

ФОРМИРОВАНИЕ СЕЛЕНОЦЕНТРИЧЕСКОЙ ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ С ДВИГАТЕЛЕМ МАЛОЙ ТЯГИ

При осуществлении транспортных операций в системе Земля-Луна наиболее ответственным и сложным этапом перелёта является этап формирования селеноцентрической орбиты. В данной статье предлагается подход к выбору управления с обратной связью. Предложенный закон управления обеспечивает формирование околокруговой селеноцентрической орбиты при достаточно широком изменении фазовых координат с учётом возмущений от гравитации Земли и Солнца.

Математическая модель движения

Движение космического аппарата (КА) в системе Земля-Луна будем разделять на три участка [1]

Геоцентрический перелёт: орбита выведения – промежуточная орбита. На этом участке учитываются возмущения от нецентральной гравитации Земли, атмосферы, притяжения Луны и Солнца. Управление рассчитывается по простым аналитическим зависимостям, полученным для центрального поля притяжения Земли, и обеспечивает требуемый пространственный маневр

Достижение сферы действия Луны. На этом участке определяется оптимальное управление в рамках круговой ограниченной задачи трёх тел. Граничные условия перелёта определяются параметрами промежуточной орбиты и целью миссии. Учитываются возмущения от притяжения Солнца и не учитываются возмущения от нецентральной гравитационного поля Луны (рис. 1).

После достижения сферы действия Луны фазовые координаты КА пересчитываются в селеноцентрическую систему координат (ССК). Центр ССК совпадает с центром Луны, главная плоскость ССК – со средней плоскостью движения Луны. Ось X направлена к точке весеннего равноденствия. В этом случае пересчёт фазовых координат осуществляется по формулам:

$$\begin{aligned} r_2 &= \sqrt{r_M^2 - 2r_1 r_M \cos(\Delta\varphi_1) + r_1^2}, & \sin(\Delta\varphi_2) &= \frac{r_1 \sin(\Delta\varphi_1)}{r_2}, \\ \cos(\Delta\varphi_2) &= \frac{r_1 \cos(\Delta\varphi_1) - r_M}{r_2}, \\ V_{r_2} &= V_{r_1} \cos(\Delta\varphi_2 - \Delta\varphi_1) + V_{\varphi_1} \sin(\Delta\varphi_2 - \Delta\varphi_1), \\ V_{\varphi_2} &= V_{\varphi_1} \cos(\Delta\varphi_2 - \Delta\varphi_1) - V_{r_1} \sin(\Delta\varphi_2 - \Delta\varphi_1). \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь $V_{rp} = V_{r1} - \sqrt{\frac{\mu}{r_M}} \sin(\Delta\varphi_1)$, $V_{wp} = V_{w1} - \sqrt{\frac{\mu}{r_M}} \cos(\Delta\varphi_1)$ – соответственно радиальная и трансверсальная составляющие компоненты скорости относительно Луны в барицентрической системе координат; r_1 – радиус-вектор, определяющий положение КА относительно барицентра системы; r_2 – радиус-вектор, определяющий положение КА относительно Луны; r_M – радиус-вектор, определяющий положение Луны относительно барицентра системы (если принять орбиту Луны круговой, то радиус – величина постоянная); $\Delta\varphi_1$ – угол между векторами r_M и r_1 ; $\Delta\varphi_2$ – угол между векторами r_2 и $-r_M$.

После преобразования фазовых координат КА рассчитывается маневр формирования селсиоцентрической окололунной орбиты. Учитываются возмущения от гравитационных воздействий Земли и Солнца. КА совершает движение в средней плоскости движения Луны [2].

Точное решение задачи оптимального управления на этом участке движения затруднительно из-за сложности возмущающих ускорений и значительных вариаций условий входа в сферу действия Луны. Предложен подход, связанный с формированием комбинированного закона управления в зависимости от отклонений текущих оскулирующих элементов орбиты от требуемых значений [2].

