

УДК 629.78:621.396.6

Яковлев Игорь Владимирович, ассистент кафедры компьютерных систем, Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань

Долгоаршинных Алмаз Маратович, обучающийся бакалавриата, Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева – КАИ, г. Казань

АКТИВНАЯ СИСТЕМА ОРИЕНТАЦИИ ДЛЯ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Аннотация. В статье рассматривается разработка активной системы ориентации для малых космических аппаратов на примере CubeSat формата 1U. Описаны принципы работы пассивных и активных методов ориентации, с акцентом на использование маховиков как наиболее эффективного решения для малогабаритных спутников. Приведены расчёты моментов инерции аппарата и маховиков, определены оптимальные скорости вращения исполнительных устройств. Предложена архитектура системы, включающая три ключевых модуля: полезную нагрузку, блок расчёта положения и исполнительные устройства. Особое внимание уделено вопросам отказоустойчивости и алгоритмам перераспределения управляющих моментов при выходе из строя одного из маховиков. Результаты работы демонстрируют возможность создания компактной, энергоэффективной и надёжной системы ориентации для современных космических миссий.

Annotation. The paper deals with the development of an active orientation system for small spacecraft on the example of CubeSat of 1U format. The principles of operation of passive and active methods of orientation are described, with emphasis on the use of flywheels as the most effective solution for small satellites. Calculations of the moments of inertia of the spacecraft and flywheels are given, and the optimal rotation speeds of the actuators are determined. The system architecture

including three key modules is proposed: payload, position calculation unit and actuators. Special attention is paid to the issues of fault tolerance and algorithms of control torque redistribution in case of failure of one of the flywheels. The results of the work demonstrate the possibility of creating a compact, energy-efficient and reliable attitude control system for modern space missions.

Ключевые слова: активная система ориентации, малые космические аппараты, CubeSat, маховики, момент инерции, отказоустойчивость, угловая скорость, управляющие моменты, алгоритмы управления, пассивные методы, активные методы, космические миссии.

Keywords: active attitude control system, small spacecraft, CubeSat, flywheels, moment of inertia, fault tolerance, angular velocity, control moments, control algorithms, passive methods, active methods, space missions.

Ориентация космического аппарата представляет собой процесс изменения его пространственного положения без существенного влияния на орбитальную траекторию. Основная задача ориентации заключается в обеспечении выполнения научных экспериментов, а также поддержании устойчивой связи с центром управления полётами. Для успешного осуществления миссии аппарат должен быть точно направлен в заданную точку, выбор которой зависит от его назначения [1,2].

Например, космические телескопы требуют точного наведения на объекты исследования, такие как звёзды, галактики или другие астрономические явления. Метеорологические спутники ориентируются преимущественно на Землю, что позволяет им вести непрерывное наблюдение за атмосферными процессами и климатическими изменениями. Что касается аппаратов, исследующих дальний космос, таких как Voyager-1, Voyager-2 или New Horizons, их ориентация осуществляется в двух ключевых направлениях [3,4]: в сторону Земли для передачи телеметрических данных и в сторону изучаемых объектов, включая планеты, карликовые планеты и астероиды.

Ориентация космических аппаратов может осуществляться с использованием пассивных и активных методов, каждый из которых обладает своими преимуществами и ограничениями в зависимости от поставленных задач. Пассивные методы основаны на естественных физических явлениях и не требуют расхода энергии бортовых систем. Одним из таких подходов является использование градиента силы тяжести, при котором ориентация достигается за счёт разницы в массе отдельных частей аппарата. Более массивный элемент сильнее притягивается гравитационным полем, что приводит к его стабилизации в направлении объекта наблюдения. Данный метод часто применяется для ориентации в надир — точку, соответствующую одному из фокусов орбиты [5,6].

К другим пассивным методам относятся аэродинамическая и магнитная стабилизация. В первом случае ориентация корректируется за счёт взаимодействия с остаточной атмосферой на низких орбитах, а во втором — за счёт магнитного поля Земли. Однако все пассивные системы обладают общими недостатками: ограниченной точностью и невозможностью оперативного изменения направления аппарата в произвольный момент времени [7,8].

