

«Определение параметров траектории КА при перелёте между планетами Солнечной системы в полной модели возмущающих ускорений»

**Аннотация**

Рассматривается задача пространственного перелёта космического аппарата (КА) от Земли к Марсу. Космический аппарат управляется с помощью двигателя большой тяги, действие которого аппроксимируется импульсными воздействиями. Считается, что двигатель включается два раза – для выхода с орбиты искусственного спутника Земли (ИСЗ) на траекторию перелёта, и для выхода с траектории перелёта на орбиту искусственного спутника Марса (ИСМ). В процессе перелёта учитывается притяжение Солнца, всех планет Солнечной системы, Плутона и Луны (их орбиты определяются с помощью эфемерид DE430), при решении задачи используется 3 системы координат – геоцентрическая, барицентрическая и марсоцентрическая. Моменты отлёта КА от Земли и подлёта к Марсу определяются в результате решения задачи оптимизации в упрощённой постановке с использованием решения задачи Ламберта. Средняя аномалия КА на орбите ИСЗ и ИСМ при отлёте и подлёте оптимизируется, минимизируется характеристическая скорость перелёта.