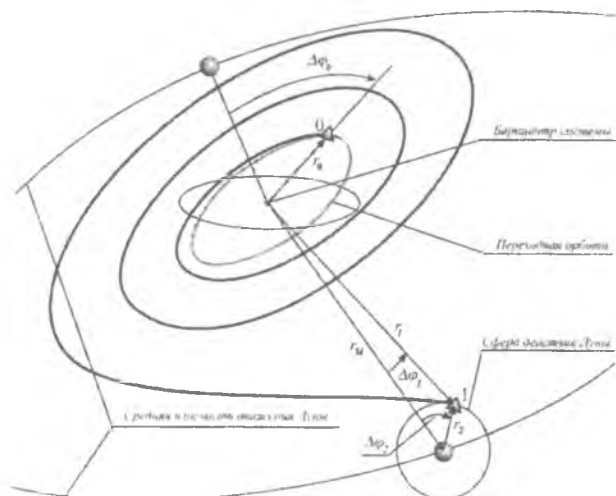


Рис. 1. Второй и третий участки траектории. Схема преобразования фазовых координат из барицентрической системы координат в ССК

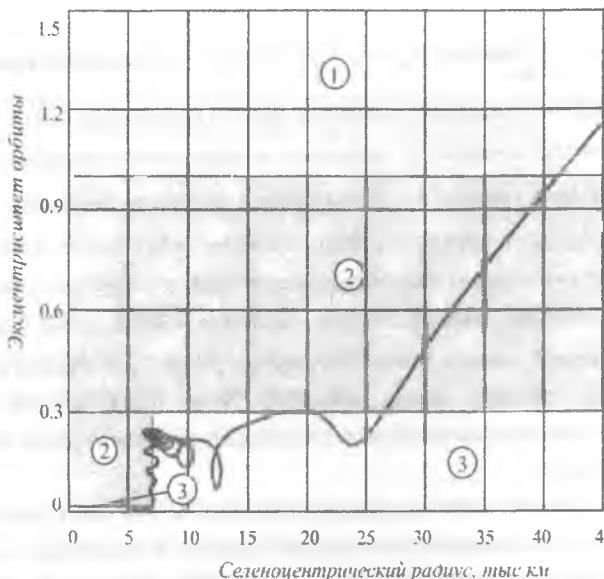


Рис 2. Области действия законов управления на этапе формирования селеноцентрической орбиты: 1 – область торможения; 2 – область уменьшения эксцентриситета; 3 – область уменьшения радиуса перицентра

На рис. 2 показаны области действия законов, на основе которых строится комбинированное управление, линии их переключения и пример фазовой траектории КА при формировании околокруговой селеноцентрической орбиты с требуемыми параметрами $r_p = 5000$ км и $e = 0,05$.

Результаты моделирования и оптимизации

Моделирование движения КА сводится к решению задачи Коши для системы дифференциальных уравнений с начальными условиями и законами управления. Для её численного решения использовался метод Рунге-Кутты 4 порядка с постоянным шагом.

Проектные параметры выбраны близкими к параметрам исследовательского КА Европейского космического агентства «SMART-1»: масса на орбите выведения $m_0 = 600$ кг, $P = 0,1, 0,2$ Н, $c = 15$ км/с. Считается, что КА формирует селеноцентрическую орбиту с начальными условиями, полученными в результате решения задачи пролёта Луны на заданном угловом расстоянии с нефиксированным вектором скорости до необходимого конечного радиуса перицентра селеноцентрической орбиты [3].

Проведено моделирование для большого диапазона расстояний от КА до Луны и

селеноцентрической скорости в начальный момент времени. Выявлено, что продолжительность формирования селеноцентрической орбиты существенно зависит от направления и величины начальной скорости КА.

Удалось приблизительно определить компоненты скорости, которые являются оптимальными с точки зрения быстродействия:

$$(V_{r_{\min}}, V_{\varphi_{\min}}) = \arg \min T(V_{r_0}, V_{\varphi_0}). \quad (2)$$

Поскольку двигатель в сфере действия Луны работает без выключений и секундный расход топлива постоянен, то найденные значения $(V_{r_{\min}}, V_{\varphi_{\min}})$ соответствуют минимальному расходу рабочего тела.

