличивает возможность возникновения опасных сближений в космосе. В настоящее время половина всех опасных сближений в космическом пространстве происходит с участием КА из состава МГ Starlink, которая в настоящее время насчитывает уже около 2000 [1, 2]. В ближайшем будущем количество КА в МГ Starlink возрастет и до-

стигнет десятков тысяч. Следовательно, повышается значение высокоточного и достоверного прогнозирования траекторий полёта КА из состава МГ, с учётом растянутого во времени выхода их на целевые орбиты, которое составляет порядка двух-четырёх месяцев. Это позволит правильно оценить риски их столкновений с другими космическими объектами и своевременно принять меры по недопущению опасных ситуаций в околоземном космическом пространстве [3]. Целью работы является разработка модели МГ КА для своевременного выявления и прогнозирования развития опасных ситуаций в космосе.

КА Starlink специально сконструированы для группового запуска, одновременно 50-60 штук (планируется до 400). КА располагаются под обтекателем ракетносителя и имеют размеры: длина – 3,2 м, ширина – 1,6 м, высота – 0,2 м [5]. КА оснащены электроракетными двигателями (ЭРД), работающими на криптоне. ЭРД позволяют КА изменять опорную орбиту, маневрировать в космосе и сходиться с орбиты в конце полезного срока службы. Масса одного спутника – 270 кг. На каждом КА установлена солнечная батарея, 4 фазированные антенные решётки [6]. Выведение или сход с орбиты осуществляется в результате непрерывной работы двигателя. Анализ информации, полученный на основе статистических данных по выведению КА из состава текущей группировки [1], показывает, что при перелёте КА Starlink с опорной на целевую орбиту, чаще всего происходит два включения ЭРД, при средней продолжительности непрерывной работы 26 суток. При выведении КА на целевую орбиту ЭРД КА создаёт тягу, направленную вдоль скорости КА, стараясь его разогнать (для подъёма) или затормозить (для спуска). Из-за этого КА начинает двигаться вокруг Земли не по кругу, а по спирали [4].

Полёт КА с ЭРД происходит в течение двух, четырёх месяцев. Описание динамики полёта КА представляет собой задачу, основанную на численном интегрировании дифференциальных уравнений движения КА.

Исходные данные для моделирования представлены в табл. 1.

Для проведения оценочных расчётов процесса выведения КА Starlink вполне приемлемыми являются хорошо известные аналитические зависимости [4]. Требуемый запас характеристической скорости КА определяется:

$$\Delta V_{хар} = \sqrt{\frac{\mu}{r_0}} \sqrt{1 - 2 \frac{\cos \frac{\pi \Delta i}{2}}{\sqrt{\frac{r_u}{r_0}}} + \frac{r_0}{r_u}}. \quad (1)$$

Выражение для определения времени выполнения межорбитального перелёта и времени работы двигательной установки имеет вид:

$$\tau_{\text{дв}} = \tau_{\text{пер}} = \frac{I_{y\partial}}{a_0} \left[1 - e^{-\frac{\Delta V_{\text{хар}}}{I_{y\partial}}} \right]. \quad (2)$$

Таблица 1. Исходные данные для моделирования

Условное обозначение	Наименование параметров
\vec{R}_{KA}	радиус-вектор текущего положения КА
$T = \{T_1, T_2, \dots, T_k\}$	время начала маневра, где $k=1..9$
$I = \{k_1, k_2, \dots, k_{N_{KA}}\}$	количество включений ЭРД для КА из состава МГ
n	количество выводимых КА из состава МГ (N_{KA}) на орбиту
$\vec{P}_{ДВ}$	вектор тяги ЭРД
M_{KA0}	масса КА из состава МГ в начале перелета
\vec{V}_{KA}	вектор текущей скорости КА из состава МГ
M_{PT}	масса рабочего тела ЭРД
r_o	радиус опорной орбиты
$r_{ц}$	радиус целевой орбиты
μ	гравитационный параметр Земли ($3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$)
Δi	угол некомпланарности между опорной и целевой орбитами
$I_{y\partial}$	удельный импульс ЭРД
C_x	коэффициент лобового сопротивления
a_0	ускорение КА от тяги ЭРД в начале межорбитального перелета
ρ	плотность атмосферы на высоте полета КА
S	площадь Миделя

Масса рабочего тела, соответствующая требуемому запасу характеристической скорости на выполнение межорбитального перелёта, определяется по формуле

$$M_{PT}^{\Delta V_{\text{хар}}} = M_{KA_0} \left[1 - e^{-\frac{\Delta V_{\text{хар}}}{I_{y\partial}}} \right]. \quad (3)$$

В качестве рабочего тела для ЭРД КА Starlink использовался криптон. ЭРД КА на протяжении межорбитального перелёта должен компенсировать силу аэродинамического сопротивления. Для компенсации аэродинамического сопротивления суммарный импульс тяги должен быть равен суммарному импульсу силы аэродинамического сопротивления за всё время межорбитального перелёта КА:

$$I_{\Sigma} = F_{\text{сопр}} \tau_{\text{дв}}. \quad (4)$$

Сила аэродинамического сопротивления определяется по формуле

$$F_{\text{сопр}} = C_x \frac{\rho V_{KA}^2}{2} S. \quad (5)$$

Поэтому масса РТ для компенсации силы аэродинамического сопротивления за всё время межорбитального перелёта КА равна:

$$M_{PT}^{F_{conp}} = \frac{F_{conp} \tau_{де}}{I_{уд}}. \quad (6)$$

Необходимый запас РТ для межорбитального перелёта равен:

$$M_{PT}^{\Sigma} = M_{PT}^{F_{conp}} + M_{PT}^{\Delta V_{хар}}. \quad (7)$$

В табл. 2 представлен пример расчёта параметров орбитального перелёта КА с орбиты высотой 400 км на орбиту высотой 450 км.

