

и навигации летат. аппаратов (Самара, 23-25 июня 2003 г.) / Самар. гос. аэрокосм. ун-т им. С.П.Королева [и др.]. – Самара, 2003. – С. 68-73.

4 Управление угловым движением КА ДЗЗ / Г.П. Аншаков, А.И. Мантуров, Ю.М. Усталов [и др.] // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». – 2006. – №6. – С. 12-18.

5 Интегрированная система управления угловым движением космического аппарата дистанционного зондирования Земли / Г.П. Аншаков, Ю.Г. Антонов, А.И. Мантуров [и др.] // Сб. тр. IX Санкт-Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам – СПб.: ЦНИИ «Электроприбор» – 2002. – С. 77-85.

УДК 531.36, 629.7

С.А.Ишков, А.В. Мартышенко

НОМИНАЛЬНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ОДНОТИПНЫХ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ДВИГАТЕЛЯМИ КОНЕЧНОЙ ТЯГИ

Введение. В работе рассматривается задача построения орбитальной группировки (ОГ) малых космических аппаратов (МКА) с двигателями конечной тяги после выведения ракетой-носителем МКА на промежуточную орбиту. Обсуждается схема формирования ОГ и для принятых исходных данных приводится вариант номинальной программы управления тягой каждого из однотипных МКА и даются оценки затрат моторного и общего времени на выполнение всего манёвра.

Вопросы построения ОГ МКА рассматривались многими авторами: Исанченков Н.Ю. в [1] рассматривает оптимизацию одноимпульсного перелёта с целью повышения точности и эффективности управления МКА, Кислицкий М.И. в [2], а также коллектив авторов Кульвиц А.В., Мосин Д.А., Нечаев И.Ю. в [3] предлагают осуществлять выведение ОГ с более низкими затратами используя дополнительное средство разведения (разгонный блок, буксир), однако для МКА стоимость такого выведения всё равно остаётся высокой. Главное отличие проведённых исследований от известных заключается в том, что формирование ОГ осуществляется собственными двигательными установками МКА конечной, не импульс-

ной тяги. Применение автономных двигательных систем может существенно повысить оперативность формирования ОГ и эффективность поддержания её параметров.

Схема формирования ОГ выглядит следующим образом: транспортный контейнер с МКА выводится ракетой-носителем на орбиту ожидания, которая заведомо ниже заявленной целевой орбиты, но компланарной ей. Выведение каждого из однотипных МКА в заданную точку целевой орбиты проще всего последовательно друг за другом по одинаковой программе с учётом предварительного фазирования на орбите ожидания. В момент достижения транспортным контейнером, необходимого аргумента широты, равного расчётному значению, начинается реализовываться программа выведения первого МКА, а за ним через определённые промежутки времени и остальных МКА. На рис. 1 цифрами обозначены элементы схемы выведения МКА ОГ: 1 – окончание активного участка траектории ракеты-носителя, точка выведения транспортного контейнера с МКА на орбиту ожидания; 2 – момент начала движения, маневрирующего МКА; 3 – траектория перехода МКА на целевую орбиту; 4 – целевая орбита выведения МКА; u_1 – аргумент широты транспортного контейнера на орбите ожидания; r_1 – радиус-вектор транспортного контейнера на орбите ожидания, r_2 – радиус-вектор МКА на орбите ожидания, u_2 – аргумент широты МКА на целевой орбите.

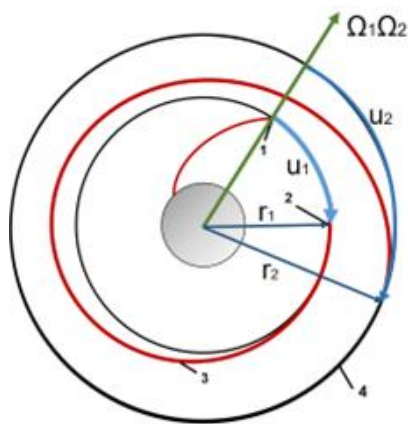


Рис. 1. Схема выведения МКА из транспортного контейнера на орбите «ожидания» на целевую орбиту

