

наполнения баков и упругостью конструкции РКН, а оценить эти факторы аналитическим способом весьма трудоёмко. Разработанная методика позволяет оценить устойчивость и управляемость РКН во время полёта.

Библиографический список

1. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика ракет-носителей: учебник / А.Н. Кирилин, Р.Н. Ахметов, В.И. Куренков. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2015. – 448 с.

2. Пат. 0002564375 Способ определения центра масс летательного аппарата и устройство для его осуществления / Заец В.Ф. ОАО МНПК «Авионика» 27.082015.

УДК 531.36, 629.7

Ишков С.А., Чжоу Сяо, Филиппов Г.А., Фадеенков П.В.

ВЫБОР НОМИНАЛЬНОЙ ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ СБЛИЖЕНИЕМ СЕРВИСНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С КОСМИЧЕСКИМ МУСОРОМ

Введение. В статье рассматривается стратегия формирования номинального управления в задаче перелёта сервисного космического аппарата (СКА) с двигателем малой тяги, с околокруговой орбиты выведения в окрестность фрагмента космического мусора (ФКМ), находящегося также на околокруговой более высокой орбите.

Задача управления не может быть решена в рамках одной модели движения, поэтому предлагается её решать поэтапно, разделяя задачу управления на участки.

1. Участок формирования большой полуоси орбиты СКА близкой (несколько меньшей) большой полуоси орбиты ФКМ. Для такого манёвра следует выбрать программу управления с трансверсальной тягой, направленной на увеличение большой полуоси орбиты. Оставшиеся орбитальные параметры не корректируются.

2. Участок фазирования, на котором дополнительно решается задача удовлетворения условия по взаимному фазовому положению СКА и ФКМ. За счёт введения пассивного участка некоторой продолжительности обеспечивается выведение СКА в заданную окрестность ФКМ.

3. Участок точного наведения, на котором происходит точное приведение СКА в близкую окрестность ФКМ, которая необходима для наблюдения за ФКМ радиоэлектронными и/или оптическими средствами наблюдения. На участке точного наведения осуществляется, при необходимости, и коррекция боковых составляющих относительного движения.

На первых двух участка при расчётах предлагается использовать уравнения в оскулирующих элементах, записанные для каждого из аппаратов.

Математическая модель движения на участке точного наведения

Используется модель движения в орбитальной цилиндрической системе координат, построенной в центре масс ФКМ. После линеаризации уравнений движения, и введения переменных, описывающих вековое и периодическое относительное движение, в работе [1] получены уравнения в безразмерном виде.

$$\begin{aligned}
 \Delta \dot{\bar{r}}_{\text{cp}} &= \cos \alpha \cos \beta, & \Delta \dot{\bar{L}}_{\text{cp}} &= -1,5 \Delta \bar{r}_{\text{cp}} - \sin \alpha \cos \beta, \\
 \dot{\bar{l}}_x &= \cos \alpha \cos \beta - \bar{l}_y, & \dot{\bar{l}}_y &= \frac{\sin \alpha \cos \beta}{2} + \bar{l}_x, \\
 \dot{\bar{x}}_z &= \frac{\sin \beta}{2} - \bar{y}_z, & \dot{\bar{y}}_z &= \bar{x}_z.
 \end{aligned} \tag{1}$$

где $\Delta\bar{r}_{\text{cp}}$ – среднее смещение вдоль радиуса орбиты, $\Delta\bar{L}_{\text{cp}}$ – среднее смещение вдоль орбиты, \bar{l} – малая полуось эллипса относительного движения КА в плоскости орбиты, \bar{l}_z – амплитуда колебаний в боковой плоскости, φ, φ_z – углы, характеризующие положение КА на эллипсе относительного движения, $\bar{l}_x = \bar{l} \cos \varphi$, $\bar{l}_y = \bar{l} \sin \varphi$, $\bar{x}_z = \bar{l}_z \cos \varphi_z$, $\bar{y}_z = \bar{l}_z \sin \varphi_z$, α – угол отклонения вектора тяги от трансверсального направления, β – угол отклонения тяги от плоскости орбиты.

Управление на участке точного наведения

На участке точного наведения происходит оптимальная коррекция всех составляющих относительного движения. Критерием оптимизации является минимум общего времени (задача быстрого действия). Граничные условия имеют вид:

$$\begin{aligned} \bar{\mathbf{X}}(0) &= \left[\Delta\bar{r}_{\text{cp}0}, \Delta\bar{L}_{\text{cp}0}, \bar{l}_{x0}, \bar{l}_{y0}, \bar{x}_{z0}, \bar{y}_{z0} \right]^T, \\ \bar{\mathbf{X}}(t_k) &= 0. \end{aligned} \quad (2)$$

В соответствии с общим алгоритмом принципа максимума Понтрягина, запишем гамильтониан для системы

$$H = \Psi \dot{\mathbf{X}} - 1, \quad (3)$$

где $\Psi = \left[\Psi_{\Delta r_{\text{cp}}}, \Psi_{\Delta L_{\text{cp}}}, \Psi_{l_x}, \Psi_{l_y}, \Psi_{x_z}, \Psi_{y_z} \right]^T$ – сопряжённые переменные, определяются из условия:

$$\dot{\Psi} = - \frac{\partial H}{\partial \mathbf{X}}. \quad (4)$$

Из необходимых условий максимума функции Гамильтониана можно определить оптимальный угол α и β :

$$\alpha_{\text{опт}} = \arctg\left(\frac{A}{B}\right), \beta_{\text{опт}} = \arctg\left(\frac{\Psi_{x_z}}{2\sqrt{A^2 + B^2}}\right). \quad (5)$$

Здесь $A = \frac{\Psi_{l_y}}{2} - \Psi_{\Delta r_{\text{cp}}}$, $B = \Psi_{l_x} + \Psi_{\Delta r_{\text{cp}}}$.