Таблица 2. Параметры орбитального перелёта КА

Высота, км	Скорость, км/с	Характеристическая скорость, км/с	Время работы двигателя, сутки	Масса рабочего тела, кг
400	7,672594396	0,044318875	1,229919076	0,017682497
409	7,667500275	0,060346737	1,636789914	0,023532063
418	7,66213414	0,084796969	2,246197351	0,032293489
428	7,656779256	0,062973591	1,629931918	0,023433466
430	7,655653341	0,03161881	0,814445034	0,011709244
440	7,650031211	0,080788796	2,032232543	0,029217326
446	7,646663873	0,081818352	2,029549289	0,029178749
450	7,64442145	0,065996922	1,622050711	0,023320158

Параметры орбитального перелёта КА Starlink с непрерывно работающим ЭРД: ускорение КА от тяги ЭРД в начале межорбитального перелёта $a_0 = 0,24 \cdot 10^{-7}$ км/с², тяга ЭРД $P_{ЭРД} = 10$ мН, удельный импульс $I_{уд} = 30$ км/с. Параметры орбитального перелёта КА Starlink с опорной орбиты на целевую представлены в табл. 3.

Таблица 3. Параметры орбитального перелёта

Высота опорной орбиты, км	Высота целевой орбиты, км	Скорость КА на опорной орбите, км/с	Скорость КА на целевой орбите, км/с	Характеристическая скорость, км/с	Время работы ЭРД, сутки	Масса рабочего тела, кг
300	550	7,729	7,588	0,1353	61	1,454

Данные, приведённые в табл. 3 показывают, что минимальное время выведения КА Starlink составляет 61 день. Используя статистические данные, полученные в ходе исследования процесса выведения МГ КА Starlink на целевую орбиту, было проведено моделирование процесса выведения КА на целевую орбиту. На рис. 2 представлены результаты моделирования процесса выведения МГ КА Starlink, состоящие из трёх этапов (зависимость изменения высоты орбиты от времени). На первом этапе КА выводятся на промежуточную орбиту высотой 362 км, после чего 18 КА продолжают непрерывно подниматься на целевую орбиту, остальные находятся на промежуточной орбите до момента выведения 18 КА. На втором этапе продолжается выведение следующей части КА на целевую орбиту, далее выводятся оставшиеся КА. При таком варианте выведения МГ КА Starlink достигнет целевой орбиты через 151 день (почти 4 месяца).

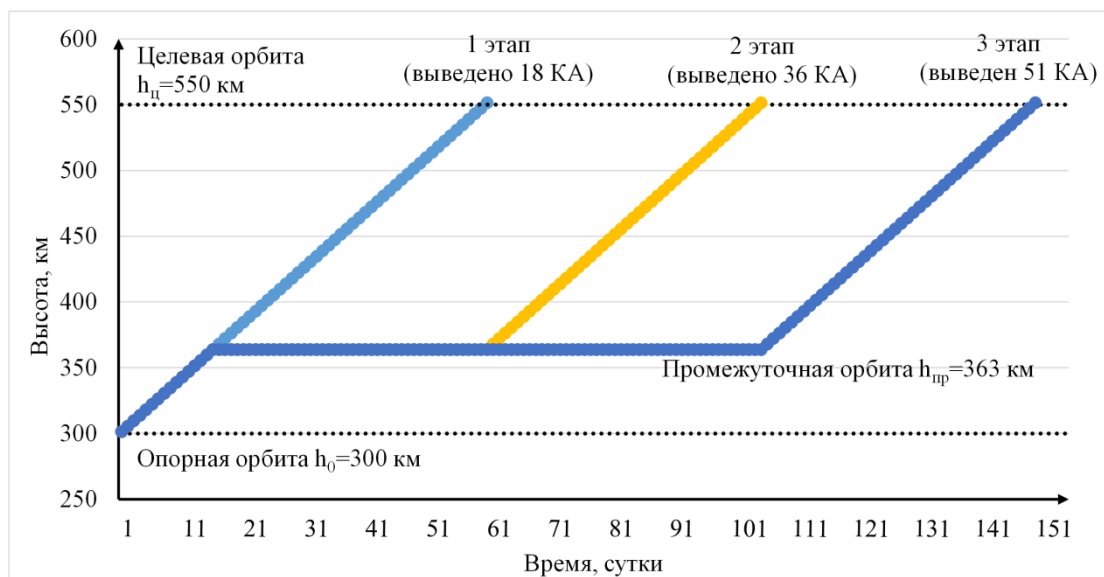


Рис. 2. График изменения высоты орбиты КА при трехэтапном выведении на целевую орбиту

На рис. 3 представлен вариант выведения МГ КА Starlink состоящий из пяти этапов (зависимость изменения скорости КА от времени). Из проведённого анализа следует, что запас характеристической скорости, необходимый КА из состава МГ для достижения целевой орбиты составляет 0,1353 км/с. Данный вариант выведения характеризуется параллельной работой ЭРД для подгрупп КА с различным началом времени включения. При таком варианте выведения МГ КА Starlink достигнет целевой орбиты через 109 дней.

