

Секция «Вычислительная математика, математическое моделирование и численные методы»

Оптимизация выведения спутников на геостационарную орбиту

Велиев Али Салман

Студент (магистр)

Бакинский филиал Московского государственного университета имени М.В.Ломоносова,
Баку, Азербайджан

E-mail: aliveliev93@gmail.com

Оптимизация выведения спутников на геостационарную орбиту Велиев А. С. доклада Иванов И. И. Петров П. П. Велиев Али Салман магистрант Факультет математики и компьютерных наук Бакинского филиала МГУ имени М. В. Ломоносова Баку Азербайджан aliveliev93@gmail.com

В работе рассматривается задача оптимизации траекторий полёта двух спутников. В начальный момент времени космический аппарат (КА), состоящий из разгонного блока и двух спутников, находится на низкой круговой (опорной) орбите искусственного спутника Земли. Требуется перевести спутники в две различные точки на геостационарной орбите (ГСО). Манёвр начинается с работы разгонного блока. В некоторый, не известный заранее момент времени от КА отделяются оба спутника. Движение разгонного блока после отделения спутников в задаче не рассматривается. Довыведение первого и второго спутников в заданные точки стояния на ГСО осуществляется их двигательными установками. Время перелёта не фиксировано. Задача оптимизации перелёта рассматривается в импульсной постановке. Минимизируется сумма импульсных воздействий на всей траектории перелёта.

На первом этапе решение задачи осуществляется численно методом декомпозиции. Возникающие в процессе вспомогательные задачи Ламберта решаются методом стрельбы. Задачи Коши — методом Дормана-Принса 5(4) [0]. Система нелинейных уравнений метода стрельбы — модифицированным методом Ньютона с использованием в условии сходимости нормировки Федоренко [0]. Система линейных алгебраических уравнений метода Ньютона — методом Гаусса с выбором ведущего элемента по столбцу и повторным пересчётом. Функционал минимизируется методом покоординатного спуска.

Полученное на первом этапе решение оказалось не очень точным (в окрестности минимума значение функционала по некоторым направлениям увеличивается не значительно). Поэтому на втором этапе для уточнения решения рассматриваемая задача оптимизации решается на основе соответствующего принципа Лагранжа [0]. Краевая задача принципа Лагранжа импульсной постановки также решается численно методом стрельбы с использованием описанных выше численных методов. В качестве начального приближения используется решение, полученное на первом этапе.

В результате решения построены экстремали — траектории, удовлетворяющие системе необходимых условий оптимальности с высокой точностью. Проведено параметрическое исследование решений задачи в зависимости от угловой дальности между точками стояния спутников на ГСО.

Хаирер Э., Нерсетт С., Ваннер Г. Решение обыкновенных дифференциальных уравнений. М.: Мир, 1990. 512 с.

Федоренко Г.П. Введение в вычислительную физику. М.: Изд-во Моск. физ. -техн. ин-та, 1994 г. - 528 с.

Григорьев И.С., Григорьев К.Г. "К проблеме решения в импульсной постановке задач оптимизации траекторий перелетов космического аппарата с реактивным двигателем большой тяги в произвольном гравитационном поле в вакууме" // Космич. исслед. 2002. Т.40. N1. С. 88-111.

помещен внутри окружения thesis