

УДК 629.7.05

Обработка алгоритмов ориентации по технологии «Software-in-the-Loop» и летные испытания системы управления движением спутника ДЗЗ форм-фактора 12U

Лысенко Алексей Сергеевич

alex.stc@list.ru

SPIN-код: 8270-6651

Кулакова Вероника Игоревна

Нехороших Артём Николаевич

SPIN-код: 5058-9692

Кулаков Александр Юрьевич

SPIN-код: 5994-1748

Ментюков Максим Владимирович

SPIN-код: 9916-9939

Першин Донат Владимирович

SPIN-код: 5021-5315

ООО «СТЦ», Санкт-Петербург, Россия

Аннотация. Представлены результаты наземных и летных испытаний системы управления движением (СУД) наноспутника формата CubeSat 12U, предназначенного для дистанционного зондирования Земли с пространственным разрешением 2,7 м и точностью определения координат 1000 м. Разработаны алгоритмы определения трехосной ориентации с компенсацией временных задержек измерений ЗД, а также алгоритмы прогнозирования орбитального движения. Проведена наземная отработка данных алгоритмов с использованием технологии «Software-in-the-Loop», позволяющей имитировать работу СУД в условиях моделируемого космического полета. Летные испытания подтвердили эффективность предложенных решений и показали необходимость калибровки взаимного положения датчиков СУД и оптической оси камеры для уменьшения ошибки наведения.

Ключевые слова: наноспутник, система управления движением, дистанционное зондирование Земли, звездный датчик, двигатели-маховики, Software-in-the-Loop, летные испытания

Введение. Современные задачи дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) требуют создания высокоточных и экономичных космических аппаратов (КА) [1–4]. В настоящее время особую популярность приобретают наноспутники формата CubeSat, сочетающие компактные размеры (рассматриваемый наноспутник имеет габариты 300×200×200 мм и массу чуть более 20 кг) с высокими точностными характеристиками (разрешение оптической аппаратуры составляет 2,7 м при точности геопривязки 1 км на орбитах до 570 км).

Для обеспечения заданных характеристик архитектура системы управления движением (СУД) включает звездный датчик (ЗД), трехосный волоконно-оптический гироскоп среднего класса точности, приемник ГНСС и исполнительный орган в виде блока маховиков.

Важно подчеркнуть, что на СУД аппарата возлагается ряд дополнительных функций, критически важных для выполнения целевой миссии. К ним относятся: управляемый сброс кинетического момента маховиков, обеспечение ориентации панелей солнечных батарей на Солнце, наведение антенны высокочастот-

ростного канала связи на наземный пункт управления, а также демпфирование угловой скорости вращения КА. Для этого в систему включены датчики Земли [5], магнитометры, солнечные датчики и электромагниты.

Методы и материалы; результаты. Алгоритмы оценки ориентации КА с помощью фильтра Калмана авторами представлены в работе [6], где уделено особое внимание компенсации временной задержки измерений ЗД при их интеграции с данными инерциальных датчиков. В работе [6] также приведен закон управления, полученный с помощью прямого метода Ляпунова, и проанализирована работа системы стабилизации при отслеживании заданного углового положения. Для отладки программного обеспечения (ПО) СУД в условиях наиболее близких к полетным в комплекс наземных испытаний входит тестирование по методу Software-in-the-Loop (SIL) [7]. Суть данного метода заключается в дискретном моделировании космического полета, при котором на каждом шаге на вход тестируемого ПО поступают сигналы от виртуальных датчиков, а на выходе формируются сигналы управления виртуальными исполнительными органами. Тестирование по методу SIL позволяет найти и устранить ошибки в исходном коде ПО, проверить работоспособность и точность алгоритмов управления ориентацией КА, а также выявить причину нештатного поведения СУД в условиях реального космического полета.

Приведен пример использования технологии SIL для испытания режима ориентирования солнечных панелей КА на Солнце. Рассмотрен пример использования технологии SIL для испытания целевого режима работы СУД — режима наведения съемочной аппаратуры (СА) КА на объект, расположенный на поверхности Земли. Ошибка наведения съемочной аппаратуры не превышает $0,05^\circ$ по каждому углу ориентации, где максимальная ошибка соответствует моменту пролета КА над точкой интереса. Результаты летных испытаний, которые получены на основании анализа телеметрической информации, согласуются с результатами наземной отработки. В отличие от наземных испытаний выявлены колебания по угловой скорости до $0,07^\circ/\text{с}$, которые предположительно вызваны наличием гибких элементов конструкции КА или жидкой фазы топлива, что является предметом отдельного изучения. Также выявлена нестабильная работа ЗД при угловых скоростях выше $0,2\text{--}0,4^\circ/\text{с}$.