Активные методы ориентации лишены этих ограничений, поскольку позволяют точно наводить космический аппарат в заданном направлении с необходимой скоростью. Однако их работа требует энергозатрат, так как они основаны на использовании двигательных систем или вращающихся масс. В первом случае ориентация корректируется с помощью импульсных двигателей, создающих кратковременные моменты силы. Во втором — применяются маховики, представляющие собой вращающиеся роторы, изменение скорости которых приводит к повороту аппарата за счёт закона сохранения момента импульса [9,10].

Для малых космических аппаратов, таких как кубсаты, наиболее распространены системы на основе маховиков, поскольку они обеспечивают высокую точность ориентации при относительно низком энергопотреблении.

Таким образом, выбор метода стабилизации зависит от конкретных требований миссии, включая необходимую точность, скорость манёвра и доступные энергетические ресурсы.

Основу активной системы ориентации космического аппарата составляют маховики – электромеханические устройства, создающие управляющий момент за счёт изменения скорости вращения ротора. Минимальная конфигурация системы требует трёх маховиков, оси вращения которых расположены в ортогональных плоскостях, что позволяет обеспечить полное управление пространственным положением аппарата. Однако на практике часто применяется избыточное количество маховиков (четыре и более), установленных под различными углами относительно основных осей координат. Такая архитектура повышает отказоустойчивость системы: при выходе из строя одного из приводов оставшиеся маховики способны компенсировать его функцию за счёт перераспределения управляющих моментов.

Эффективное управление ориентацией аппарата требует точного регулирования его угловой скорости. Для этого необходимо преобразовать требуемые вращательные движения аппарата в соответствующие скорости вращения каждого маховика. Поскольку оси маховиков могут быть ориентированы произвольно (а не строго по осям x , y , z), используется математическое преобразование, связывающее угловые скорости аппарата с управляющими воздействиями в системе координат, связанной с расположением маховиков.

Ключевым аспектом отказоустойчивости является алгоритмическая обработка нештатных ситуаций. При отказе одного из маховиков система должна автоматически исключить его из расчётов и перераспределить управляющие моменты между исправными устройствами. Это требует сложного математического аппарата, включающего методы псевдообращения матриц и адаптивного управления, чтобы обеспечить сохранение

управляемости аппарата даже в условиях частичной потери функциональности системы ориентации.

Современные системы ориентации на маховиках сочетают аппаратную избыточность с интеллектуальными алгоритмами управления, что позволяет поддерживать высокую точность наведения и надёжность работы в течение всего срока активного существования космического аппарата.

В качестве объекта исследования рассмотрим CubeSat формата 1U с массой 1,33 кг и габаритными размерами 100×100×100 мм. При условии равномерного распределения массы аппарата момент инерции относительно каждой оси можно вычислить по формуле для сплошного куба: $I_s = (m_s s^2)/6$, где $m_s = 1,33$ кг - масса спутника, $s = 0,1$ м - длина ребра. Подставив значения, получаем момент инерции $2,216 \times 10^{-3}$ кг·м² относительно каждой из осей.

Для системы ориентации принимаем маховики массой 0,04 кг каждый с радиусом 0,02 м. Момент инерции отдельного маховика рассчитывается по формуле для цилиндра: $I_m = (m_m r^2)/2$, что составляет 8×10^{-6} кг·м². В конструкции используется четыре маховика, расположенных под углами к основным осям, что обеспечивает равномерное распределение управляющих моментов. Эквивалентный момент инерции маховиков относительно осей аппарата составляет $4,6188 \times 10^{-6}$ кг·м².

Учитывая, что CubeSat обычно выводятся на орбиту как вторичная полезная нагрузка при запусках к Международной космической станции, за базовую угловую скорость принимаем скорость вращения МКС вокруг Земли - $1,1635 \times 10^{-3}$ рад/с. Для обеспечения запаса по управлению принимаем расчётную угловую скорость спутника в два раза выше - $2,3271 \times 10^{-3}$ рад/с. Из соотношения моментов инерции аппарата и маховиков следует, что требуемая скорость вращения маховиков должна превышать скорость вращения спутника примерно в 500 раз, что соответствует 1,1635 рад/с или 11,11 об/мин.

