

Адаптация траекторий перелета в окрестность Луны
к эфемеридной модели движения Солнечной системыО.В. Загидуллина¹, М.Г. Ширококов^{1,2}¹Московский физико-технический институт (государственный университет)²Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Интерес к коллинеарным точкам либрации, возросший за последние двадцать лет, в первую очередь связан с удобством расположения вокруг них (квази-)периодических орбит, служащих для размещения обсерваторий для наблюдения за Солнцем, солнечным ветром, космической погодой, межпланетной средой, а также за объектами Солнечной системы и за ее пределами. На данный момент имеются более десятка успешно реализованных и действующих миссий, среди которых ISEE-3, WIND, SOHO, ACE, Genesis, Gaia, ARTEMIS[1], а также более десятка разрабатываемых проектов. Несмотря на то, что большинство планов касается вывода космических аппаратов (КА) на периодические орбиты вокруг точек L_1/L_2 системы Солнце–Земля, последнее время намечается рост интереса к точкам либрации системы Земля–Луна. Связано это в частности с успешным завершением миссии ARTEMIS, первого проекта с выходом на периодические орбиты вокруг коллинеарных точек либрации в системе Земля–Луна, разработкой космической базы Exploration Gateway Platform, телескопа миссии OLFAR, а также интересом со стороны Российского Космического Агентства в рамках проекта «Луна-Глоб» и миссий Луна-25,26,27.

Помимо построения траекторий в рамках простых моделей, таких как ограниченная круговая задача трех тел, предварительный анализ миссий в системе Земля–Луна предполагает также учет и возмущающих факторов, среди которых давление солнечного излучения, солнечное притяжение, а также притяжение других тел Солнечной системы. Таким образом, в рамках проблемы проектирования траекторий к Луне возникает задача адаптации траектории к более подробной модели движения, т.е. к эфемеридной модели движения Солнечной системы. Условно можно выделить два основных подхода к решению проблемы адаптации траектории: использование методов продолжения по параметру и решение соответствующих оптимизационных задач.

В качестве траектории рассматривается двухимпульсный перелет с околоземной орбиты на периодическую орбиту вокруг коллинеарной точки либрации L_1 системы Земля–

Луна. Для уточнения траектории применяются и сравниваются несколько способов уточнения траектории: метод последовательного продолжения по параметру [2], метод непрерывного продолжения по параметру [2], а также два прямых метода оптимизации – неградиентного симплекс-метода Нелдера–Мида [3] и градиентного метода последовательного квадратичного программирования [4], [5].

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 14-11-00621.

Литература

1. *Folta D., Beckman M.* Libration Orbit Mission Design: Applications of Numerical and Dynamical Methods // Libration Point Orbits and Applications. – 2002. – 15 p.
2. *Давиденко Д.Ф.* Об одном новом методе численного решения систем нелинейных уравнений. – Доклады АН СССР. – 1953. – Т. 88. – №4. – С. 601-602.
3. *Lagarias J.C., Reeds J.A., Wright M.H., Wright P.E.* Convergence Properties of the Nelder-Mead Simplex Method in Low Dimensions. – SIAM Journal of Optimization. – 1998. – V. 9. – № 1. – pp. 112-147
4. *Powell, M.J.D.* A Fast Algorithm for Nonlinearly Constrained Optimization Calculations. – Numerical Analysis – Lecture Notes in Mathematics, Springer Verlag. – 1978. – V. 630.
5. *Powell, M.J.D.* The Convergence of Variable Metric Methods For Nonlinearly Constrained Optimization Calculations. – Academic Press, Nonlinear Programming. – 1978. – V. 3.