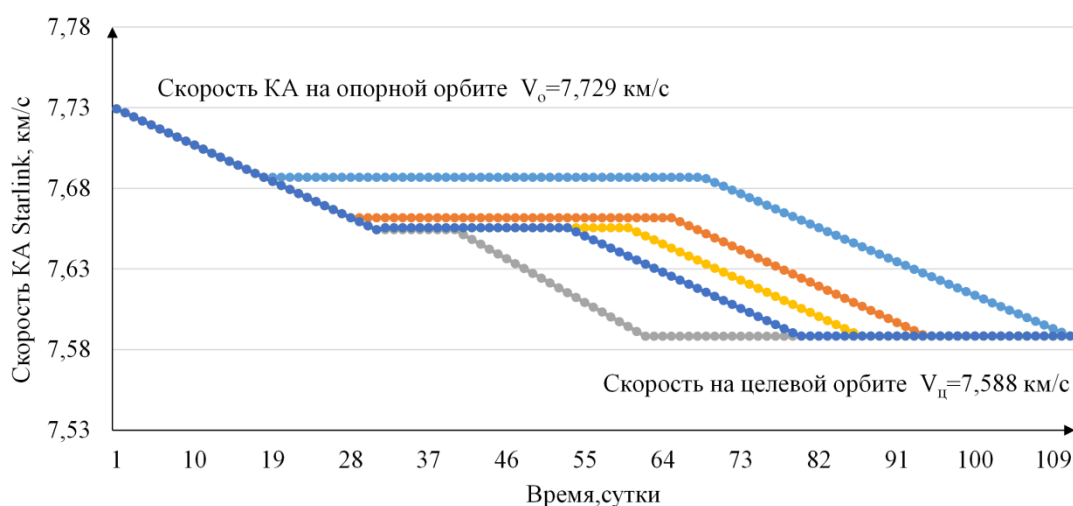


Рис. 3. График изменения скорости КА при пятиэтапном выведении их на целевую орбиту

В статье представлена имитационная модель развёртывания МГ КА, учитывающая особенности работы ЭРД КА Starlink и статистическую информацию, полученную в результате анализа процесса выведения МГ КА Starlink на целевую орбиту. Проведено имитационное моделирование процесса выведения КА с

опорной на целевую орбиту, учитывающее продолжительность работы, время начало работы и количество включений ЭРД. Результаты моделирования показали, что при различных вариантах выведения МГ КА Starlink время достижения целевой орбиты составляет от 109 до 151 дня.

Представленная модель выведения КА Starlink на целевую орбиту позволяет получить объективные данные о динамике изменения параметров их орбит. Модель может быть использована при совершенствовании алгоритмов функционирования информационных средств мониторинга космического пространства.

Библиографический список

1. NORAD Online Satellite Catalog (SATCAT) / CELESTRAK. – URL: <https://www.celestrak.com/> (дата обращения 08.03.2022).

2. Эксперт: спутники Starlink Илона Маска стали самыми опасными на орбите / SpaceX. URL: https://www.google.ru/amp/s/m.gazeta.ru/amp/science/news/2021/08/19/n_16404206.shtml (дата обращения 08.03.2022).

3. Основные положения Основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утверждённые Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. № Пр-906.

4. Двигательные установки космических летательных аппаратов. Часть 1 / В.В. Синявский, А.Е. Тютюкин, И.А. Уртминцев, Д.А. Мосин, М.Н. Лавникевич / под редакцией профессора В.В. Синявского. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2015. – 236 с.

УДК 629.764; 629.78

Лазарев А.А., Давыдов И.Е.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЧАСТОТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОАКСИАЛЬНОГО ДЕМПФЕРА ДЛЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И ЕГО ЭФФЕКТИВНОСТИ В СОСТАВЕ ТОПЛИВНОЙ МАГИСТРАЛИ

На устойчивость и управляемость полёта ракет космического назначения (РКН) оказывают значительное влияние упругие свойства их корпусов и жидкое наполнение. Пренебрежение или не учёт упругих свойств корпуса и движения жидкого топлива может привести к возникновению нерасчётных режимов работы. Один из таких нежелательных режимов получил название потери продольной устойчивости и состоит в нарастании амплитуды низкочастотных колебаний (0-30 Гц) растяжения-сжатия ракеты в результате взаимодействия между колебаниями составных элементов РН, одним из которых являются топливные маги-