

0.1. Глухов И.В. Использование обучения с подкреплением при оптимизации управления формацией космических аппаратов

В докладе рассматривается групповая формация, состоящая из нескольких десятков КА. Распределенная архитектура космических систем используется при решении различных задач в космосе, таких как распределённые астрофизические наблюдения [1], исследования малых тел Солнечной системы [2], радиолокационная интерферометрия с синтезированной апертурой [3], реклама в космосе [4]. Формация выполняет регулярные маневры по реконфигурации в соответствии со своей полётной миссией. Все орбитальные построения известны заранее и выбираются путем назначения каждому космическому аппарату целевой траектории, соответствующей одному из периодических решений уравнений относительного движения, записанных относительно некоторой базовой орбитальной системы отсчета. Модель динамики КА помимо центрального гравитационного поля Земли включает возмущающее ускорение обусловленное влиянием второй зональной гармоники геопотенциала.

Для эффективного решения этой задачи важна оптимизация продолжительности миссии, которая считается оконченной, как только у любого из КА формирования заканчивается топливо и он не может маневрировать по заданной траектории. КА оснащен двигательной установкой малой тяги, управления которой основано на линейно-квадратичном регуляторе с учетом характеристик доступных двигателей малых спутников.

Оптимизация проводится в три этапа. Во-первых, оптимизируются относительные положения каждой пары последовательных орбитальных конфигураций, для этого сравниваются несколько метрик, описывающих расстояния между конфигурациями для определения фазы новой орбитальной конфигурации, обеспечивающей в среднем максимально короткие траектории перелета маневрирующих спутников. Во-вторых, настраивается линейно-квадратичный регулятор и находится Парето-фронт его оптимальных коэффициентов с выбором между временем манёвра и расходом топлива на каждый манёвр. Установлено, что оптимизированные траектории манёвра могут состоять из нескольких дуг с разными настройками регулятора. После настройки регулятора вычисляются матрицы стоимости реконфигурации, элементы которых есть масса топлива, необходимая каждому космическому кораблю на его текущей траектории для маневрирования на целевые траектории, доступные в новой конфигурации. Наконец, решается задача о многоэтапных назначениях, которая заключается в предварительном поиске назначения каждого КА для перемещения на определенную траекторию при

каждой реконфигурации, при этом максимизируется целевая функция – количество реконфигураций. Поскольку обычные алгоритмы задач о назначениях хороши только для одноэтапного назначения, в работе предлагается использовать обучение с подкреплением для многоэтапной задачи.

Список литературы

- [1] SCALA F., ZANOTTI G., CURZEL S., FETESCU M. ET AL The HERMES Mission: A CubeSat Constellation for Multi-Messenger Astrophysics // 5th IAA Conference on University Satellite Missions and CubeSat Workshop. 2020. Vol. 173. P. 57–73.
- [2] D'ARRIGO P., SANTANDREA S. APIES: A mission for the exploration of the main asteroid belt using a swarm of microsatellites // Acta Astronautica. 2006. Vol. 59. N. 8-11. P. 689–699.
- [3] GILL E., RUNGE H. Tight formation flying for an along-track SAR interferometer // Acta Astronautica. 2004. Vol. 55. N. 3-9. P. 473–485.
- [4] ВИТИМИРОВ С., ИВАНОВ Д., ПРИТКИН Д. A Satellite Formation to Display Pixel Images from the Sky: Mission Design and Control Algorithms // Advances in Space Research. 2022.