Сделана оценка точности работы СУД на основании проведенных фотоснимков объектов наблюдения (ОН). В ходе выполнения каждого эксперимента проводилась серия снимков, при этом целевая СА наводилась на ОН. Средняя величина ошибки наведения в экспериментах составляет от $0,6$ до $0,7^\circ$, при этом СКО в каждом эксперименте варьируется от $0,03$ до $0,01^\circ$. Поскольку доминирующая величина ошибки носит систематический характер, то была выдвинута гипотеза, что ошибка вызвана рассогласованием углового положения датчиков СУД и оптической оси СА. Учет соответствующих углов рассогласования позволяет скомпенсировать систематическую ошибку наведения.

Выполнение серии снимков при наведении оси СА на точку на Земле позволяет совместить отдельные изображения из серии в одно, с уменьшенным

уровнем шума и повышенным пространственным разрешением ОН, расположенных на снимке.

Заключение. Описано применение технологии SIL в рамках проведения комплекса наземных испытаний СУД. Для моделирования виртуальных датчиков и исполнительных механизмов используется программный имитатор, способный с достаточной точностью воспроизводить реальный космический полет. На примерах режимов ориентирования солнечных панелей КА на Солнце и наведения СА на точку, расположенную на поверхности Земли, была успешно продемонстрирована работоспособность разработанного ПО.

Представлены результаты проведения летных испытаний. В ходе анализа телеметрических данных была выявлена систематическая ошибка наведения СА, величина которой составила приблизительно 5 км. Для устранения указанной ошибки предлагается реализация методики компенсации, основанной на точном определении и учете углов рассогласования между измерительными осями датчиков СУД и оптической осью СА. Также приведены результаты, демонстрирующие успешное применение алгоритма совмещения серии отдельных изображений, полученных в режиме наведения на заданную точку земной поверхности. Апробированная методика цифровой обработки позволила осуществить подавление шумов и повысить пространственное разрешение итогового синтезированного изображения с 5,0 до 3,5 м.

Список источников

- [1] Kosari A., Sharifi A., Ahmadi A., Khoshsim M. Remote sensing satellite's attitude control system: rapid performance sizing for passive scan imaging mode. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2020, vol. 92, no. 7, pp. 1073–1083. <https://doi.org/10.1108/AEAT-02-2020-0030>
- [2] Данилкин А.П., Воронков А.Н., Казанцев О.Ю., Кетов В.Я., Коптев Ю.Н., Пластинин Ю.А., Струля И.Л., Татарников А.В. Космическая система оперативного мониторинга земной поверхности на базе малых космических аппаратов. *Космическая техника и технологии*, 2021, № 1 (32), с. 42–55.
- [3] Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Бакланов А.И., Стратилатов Н.Р., Абрашкин В.И., Космодемьянский Е.В., Ткаченко С.И., Салмин В.В., Ткаченко И.С., Сафронов С.Л. Проектные характеристики малых космических аппаратов научного и прикладного назначений на базе унифицированной платформы «АИСТ-2». *Космическая техника и технологии*, 2020, № 4 (31), с. 5–20.
- [4] Лобанов В.С., Тарасенко Н.В., Зборошенко В.Н. Направления развития систем ориентации и стабилизации космических аппаратов различного назначения. *Космическая техника и технологии*, 2015, № 2 (89), с. 18–29.
- [5] Акулин Д.В., Ментюков М.В., Гончаров Р.Б. Система определения местной вертикали на основе инфракрасных датчиков температуры для сверхмалых спутников формата CubeSat. *XXXI Санкт-Петербургская Междунар. конф. по интегрированным навигационным системам: сб. докл.* Санкт-Петербург, Концерн «ЦНИИ «Электронприбор», 2024, с. 68–74.

-
- [6] Першин Д.В., Кулакова В.И., Лысенко А.С. Алгоритмы ориентации и стабилизации съемочной аппаратуры наноспутника дистанционного зондирования Земли. *XXXI Санкт-Петербургская Междунар. конф. по интегрированным навигационным системам: сб. докл.* Санкт-Петербург, Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2024, с. 39–43.
- [7] Кулаков А.Ю., Смирнов А.В. Технология аппаратно-программного моделирования датчиков ориентации космического аппарата на базе микроконтроллеров STM32. *Междунар. науч. конф. по проблемам управления в технических системах: сб. тр.* Санкт-Петербург, СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2021, т. 1, с. 50–53.