

УДК 521.135

ОПТИМАЛЬНЫЙ ПЕРЕЛЕТ К ТОЧКЕ ЛИБРАЦИИ L_3 СИСТЕМЫ ЗЕМЛЯ — ЛУНА В РАМКАХ ОГРАНИЧЕННОЙ ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ЗАДАЧИ ТРЕХ ТЕЛ

И. Ж. Зуйко, Л. Г. Лукьянов, И. А. Субаев
(ГАИШ)

Исследуется задача определения оптимального двухимпульсного перелета в точку либрации L_3 системы Земля—Луна в плоской ограниченной эллиптической задаче трех тел с использованием асимптотических траекторий. Получены минимальные значения энергетических затрат на такой перелет и значение параметра σ (истинная аномалия Луны), характеризующего асимптотическую траекторию.

При исследовании и освоении космического пространства для выполнения научных и технических задач широко используются различные стационарные движения космического аппарата (КА). Наиболее удобны для этой цели хорошо известные точки либрации в ограниченной задаче трех тел. Существует много проектов использования этих точек. В работе [1] дан обзор некоторых из таких проектов. Для осуществления большинства из них необходимо изучение перелетных траекторий к точкам либрации. При этом возникает задача оптимизации энергетических затрат на такие перелеты. Первой работой, где решена задача определения оптимального импульсного перелета к точке либрации L_3 системы Земля—Луна, была работа Эдельбаума и Д'Амарио [2]. В дальнейшем Сумароковым [1] было показано, что полученные в [2] энергетические затраты на перелет могут быть уменьшены, если использовать асимптотические траектории, входящие в точку либрации (время перелета при этом не ограничено). Тем не менее за достаточно короткое время КА попадает в такую окрестность точки либрации, где возможно выполнение поставленных задач.

Работы [1, 2] используют схему ограниченной круговой задачи трех тел. В настоящей работе рассматривается аналогичная задача, но в рамках ограниченной эллиптической задачи трех тел. Такая схема дает возможность дальнейшего снижения энергетических затрат на перелет.

Для описания движения КА используется модель ограниченной плоской эллиптической задачи трех тел. Движение КА исследуется во вращающейся правой системе координат Нехвила Oxy с началом в центре инерции системы Земля—Луна. Перелет осуществляется с начальной круговой околоземной орбиты на специально выбранную асимптотическую траекторию, входящую в точку либрации L_3 (точка L_3 находится за Луной). Высота исходной круговой околоземной орбиты КА полагалась равной 185,2 км для возможности последующего сравнения с результатами работ [1, 2]. Траектория перелета характеризуется двумя импульсами скорости: ΔV_1 — импульс схода с начальной орбиты на орбиту перелета и ΔV_2 — импульс схода с орбиты перелета на асимптотическую траекторию. Ставилась задача определения оптимальной траектории перелета, т. е. такой траектории, для которой суммарный импульс скорости $\Delta V_{\Sigma} = |\Delta V_1| + |\Delta V_2|$ был бы минимальным.

Дифференциальные уравнения движения бесконечно малой массы в указанной системе координат имеют вид

$$\begin{cases} \frac{d^2x}{dv^2} - 2 \frac{dy}{dv} = r \frac{\partial \Omega}{\partial x}, \\ \frac{d^2y}{dv^2} + 2 \frac{dx}{dv} = r \frac{\partial \Omega}{\partial y}, \end{cases}$$

где

$$\Omega = \frac{1-\mu}{r_1} + \frac{\mu}{r_2} + \frac{x^2+y^2}{2}, \quad r_1^2 = (x+\mu)^2 + y^2,$$

$$r = \frac{1}{1+e \cos v}, \quad r_2^2 = (x-1+\mu)^2 + y^2,$$

r_1 и r_2 — расстояния от КА до Земли и Луны соответственно. Ось Ox направлена по прямой, соединяющей Землю и Луну, в сторону Луны. За единицу длины принято среднее расстояние между Землей и Луной — 384 410 км. Сумма масс Земли и Луны и гравитационная постоянная приняты равными единице. Тогда единица времени равна 104,361 ч, а единица скорости — 1023,18 м/с.

Для определения асимптотических траекторий в окрестности точки либрации использовался метод Ляпунова, представляющий координаты и компоненты скоростей в виде рядов по степеням величины $\varepsilon = (\sqrt{1-e^2} - 1)/e$, где e — эксцентриситет орбиты Луны. Вид таких разложений приведен в работах [3, 4]. Симметрия и плоская форма асимптотических решений для круговой задачи [4] сохраняются и в случае эллиптической задачи. Поэтому без ограничения общности правомерно использование плоской ограниченной эллиптической задачи трех тел.

Для определения асимптотических траекторий на больших удалениях от точки либрации использовалось численное интегрирование. Начальные условия при этом определялись по упомянутым выше аналитическим формулам в окрестности точки либрации [5]. Из четырех семейств асимптотических траекторий используется только одно. Каждая траектория в этом семействе задается соответствующим значением параметра v (в диапазоне от 0° до 360°).