На рис. 3 представлены изолинии длительности манёвра формирования около-круговой селеноцентрической орбиты с начальным радиусом, равным среднему радиусу сферы действия Луны (66000 км). Серым цветом выделена область допустимых значений компонент скорости входа. Если вектор селеноцентрической скорости не принадлежит этой области, то для этого закона управления и уровня реактивного ускорения формирование заданной селеноцентрической орбиты невозможно и КА покидает сферу действия Луны.

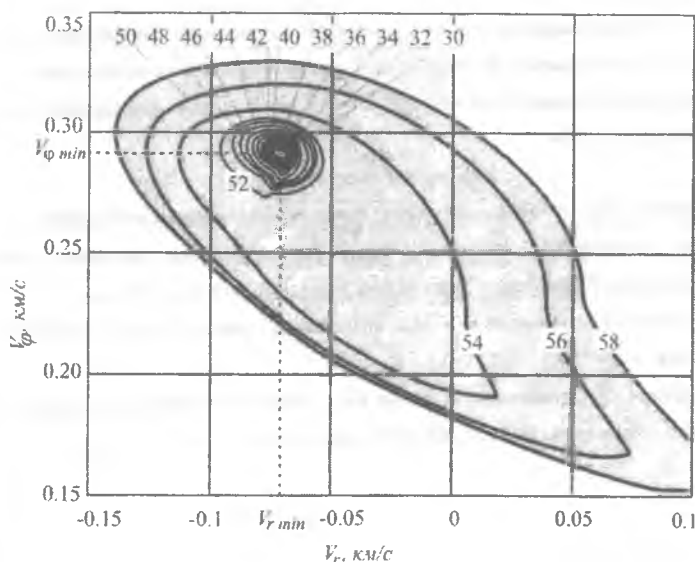


Рис. 3. Изолинии длительности манёвра (сут) для КА с параметрами $P = 0,1 \text{ Н}$, $r_0 = 66000 \text{ км}$, $r_s = 5000 \text{ км}$

Наименьшая продолжительность манёвра ($T = 28,5$ сут) получена при следующем значении составляющих вектора скорости входа: $V_{r\min} = -0,074$, $V_{\phi\min} = 0,292$.

В таблице 1 показаны проектно-баллистические параметры селеноцентрического движения КА для различных начальных условий. Получены оптимальные значения скорости, продолжительности полёта и расхода рабочего тела. Эти значения могут использоваться для комплексной оптимизации перелётов в системе Земля-Луна, совершаемых КА с двигателем малой тяги. Изолинии длительности манёвра, показанные на рис. 3, соответствуют первой строке таблицы 1.

Таблица 1 – Проектно-баллистические параметры формирования селеноцентрической орбиты

Начальный радиус, км	Оптимальные составляющие вектора скорости, км/с		Время перелёта, сут.	Расход рабочего тела, кг
	$V_{r\min}$	$V_{\phi\min}$		
$r = 66000$	-0,074	0,292	28,5	16,4
$r = 56000$	-0,071	0,315	24,8	14,2
$r = 46000$	-0,045	0,337	19,5	11,2

Использование интерактивного управления обеспечивает формирование около-круговой селеноцентрической орбиты в широком диапазоне начальных условий. Предложенная методика может быть использована для решения задач формирования заданных окололунных орбит.

Библиографический список

1. О Starinova The optimization of spacecraft motion with ion engine in the Earth – Moon system // International Federation of Automatic Control Workshop ° Aerospace Guidance, Navigation and Flight Control Systems, June 30 – July 2, 2009 pp. 33-38.
2. Матерова И.Л., Старинова О.Л. «Космонавтика и ракетостроение», ЦНИИмаш, г. Королев, №3(60), 2010, с. 174 - 180.
3. Старинова О.Л. Оптимальное движение КА с двигателем малой тяги в системе Земля-Луна // Известия СибИ РАН, №3, 2005, с. 824 - 833.