

УДК 004.722.45

Разработка робастного алгоритма определения ориентации и орбиты для наноспутников формата CubeSat

Демидов Михаил Сергеевич

maicl.demidoff@yandex.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург, Россия

Аннотация. Рассмотрена задача создания точного и надежного алгоритма определения ориентации и орбиты для наноспутников формата CubeSat. Основная сложность заключается в необходимости обеспечить высокую точность расчетов при жестких ограничениях по стоимости, массе и вычислительным ресурсам. Предлагаемый каскадный алгоритм на основе расширенных фильтров Калмана включает блок диагностики и компенсации сбоев измерительной системы. Особенность решения состоит в способности сохранять работоспособность при временных отказах датчиков и в условиях повышенных шумов. Результаты численного моделирования демонстрируют, что алгоритм обеспечивает ошибки оценки ориентации не более $1,5^\circ$ по крену и тангажу и $2,5^\circ$ по рысканию в штатном режиме. При 60-секундном отказе солнечных датчиков система сохраняет устойчивость, в то время как классический фильтр Калмана в аналогичных условиях накапливает ошибку свыше 15° . Полученные результаты свидетельствуют о возможности повышения автономности и надежности целевых операций наноспутников без применения дорогостоящего аппаратного резервирования.

Ключевые слова: наноспутник, CubeSat, определение ориентации и орбиты, расширенный фильтр Калмана, робастное управление, отказоустойчивость, математическое моделирование

Введение. Актуальность исследования обусловлена возрастающим использованием платформ CubeSat для решения образовательных, технологических и научных задач [1]. Противоречие между требованием минимальной стоимости и необходимостью обеспечения точной информацией об орбите и ориентации представляет собой серьезную проблему для таких аппаратов. Существующие алгоритмы определения ориентации и орбиты не всегда учитывают специфику наноспутников, в частности повышенную вероятность сбоев недорогой измерительной аппаратуры и резкое изменение условий наблюдения при входе в тень Земли [2]. Целью работы является разработка отказоустойчивого алгоритма, сохраняющего работоспособность при отказах отдельных датчиков и изменяющихся условиях полета.

Методы и материалы; результаты. Модель орбитального движения построена на основе оскулирующих элементов орбиты с учетом возмущающих факторов: несферичности Земли (модель геопотенциала J2) и атмосферного торможения (модель атмосферы ГОСТ Р 25645.166–2004) [3]. Вращательное движение описывается с использованием кинематических уравнений в кватернионах и динамических уравнений Эйлера [2]. Моделирование проводилось для наноспутника формата 3U CubeSat.

Измерительный комплекс включает трехосевой магнитометр (с использованием модели международного геомагнитного поля IGRF-13) [4], цифровые солнечные датчики с углом обзора 120° , приемник глобальной навигационной спутниковой системы с характеристиками, соответствующими коммерческим образцам, а также MEMS-гироскопы для измерения угловой скорости.

Разработанный алгоритм имеет каскадную структуру. Первый каскад на основе расширенного фильтра Калмана оценивает ориентацию аппарата по данным магнитометра и солнечных датчиков, вектор состояния включает кватернион ориентации и угловую скорость [1, 2]. Второй каскад оценивает орбитальные параметры по псевдодальностям и псевдоскоростям от навигационного приемника. Блок диагностики непрерывно контролирует расхождения между прогнозируемыми и фактическими измерениями. При превышении порогового значения соответствующий датчик исключается из обработки, и фильтр переходит на прогноз по гироскопам и модели движения до восстановления качества измерений [1].

Численное моделирование на круговой орбите высотой 500 км подтвердило эффективность алгоритма. При имитации реальных шумов датчиков и 60-секундного отказа солнечных датчиков ошибки ориентации не превышали $3,5^\circ$, тогда как базовый алгоритм без диагностики сбоя накапливал ошибку более 15° . Вычислительная сложность решения составляет не более 120 тысяч операций с плавающей точкой на такт обработки, что позволяет реализовать его на бортовых процессорах типа ARM Cortex-M7, типичных для наноспутников.

Заключение. Разработанный алгоритм демонстрирует устойчивость к сбоям измерительной системы и сохраняет приемлемую точность в условиях временного отказа датчиков. Предложенный подход позволяет повысить надежность систем ориентации и навигации наноспутников без существенного увеличения стоимости аппаратного обеспечения. Перспективным направлением дальнейших исследований является адаптация алгоритма для работы в составе орбитальных группировок и интеграция с системами управления движением.

Список источников

- [1] Марков В.А., Иванов А.П., Сидоров М.В. *Алгоритмы определения ориентации малых космических аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, 320 с.
- [2] Crassidis J.L., Junkins J.L. *Optimal Estimation of Dynamic Systems*. Boca Raton, Chapman and Hall/CRC, 2011, 769 p. <https://doi.org/10.1201/b11154>
- [3] ГОСТ Р 25645.166–2004. Баллистические характеристики космических аппаратов. Общие требования к моделированию. Москва, Стандартинформ, 2005, 24 с.
- [4] *The International Geomagnetic Reference Field: a “Health” Warning*. URL: <https://www.ngdc.noaa.gov/AGA/vmod/igrfhw.html> (accessed 15.05.2024).