Результаты расчетов асимптотических траекторий, входящих в L_3 , приведены на рис. 1. На рис. 1 изображено фактически все семейство асимптотических траекторий, зависящих от параметра v , поскольку все они с приводимой точностью изображения налагаются друг на друга. Однако при расчете энергетических затрат на импульсный перелет выбор конкретной асимптотической траектории этого семейства существенно изменяет величину суммарного импульса скорости.

Расчет оптимальной траектории перелета проводился методом перебора различных асимптотических траекторий и точек на них и на исходной круговой околоземной орбите. Результаты расчета оптимального суммарного импульса скорости приведены на рис. 2. Угол отлета α , характеризующий положение КА на околоземной орбите (см. рис. 4 работы [1]), равен $\sim 12^\circ$, а точка S имеет координаты (0,5008; 0,3675).

Вид оптимальной траектории перелета в эллиптической задаче аналогичен соответствующей траектории в круговой задаче, которая была решена Сумароковым [1]. В этой работе показано, что минимальный суммарный импульс скорости равен $\Delta V_{\Sigma} = 3091,9$ м/с, (горизонтальная прямая на рис. 2), что на 557,3 м/с меньше, чем в работе [2]. В зависимости от значения параметра v энергетические затраты на перелет в рамках эллиптической задачи могут быть как больше, так и меньше, чем в круговой задаче. В работе [1] влияние эксцентриситета Луны рас-

сма тривало к как возмущающий фактор. Поэтому его учет приводил к увеличению ΔV_x . Как видно из рис. 2, использование схемы ограниченной эллиптической задачи трех тел дает возможность снизить энергетические затраты до $\Delta V_x = 2971,1$ м/с. Для этого нужно использовать

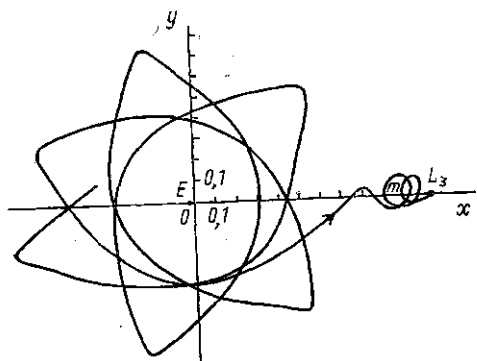


Рис. 1. Семейство асимптотических траекторий, входящих в точку либрации L_3

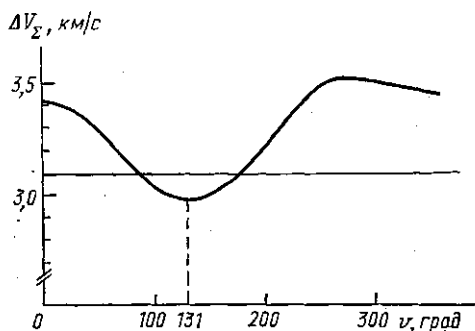


Рис. 2. Суммарные энергетические затраты на перелет в точку либрации L_3 в зависимости от параметра ν

асимптотическую траекторию, характеризующуюся параметром $\nu \approx 131^\circ$. Таким образом, снижение энергетических затрат по сравнению с [1] составляет 120,8 м/с ($\sim 4\%$).

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Сумароков С. И. Оптимальные импульсные перелеты к точкам либрации системы Земля—Луна: Дис. ... канд. физ.-мат. наук. М., 1988. [2] D'Ata-gio L., Edelbaum T. N.// AIAA Pap. 1973. N 145. P. 1. [3] Лукьянов Л. Г.// Астрон. журн. 1985. 62, № 1. С. 153. [4] Лукьянов Л. Г.//Астрон. журн. 1978. 55, № 1. С. 156. [5] Лукьянов Л. Г.//Вестн. Моск. ун-та. Физ. Астрон. 1968. № 2. С. 82.

Поступила в редакцию
21.10.92

ВЕСТН. МОСК. УН-ТА. СЕР. 3, ФИЗИКА. АСТРОНОМИЯ. 1993. Т. 34, № 5

ФИЗИКА ТВЕРДОГО ТЕЛА

УДК 669.863:538

ПЕРЕСТРОЙКА ФАЗОВОЙ ДИАГРАММЫ СОЕДИНЕНИЙ $Gd_xCe_{1-x}MnSi$ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ГИДРОСТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ

С. А. Никитин, Ю. И. Спичкин, А. М. Тишин

(кафедра общей физики для естественных факультетов)

Полученные экспериментальные данные используются для построения и анализа магнитных фазовых диаграмм соединений $Gd_xCe_{1-x}MnSi$. Установлено, что действие давления порядка 8—10 кбар индуцирует антиферромагнитное упорядочение в пределах подрешетки Mn во всех соединениях. Обсуждение полученных результатов приводится в предположении того, что обменное взаимодействие внутри ферромагнитно упорядоченных слоев преобладает над межслойным.

Большой научный интерес к соединениям типа $RMnSi$ (где R — редкоземельный элемент, M — 3d-металл) в значительной степени связан с разнообразием магнитных фазовых переходов, наблюдаемых в дан-