

МОДЕЛИРОВАНИЕ УПРАВЛЯЕМОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ДВИГАТЕЛЕМ МАЛОЙ ТЯГИ ДЛЯ РЯДА МИССИЙ В СОЛНЕЧНОЙ СИСТЕМЕ

О.Л. Старинова, М.К. Файн, Р.М. Хабибуллин, А.Ю. Шорников

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет) (СГАУ), Самара, Россия

Созданы модели управляемого движения космического аппарата в гравитационных полях различной конфигурации. Проведена параметризация оптимальных законов управления на всех участках траектории космического аппарата, совершающего движение в гравитационном поле N тел. Выявлены закономерности в зависимости от целей миссии. Проведено моделирование ряда миссий в Солнечной системе.

Ключевые слова: моделирование движения, гравитационные поля сложной конфигурации, космический аппарат, двигатель малой тяги, ограниченная задача n -тел, законы управления.

Введение

Космические аппараты (КА) с малой тягой (МТ), созданной за счет электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) или солнечного паруса имеют наибольшую эффективность с точки зрения расхода рабочего тела, однако методы управления ими недостаточно проработаны. Поскольку двигатели МТ создают ускорение меньшее или сравнимое с гравитационными воздействиями, при формировании программ управления некорректно учитывать только одно притягивающее тело, как это делается традиционно. Необходимо управлять КА с малой тягой учитывая гравитацию трех и более тел, а также существенную нецентральность притягивающего тела (например, астероиды).

1. Параметризация оптимальных законов управления

В настоящее время в задачах, связанных с формированием приближенно-оптимального управления, как правило два основных подхода к параметризации оптимальных законов управления:

1. Прямая оптимизация, базирующаяся на построении минимизирующей последовательности управлений [1]. Суть подобного класса методов заключается в сведении вариационной задачи об оптимальном управлении к итерационно решаемой задаче линейного программирования путем последовательной линеаризации всех функционалов (критерия и ограничений) по кусочно-постоянным аппроксимациям управления в окрестности итерационно улучшаемых траектории и управления.

2. Комбинирование закона управления из локально-оптимальных.

Уравнения движения в форме закона изменения Кеплеровых элементов позволяют определить локально-оптимальные законы управления КА. Эти законы могут обеспечивать наиболее быстрое изменение кеплеровых элементов или поддерживать их постоянство. В

общем случае, наиболее быстрое изменение кеплерового элемента K обеспечивает закон [2]:

$$\lambda = \frac{1}{2} \arcsin \frac{f_2(\vartheta) \left(f_1(\vartheta) - \sqrt{9f_1(\vartheta)^2 + 8f_2(\vartheta)^2} \right)}{3(f_1(\vartheta)^2 + f_2(\vartheta)^2)} \quad (1)$$

2. Обобщение структуры управления в зависимости от целей миссии

В рамках задачи двух тел КА совершает перелет вокруг одного притягивающего центра. Как правило, данная задача является задачей раскрутки (скрутки) КА в гравитационном поле массивного небесного тела [3]. Очевидно, в данном случае гравитационное ускорение от массивного тела значительно превышает ускорение, создаваемое двигателем малой тяги, установленным на КА. Следовательно, в данном случае имеет место многовитковое движение.

Управление движением КА в рамках задачи трех тел предполагает перелет КА между двумя массивными небесными телами, например, перелет между планетами Солнечной системы. При решении подобных задач в общем случае структура перелета будет состоять из трех участков перелета [4], где первый и последний участок соответствуют задачам скрутки (раскрутки) КА в системе двух тел.

Второй участок представляет собой перелет в барицентрической системе координат (БСК). В рамках данного перелета ускорение, создаваемое ДУ, сравнимо с ускорениями, создаваемыми гравитационными полями двух массивных притягивающих тел. Как правило, перелет в рамках данного участка происходит в плоскости одной орбиты с небольшими возмущениями. Таким образом, наибольший интерес на подобных участках представляет оптимальное управление углом λ_1 , лежащим в плоскости орбиты КА (рисунок 1). Как известно из результатов решения задач трех тел методом максимума, общая структура подобных перелетов складывается из трех активных участков – ускорение, торможение, затем снова ускорение (рисунок 1).