Таким образом, задача определения оптимального управления (5) для уравнения относительного движения (1), и уравнения сопряжённых переменных (4) с граничным условием (2) сводится к двухточечной краевой задаче, которая решается численно [2].

Проводилось моделирование движением СКА по участкам для перелёта в окрестность ФКМ с номером 10732, SL-8 R/B, который является второй ступенью Космос-3М. Ускорение тяги СКС принималось постоянным, равным $a = 2 \cdot 10^{-4} \text{ м/с}^2$. Значения начальных параметров движения СКА и ФКМ задавались в соответствии с таблицей 1.

Таблица 1. Начальные значения орбитальных параметров ФКМ и СКА

Параметр	ФКМ	СКА
большая полуось, км	7347,5	6611
эксцентриситет	0,002	0
аргумент широты, град	0	42,39
истинная аномалия, град	0	0
наклонение, град	82,9	82,85
долгота восходящего узла, град	7,11	7,12

В таблице 2 приведены расчёты затрат общего и моторного времени на перелёт СКА на участке фазирования от момента достижения большой полуоси промежуточного значения A_{np} до начала участка точного наведения. Анализировалось влияние A_{np} на затраты моторного и общего времени для наиболее неблагоприятного значения начального фазового угла равного 2π .

Таблица 2. Затраты времени на перелёт в зависимости от большой полуоси промежуточной орбиты

k	A_{np} , км	Затраты на участке фазирования	
		Размер пассивного участка, витков	Общие затраты времени, витков
0,05	7310,68	132,34	147,13
0,10	7273,85	65,73	95,40
0,15	7237,03	43,49	88,17
0,20	7200,2	32,42	92,22
0,25	7163,38	25,79	100,83

В таблице 2 обозначено $k = \frac{A_{фкм} - A_{np}}{A_{фкм} - A_0}$ – безразмерный параметр, $A_{фкм}, A_0$ – значение большой полуоси орбиты ФКМ и начальное значение большой полуоси орбиты СКА

Как следует из табл. 2, размер пассивного участка уменьшаются при уменьшении A_{np} , а моторное время увеличивается, что приводит к тому, что общее время участка фазирования сначала уменьшается, а затем увеличивается. При $k = 0,15$ общие затраты времени достигают минимума. С другой стороны при уменьшении A_{np} сходимость численной процедуры при решении краевой задачи на этапе фазирования ухудшается из-за увеличения времени перелёта. Так что вариант $k = 0,15$ можно выбрать в качестве рекомендуемого.

Для проведения расчётов на участке точного наведения необходимо осуществить переход от окулирующей системы координат к цилиндрической системе координат и далее определить безразмерный вектор фазовых переменных \bar{X} для модели (1) $\bar{X} = X \frac{\lambda^2}{2a}$, где a – ускорение тяги СКА, λ – средняя угловая скорость ФКМ.

Решение задачи управления на участке точного наведения осуществлялось на линеаризованной модели (1) в соответствии с описанной выше методикой (2)-(5). Затем проводилось моделирование полученных оптимальных программ управления на нелинейной модели в соответствии с граничными условиями.

Численные расчёты параметров вектора состояния и затрат времени на реализацию перелёта по участкам представлены в таблице 3.

Таблица 3. Затраты времени по участкам для выбранных параметров перелёта

Наименование участка	Время перелёта для каждого участка, витков	Начальный вектор состояния для каждого участка $X = [\Delta r_{cp}, \Delta L_{cp}, l_x, l_y, x_z, y_z]$, км
Участок формирования большой полуоси	273,97	[-676,10, 5462,48, 44,90, 0, -4,75, -4,06]
Участок фазирования	88,17	[-109,23, -70133,3, -13,7, 3,53, 6,38, -0,87]
Участок точного наведения	11,36	[0, -500, -10,45, -11,05, -3,97, -4,97]
Окончание участка точного наведения	373,49	[0,04, -4,09, -0,22, 0,47, -0,18, 0,12]

Последняя строка таблицы 3 характеризует общие затраты на выполнение всей транспортной операции и точность выполнения граничных условий. Как показывают приведённые исследования, предложенная стратегия позволяет построить номинальную программу управления и выполнить задачу сближения СКА с ФКМ с приемлемой точностью.

Библиографический список

1. Ишков, С.А. Исследование оптимальных программ управления относительным движением космического аппарата с ограниченной тягой / С.А. Ишков, Г.А. Филиппов // Космические исследования. – 2023. – Т. 61. № 3. – С. 248–257.

2. Сяо, Чжоу. Оптимальное управление относительным движением космического аппарата по критерию быстродействия на околокруговых орбитах / Чжоу Сяо, С.А. Ишков, Г.А. Филиппов // Вестник Московского авиационного института. – 2023. – Т. 30. № 3. – С. 2–12.

УДК 531.36, 629.7

Климашин С.В., Старинова О.Л.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПОИСКА ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ ПЕРЕЛЁТА ЗЕМЛЯ-ЗЕМЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРИНЦИПА МАКСИМУМА ПОНТЯГИНА

Введение. Межпланетные миссии являются важной частью космических исследований. Они позволяют проводить исследования различных объектов Солнечной системы, совершать гравитационные манёвры для достижения удалённых планет, организовывать эксперименты в условиях микрогравитации. Во многих миссиях перелёт к соседним планетам, например к Венере, выполняется для осуществления гравитационного манёвра. Особенно эффективно выполнять гравитационный манёвр в поле тяготения Земли, так как она обладает наибольшей массой среди планет земной группы и не требует выбора конкретной даты старта. Космический аппарат (КА)