На основании проведённых расчётов и с учётом характеристик доступной элементной базы может быть реализована эффективная система ориентации для малого космического аппарата. Предлагаемая конструкция (см. рисунок)

включает четыре маховика, расположенных под оптимальными углами к основным осям аппарата, что обеспечивает необходимую точность управления при сохранении компактности и энергоэффективности системы. Такое решение позволяет CubeSat поддерживать заданную ориентацию и оперативно изменять её в соответствии с требованиями миссии.

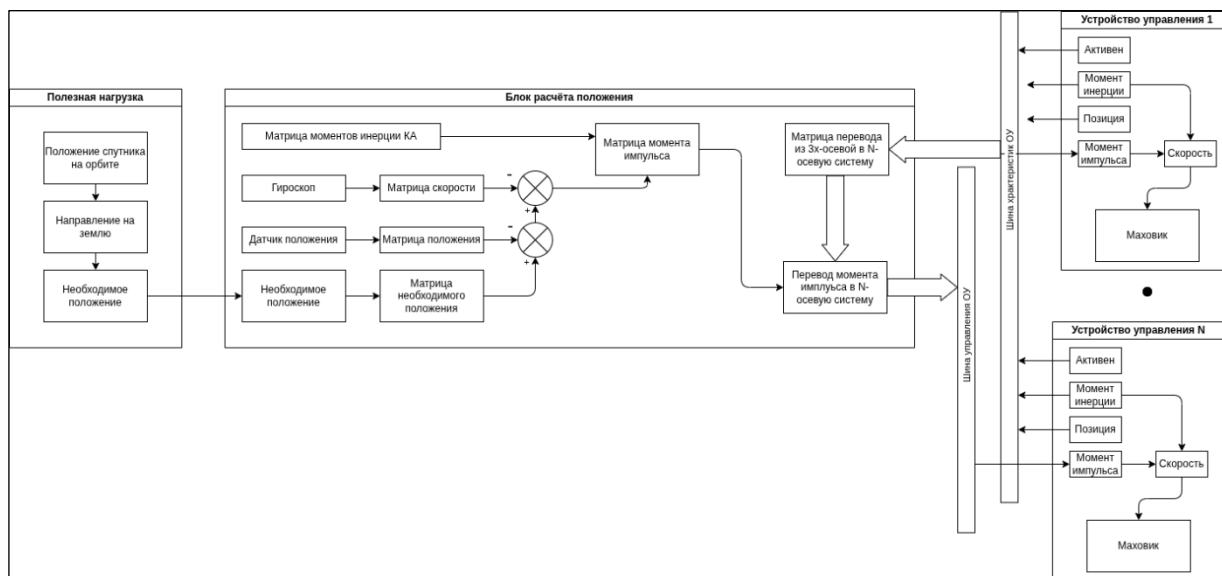


Рисунок. Система ориентации для малого космического аппарата

Современная система ориентации для малых космических аппаратов, таких как CubeSat-1U, представляет собой комплексную структуру, состоящую из трех функциональных модулей. Основой системы служит полезная нагрузка, определяющая требуемое пространственное положение аппарата в соответствии с текущими задачами миссии. Этот модуль формирует исходные данные для системы управления ориентацией.

Центральным элементом системы является блок расчета положения, выполняющий функции вычислительного ядра. Данный модуль получает информацию от группы датчиков, включающей как минимум один датчик абсолютного положения и один датчик угловой скорости. Для повышения точности измерений рекомендуется использование нескольких датчиков абсолютного положения, работающих по принципу взаимного дублирования. При этом показания угловой скорости могут быть получены как непосредственно от специализированного датчика, так и путем численного дифференцирования сигналов от датчиков положения.