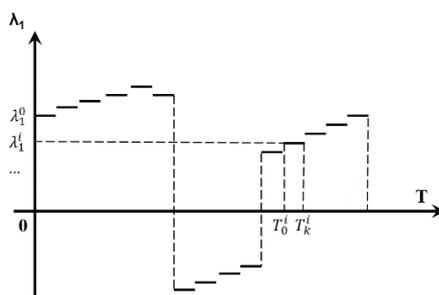


Рис.1. Структура программы управления движением КА в БСК

На рисунке 1 каждый из трех активных участков перелета разбит, в свою очередь, на ряд ступенчатых участков для увеличения точности программы управления. Описанная структура управления может быть использована для построения приближенно-оптимального решения.

При движении КА в поле тяготения сложной конфигурации, например, вблизи астероида или кометы неправильной формы, предлагается описывать гравитационное поле астероида как поле системы нескольких притягивающих тел [5]. При моделировании перелетов КА в сфере действия притягивающего центра, необходимо решать задачу N тел, так как в данном случае уже не применим метод сфер действия.

Для моделирования перелета КА с ЭРД в сфере действия планеты назначения или астероида предлагается использовать барицентрический метод моделирования гравитационных полей сложной несферической конфигурации. Расчет в сфере действия объекта назначения можно проводить используя метод разложения гравитационного потенциала сложной конфигурации по сферическим функциям.

3. Формирование выводов о структуре ряда миссий в солнечной системе

На рисунках 2-8 представлены результаты моделирования ряда миссий в Солнечной системе, в частности траектории перелетов и программы управления, полученных, исходя из обобщенных структур перелетов, описанных в предыдущем разделе.

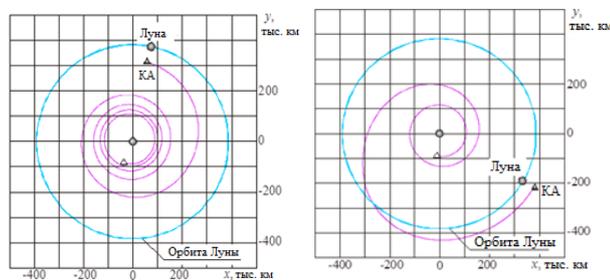


Рис.2. Траектории перелетов с низкой околоземной орбиты в точку либрации L1 системы Земля-Луна (слева) и в L2 (справа)

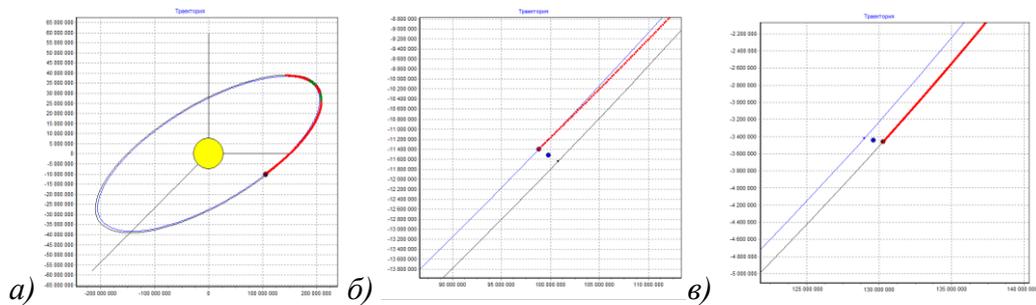


Рис.3. Траектории перелетов с низкой околоземной орбиты в точку либрации L1 системы Земля-Солнце (а, б) и в L2 (в)

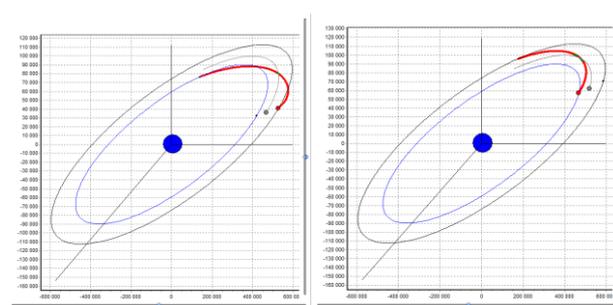


Рис.4. Траектории перелетов из точки либрации L1 в точку либрации L2 системы Земля-Луна (слева) и обратно (справа)