Программа управления должна обеспечить заданные значения баллистических параметров на конечной орбите: большую полуось, эксцентриситет и заданное угловое положение на орбите. Для выбора программы воспользуемся решениями задачи сближения двух КА на околокруговых орбитах с малой и конечной тягой полученными для лиnearизованной модели относительного движения в цилиндрической системе координат, представленными в работах [4]. Как показали эти исследования, наиболее подходящими, с практической точки зрения, будут параметрические программы управления, предусматривающие два активных участка с трансверсальной ориентацией вектора тяги одинакового или разного знака, разделённых одним пассивным участком (рис 2). Программы с активными участками разного знака являются более универсальными при реализации, но требуют рассмотрения задачи в многокритериальной постановке. Если использовать программы с одинаковым знаком тяги, то задача параметрической оптимизации будет однокритериальной, и она может быть реализована для рассматриваемых граничных условий в соответствии с принимаемой схемой формирования ОГ рис. 2. На рис. 2 обозначено: t_{r1} , t_{r2} , t_{r3} моменты включения и выключения двигателей в соответствии с релейной программой. Начальный момент программы определяется временем фазирования P1 (первый пассивный участок) до достижения оптимальных условий реализации программы перелёта в заданную точку для каждого МКА за исключения первого МКА у которого $p_1=0$. Моменты включения двигателей связаны с продолжительностью активных участков t_1 , t_2 и вторым пассивным участком p_2 очевидными соотношениями:

$$t_1 = t_{r1}, \quad t_2 = t_{r3} - t_{r2}, \quad p_2 = t_{r2} - t_{r1} \quad (1)$$

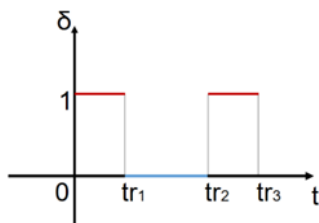


Рис. 2. Программа управления двигательной установкой МКА

Таким образом, решение задачи выбора программы управления будет заключаться в определении размеров активных участков t_1 , t_2 и пассивных участков p_1 , p_2 для удовлетворения трёх граничных условий на целевой орбите, в соответствии с методикой [4].

Рассмотрим задачу определения суммарных затрат моторного времени и общего времени необходимого для формирования всей ОГ. Запишем для введенных переменных критерии общей задачи

$$t_{\text{мот}} = n(t_1 + t_2) \rightarrow \min, \quad t_{\text{общ}} = t_{\text{мот}} + n(p_1 + p_2) - p_1 \rightarrow \min \quad (2)$$

где $t_{\text{мот}}$ – суммарные затраты моторного времени, $t_{\text{общ}}$ – суммарное время затраченное для формирования всей ОГ, n – общее число МКА в ОГ. Данная задача является двухкритериальной, в которой минимизируются два независимых параметра моторное и общее время. Следует заметить, что моторное время зависит только от длительности работы двигательной установки на активных участках, критерий общего времени увеличивается по мере увеличения пассивных участков.

Проводились численные расчёты решения задачи оптимизации формирования ОГ для следующих исходных данных: высота целевой круговой орбиты МКА – 500 км; параметры орбит ожидания варьируются в диапазоне 450 – 495 км, орбиты ожидания компланарны целевой. Масса МКА 23 кг, тяга двигательной установки 0,02 Н, удельный импульс 39 с. Для формирования одной плоскости ОГ на целевую орбиту выводятся 14 МКА с угловым расстоянием между МКА $\Delta=25,7143$ град.

В ходе решения оптимизационной задачи для каждой высоты орбиты ожидания были получены параметры оптимальной программы управления (t_1 , t_2 , t_n) и времени ожидания p_1 выведения очередного МКА, значения, которых сведены в табл.1.

Табл. 1. Программа управления МКА

H , км	p_1 , с	t_1 , с	p_2 , с	t_2 , с	$t_{\text{мот}}$, с	$t_{\text{общ}}$, с
495	370171	1588,09	1244,69	1595,39	3183,63	4816651 (55 сут.)
490	184715,1	6012,48	2482,84	351,30	6363,75	2410142 (27,9 сут.)
485	122896,7	7596,32	890,13	1944,11	9540,43	1608088 (18,6 сут.)
480	91987,8	12010,91	2132,01	702,68	12713,6	1210687 (14,0 сут.)

