

Компьютерное моделирование и сравнительный анализ методов автономного управления малыми космическими аппаратами

М.А. Бубнова¹

Научный руководитель – докт. техн. наук, профессор Пожидаев Е.Д.

¹НИУ ВШЭ

mbubnova@hse.ru

Введение

Большинство малых космических аппаратов формата CubeSat функционируют на орбитах, близких к круговым, поэтому при описании маневрирования часто используют модель Хилла–Клохесси–Уилтшира (НСW) [1-4], основанную на линеаризованных уравнениях движения без учета нелинейностей. Однако для задач стабилизации и точного наведения пренебрежение нелинейными слагаемыми может приводить к искажению оценки качества управления и, как следствие, к некорректному выбору алгоритма.

Основная часть

Рассматривается малый космический аппарат, движущийся в окрестности заданной круговой орбиты; требуется сформировать управление, переводящее аппарат из заданного начального положения с заданной начальной скоростью на целевую круговую орбиту. Условие завершения маневра формулируется как достижение целевой орбиты при нулевой относительной скорости и последующее сохранение движения по этой орбите. Таким образом задача управления сводится к задаче стабилизации равновесного положения в выбранной безразмерной системе координат. Введение безразмерных переменных приводит к приведению исходной динамики к форме, удобной для дальнейшего анализа и численного моделирования.

Рассматриваются следующие методы автономного управления малых космических аппаратов, различающиеся способами учета нелинейности исходной задачи стабилизации:

- управление, построенное по системе линейных дифференциальных уравнений (СЛДУ);
- управление, построенное по СЛДУ, примененное к более общей системе ДУ, в которой при расчете траектории учитываются нелинейные слагаемые;
- управление с использованием метода SDRE для нелинейной системы дифференциальных уравнений.

В последнем случае рассматривается подход, основанный на применении метода SDRE к нелинейной системе дифференциальных уравнений. Концепция метода опирается на представление нелинейной правой части как «квазилинейной» модели с коэффициентами, зависящими от текущего состояния, то есть на использовании модели вида State-Dependent Coefficient (SDC). При таком подходе нелинейная система трактуется как линейная по переменным состояния, но с параметрами, зависящими от координат и скоростей объекта, что позволяет использовать аппарат оптимального управления, характерный для линейных задач. Основная вычислительная сложность заключается в том, что вдоль траектории требуется многократно решать матричное уравнение Риккати с изменяющимися коэффициентами; именно это обстоятельство закрепило за методом название State Dependent Riccati Equation (SDRE).

Вычислительный эксперимент реализован в виде программного комплекса на языке Python с применением библиотек NumPy, SciPy и Matplotlib, что обеспечило воспроизводимость расчетов и единообразие численной процедуры.

Для оценки эффективности использован квадратичный критерий качества (LQR), что обеспечило сопоставимость результатов при одинаковых начальных условиях. По итогам численных экспериментов наилучшие значения функционала качества продемонстрировал метод SDRE. Отмечено, что, в отличие от линейного оптимального управления, SDRE не гарантирует выполнения необходимого условия минимума функционала, однако позволяет формировать управление без требования линейности исходной системы, что является существенным инженерным преимуществом.

Выводы

В работе разработана и реализована методика компьютерного моделирования автономного управления динамикой малого космического аппарата, ориентированная на сопоставление подходов, различающихся способом учета нелинейности в задаче стабилизации. В рамках единого вычислительного эксперимента рассмотрены три варианта управления выводом МКА на требуемую круговую орбиту: управление на основе линейных уравнений Хилла–Клохесси–Уилтшира без учета нелинейных слагаемых; применение того же закона управления при расчёте траектории по более общей нелинейной модели; а также управление, синтезируемое методом SDRE для нелинейной системы дифференциальных уравнений. Для оценки эффективности использован квадратичный критерий качества (LQR), что обеспечило сопоставимость результатов при одинаковых начальных условиях. По итогам численных экспериментов наилучшие значения функционала качества продемонстрировал метод SDRE. Отмечено, что, в отличие от линейного оптимального управления, SDRE не гарантирует выполнения необходимого условия минимума функционала, однако позволяет формировать управление без требования линейности исходной системы, что является существенным инженерным преимуществом. Полученные результаты позволяют рассматривать SDRE как практичный метод субоптимального управления, эффективность которого подтверждена вычислительным экспериментом.

Литература

1. Clohessy W. H., Wiltshire R. S. Terminal Guidance System for Satellite Rendezvous. *Journal of the Aerospace Sciences*, 1960, vol. 27, no. 9, pp. 653–658. doi:10.2514/8.8704
2. Schmitt R. N., Prado A. F. B. A., Sukhanov A., Gomes V. M. Swing-By Applications and Estimation of the Van Allen Belts' Radiation Exposure for a Spacecraft in a Low Thrust Transfer to the Moon. *Symmetry*, 2022, vol. 14, art. 617. doi:10.3390/sym14030617
3. Sasaki T., Nakajima Yu., Yamamoto T. Proximity Approaches and Design Strategies for Non-Cooperative Rendezvous: V-bar Hopping vs. Spiral Approach. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, 2021, vol. 64, no. 3, pp. 136–146. doi:10.2322/tjsass.64.136
4. Chen D., Baranov A. A., Wang C., Karatunov M. O., Makarov N. Yu. Method for Collision Avoidance in Spacecraft Rendezvous Problems with Space Objects in a Phasing Orbit. *Computer Modeling in Engineering & Sciences*, 2021, vol. 127, no. 3, pp. 977–991. doi:10.32604/cmes.2021.014662