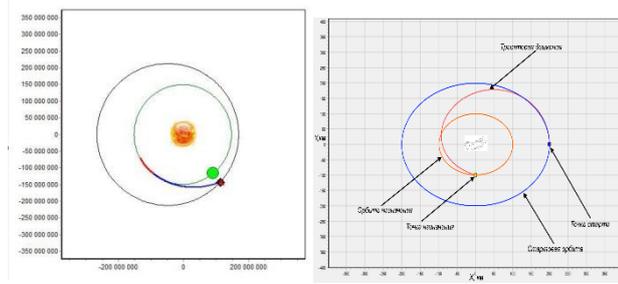


Рис. 1. Траектория перелета с низкой околоземной орбиты к астероиду Эрос (слева) и вблизи астероида Эрос (справа)

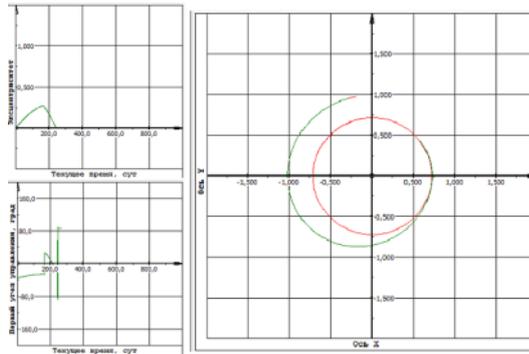


Рис. 2. Графики зависимости эксцентриситета и угла управления от времени (слева) и траектория перелета Земля-Венера (справа)

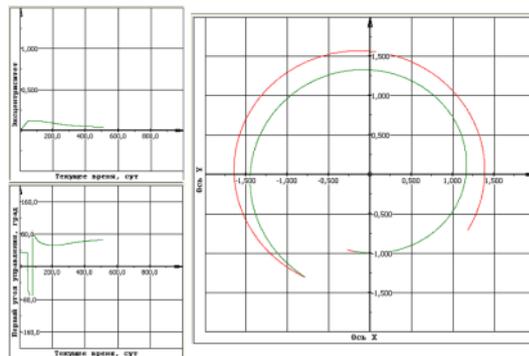


Рис. 3. Графики зависимости эксцентриситета и угла управления от времени (слева) и траектория перелета Земля-Марс (справа)

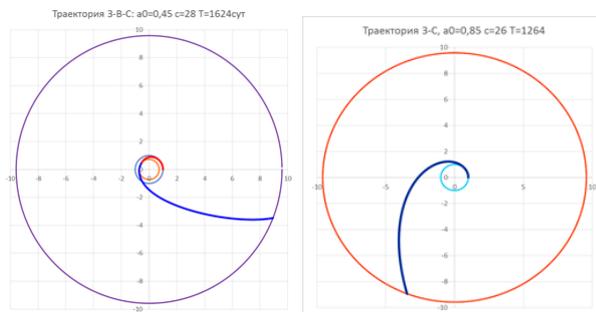


Рис. 4. Траектория перелета Земля-Сатурн с гравитационным маневром вблизи Венеры (слева) и без гравитационного маневра (справа)

Благодарности

Авторы благодарят Салмина В.В., директора НИИ Системного проектирования СГАУ им. С.П. Королева за предложения и помощь в исследованиях.

Литература

1. Федоренко, Р.П. Приближенное решение задач оптимального управления [Текст] / Р.П. Федоренко. – М.: Наука. – 1978. – 488 с.
2. Поляхова, Е.Н. Космический полет с солнечным парусом [Текст]/ Е.Н. Поляхова - М.: Наука, 1986.- 392 с.
3. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. [текст]/ В.Н. Лебедев, -М.: Вычислительный центр РАН СССР, 1968. 368 с.
4. Starinova O., Fain M. Optimal control of electric propulsion spacetag for operation of the near lunar infrastructure// Proceedings of 66th International Astronautical Congress 2015. Jerusalem. IAC-15,C1,3,4,x28568.
5. Эскобал, П. Методы определения орбит [текст]/ П. Эскобал/ под ред. В.Г. Демина. -М.: Мир, 1970. 472 с.