Окончание табл. 1

470	61079,3	17994,84	1781,88	1054,56	19049,4	814862,3 (9,4 сут.)
460	45625,5	23962,84	1432,67	1408,31	25371,1	619935,7 (7,2 сут.)
450	36353,6	27095,05	3900,43	4583,73	31678,8	508176,5 (5,88 сут.)

На рис. 3. представлена зависимость затрат на выполнение манёвра выведения МКА от высоты орбиты ожидания.

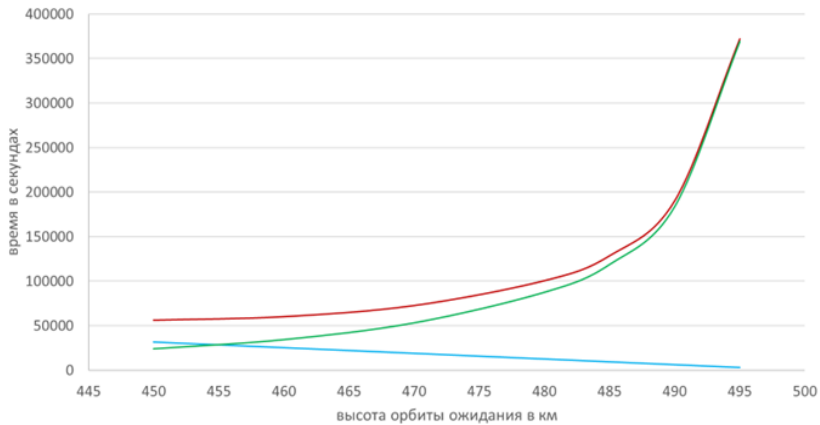


Рис. 3. Затраты общего и моторного времени на выполнение манёвра

На рис. 3 красной линией отражено общее время перелёта одного МКА, голубой линией – длительность работы двигателей, зелёным – длительность пассивного движения.

Закключение. Опираясь на проведённые расчёты при выполнении манёвра перелёта с орбиты ожидания высотой 450 км моторное время двигателя принимает значение равное 31678,78 секунд, в то время как общее время на формирование ОГ составляет 5,8 суток. Напротив, при выполнении манёвра с высоты 495 км моторное время принимает минимальное значение 3183,63 секунд, а общее время на выполнение манёвра принимает значение 55,75 суток. В качестве рекомендуемой высоты орбиты ожидания предлагается высота 485 км, что позволяет вывести ОГ МКА за 18,61 суток с затратами моторного времени 9540,43 секунд. Выбор высоты орбиты ожидания должен обосновываться в зависимости от

задач космической системы и необходимости оперативного выведения ОГ МКА. Окончательный же выбор высоты орбиты ожидания лежит на лице, принимающем решение.

Список использованных источников

1. Исанченков Н.Ю. Математическое моделирование некоторых одноимпульсных полётов космического аппарата // Труды МАИ. – 2018. – № 98. – С. 12–21.
2. Кислицкий М.И. Коммерческий малый космический разгонный блок с электроракетным двигателем // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2020. – Вып. 7(103). – С. 45–53.
3. Кульвиц А.В., Мосин Д.А., Нечаев И.Ю. Анализ вариантов развёртывания многоплоскостной орбитальной группировки малых космических аппаратов с помощью энергодвигательной системы космического аппарата-буксира // Космонавтика и ракетостроение. – 2022. – № 1(114). – С. 89–101.
4. Ишков С.А., Филиппов Г.А. Построение Парето-оптимальных параметрических программ управления относительным движением космического аппарата на околокруговой орбите // Вестник Самарского национального исследовательского университета имени академика С.П. Королева. – Самара, 2025. – Т.63 № 2. – С. 63–72.

УДК 629.78

Н.А. Симбирёв

ОЦЕНКА НАКОПЛЕННОЙ ДОЗЫ РАДИАЦИИ В ПРОЦЕССЕ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ МИССИИ С МАЛОЙ ТЯГОЙ К НЕПТУНУ И ЕГО СПУТНИКАМ

Введение. На функционирование бортовой электронной аппаратуры космического аппарата (КА) существенное влияние оказывает ионизирующее излучение космического пространства. Для миссий полёта к дальним планетам с использованием многократных гравитационных манёвров важно учитывать радиационную нагрузку на КА, так как при пролёте сквозь радиационные пояса планет происходит накопление бортовой электроникой большой дозы ионизирующего излучения.