Третьим ключевым компонентом системы выступают исполнительные устройства управления, в качестве которых используются маховики. Конструкция предполагает установку не менее четырех маховиков, что обеспечивает необходимый уровень резервирования. Каждое исполнительное устройство непрерывно передает в блок расчета положения информацию о своих текущих параметрах и техническом состоянии. Эта информация используется системой для автоматического перераспределения управляющих моментов при выходе из строя одного из маховиков.

Функционирование системы основано на непрерывном цикле измерений и корректировок. Блок расчета положения, получая данные от датчиков и сравнивая их с целевыми параметрами от полезной нагрузки, вычисляет необходимые управляющие воздействия. Алгоритмы управления учитывают текущее состояние всех маховиков, что позволяет системе сохранять работоспособность даже при частичном отказе исполнительных устройств.

Особое внимание уделяется вопросам надежности и отказоустойчивости. Использование избыточного количества маховиков и дублирование датчиков положения значительно повышают живучесть системы. При этом применяются специальные алгоритмы динамического перераспределения управляющих моментов, обеспечивающие плавное изменение ориентации аппарата даже в нештатных ситуациях.

В представленной работе выполнены расчеты основных параметров системы ориентации на базе маховиков для космического аппарата формата CubeSat-1U. Определены моменты инерции как самого аппарата, так и исполнительных устройств, рассчитаны оптимальные скорости вращения маховиков. Разработана архитектура системы управления, включающая все необходимые функциональные модули и алгоритмы их взаимодействия. Предложенные решения позволяют создать эффективную и надежную систему ориентации, отвечающую требованиям современных космических миссий с использованием малогабаритных аппаратов.

Список литературы

1. Дмитриев В.С., Костюченко Т.Г., Поляков М.В. [и др.] Исполнительный орган для управления малым космическим аппаратом на базе механической системы "электродвигатель-редуктор-маховик" // Решетневские чтения. 2012. Т. 1. С. 60-61.
2. Ямалеева Г.Н., Перухин М.Ю., Гибадуллин Р.Ф. Оптимизация исполнения SQL-запросов к базам данных под управлением MySQL // Информационные технологии и математическое моделирование (ИТММ-2017): Материалы XVI Международной конференции имени А.Ф. Терпугова, Казань, 29 сентября – 03 октября 2017 года. Том Часть 2. Казань: Издательство научно-технической литературы, 2017. С. 239-241.
3. Максимов А.Д., Чубенко Т.А. Оценка систем управления движением наноспутника формата CubeSat // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2022. № 11-12. С. 29-37.
4. Викторов И.В., Гибадуллин Р.Ф. Принципы построения сервиса преобразования последовательного программного кода в параллельный на базе машинного обучения // Международный форум KAZAN DIGITAL WEEK - 2023: Сборник материалов, Казань, 20–22 сентября 2023 года. Казань: ГБУ «НЦБЖД», 2023. С. 743-748.
5. Кузнецов Н.В., Андриевский Б.Р., Зайцева Ю.С. Подавление скрытых колебаний в астатической маховичной системе ориентации космического летательного аппарата // Материалы конференции «Управление в аэрокосмических системах» (УАКС-2020) имени академика Е.А. Микрина. Санкт-Петербург, 06–08 октября 2020 года. Санкт-Петербург: Концерн "Центральный научно-исследовательский институт "Электроприбор", 2020. С. 73-76.
6. Гибадуллин Р.Ф., Вершинин И.С. Состояние и перспективы развития ассоциативной стеганографии // Математические методы в технологиях и технике. 2024. № 11. С. 107-111.

7. Овчинников И.Е., Лагун А.В. Динамика системы ориентации космического летательного аппарата с двигателями-маховиками // Научно-технический вестник Санкт-Петербургского государственного университета информационных технологий, механики и оптики. 2009. № 5(63). С. 48-54.
8. Гибадуллин Р.Ф., Новиков А.А., Курочкин Г.В. и др. Параллельное управление защищенными картографическими базами данных в среде PostgreSQL // Геодезия, картография и маркшейдерия: Материалы Всероссийской научной Интернет-конференции с международным участием, Казань, 05 июня 2014 года / Сервис виртуальных конференций Рах Grid; составитель Д.Н. Синяев. Казань: Индивидуальный предприниматель Синяев Дмитрий Николаевич, 2014. С. 7-10.
9. Абезяев И.Н., Величко П.Е., Нехамкин Л.И. [и др.] Патент № 2812876 С1 Российская Федерация, МПК В64G 1/24. Система астроориентации орбитального космического аппарата с обратными связями : № 2023118007 : заявл. 07.07.2023 : опубл. 05.02.2024.
10. Гибадуллин Р.Ф., Гарипов Р.М., Диаров М.М. Параллельные модули импорт и экспорта защищенной картографической базы данных // Поиск эффективных решений в процессе создания и реализации научных разработок в российской авиационной и ракетно-космической промышленности: Международная научно-практическая конференция, Казань, 05–08 августа 2014 года. Том II. Казань: Издательство Казанского государственного технического университета, 2014. С. 418-421.

References

1. Dmitriev V.S., Kostyuchenko T.G., Polyakov M.V. [et al.] Actuator for small spacecraft control based on the "electric motor-gear-flywheel" mechanical system // Reshetnev Readings. 2012. Vol. 1. P. 60-61.
2. Yamaleeva G.N., Perukhin M.Yu., Gibadullin R.F. Optimization of SQL query execution in MySQL databases // Information Technologies and Mathematical

Modeling (ITMM-2017): Proceedings of the XVI International Conference named after A.F. Terpugov, Kazan, September 29 – October 03, 2017. Part 2. Kazan: Publishing House of Scientific and Technical Literature, 2017. P. 239-241.

3. Maksimov A.D., Chubenko T.A. Evaluation of control systems for CubeSat nanosatellites // Flight. All-Russian Scientific and Technical Journal. 2022. No. 11-12. P. 29-37.
4. Viktorov I.V., Gibadullin R.F. Principles of building a service for converting sequential program code into parallel based on machine learning // International Forum KAZAN DIGITAL WEEK - 2023: Proceedings, Kazan, September 20–22, 2023. Kazan: NCBJD, 2023. P. 743-748.
5. Kuznetsov N.V., Andrievsky B.R., Zaitseva Yu.S. Suppression of hidden oscillations in an astatic flywheel attitude control system of a spacecraft // Proceedings of the Conference "Control in Aerospace Systems" (CAS-2020) named after Academician E.A. Mikrin. Saint Petersburg, October 06–08, 2020. Saint Petersburg: "Central Research Institute "Electropribor", 2020. P. 73-76.
6. Gibadullin R.F., Vershinin I.S. State and prospects for the development of associative steganography // Mathematical Methods in Technologies and Engineering. 2024. No. 11. P. 107-111.
7. Ovchinnikov I.E., Lagun A.V. Dynamics of a spacecraft attitude control system with reaction wheels // Scientific and Technical Bulletin of the Saint Petersburg State University of Information Technologies, Mechanics and Optics. 2009. No. 5(63). P. 48-54.
8. Gibadullin R.F., Novikov A.A., Kurochkin G.V., et al. Parallel management of protected cartographic databases in a PostgreSQL environment // Geodesy, Cartography and Mine Surveying: Proceedings of the All-Russian Scientific Internet Conference with International Participation, Kazan, June 05, 2014 / Pax Grid Virtual Conference Service; compiled by D.N. Sinyaev. Kazan: Individual Entrepreneur Sinyaev Dmitry Nikolaevich, 2014. P. 7-10.

9. Abezyaev I.N., Velichko P.E., Nekhamkin L.I. [et al.] Patent No. 2812876 C1 Russian Federation, IPC B64G 1/24. Star orientation system of an orbital spacecraft with feedback : No. 2023118007 : filed 07.07.2023 : publ. 05.02.2024.
10. Gibadullin R.F., Garipov R.M., Diarov M.M. Parallel import and export modules of a protected cartographic database // Search for effective solutions in the process of creating and implementing scientific developments in Russian aviation and rocket-space industry: International Scientific and Practical Conference, Kazan, August 05–08, 2014. Volume II. Kazan: Publishing House of Kazan State Technical University, 2014. P. 418-421.