

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество «Казахский национальный исследовательский
технический университет имени К.И.Сатпаева»



Институт автоматизации и информационных технологий

УДК 629.78.017.22:681.5 (043)

На правах рукописи

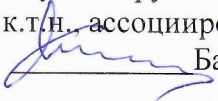
Узбекбаев Арман Махмудович

МАГИСТЕРСКАЯ ДИССЕРТАЦИЯ (ПРОЕКТ)

На соискание академической степени магистра

Название диссертации: «Исследование системы ориентации бортового комплекса
управления CubeSat»

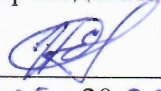
Направление подготовки: 7М07107 – Робототехника и мехатроника

Научный руководитель
к.т.н., ассоциированный профессор
 Бактыбаев М.К.

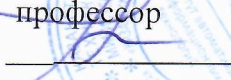
« 3 » 06 20 25 г.

Рецензент
Доктор PhD
 Алимбаева Ж.Н.

« 1 » 06 20 25 г.

Норм контроль
Преподаватель
 Игембай Е.А.
« 05 » 06 20 25 г.

ДОПУЩЕН К ЗАЩИТЕ
Заведующий кафедрой РТиТСА
Кандидат технических наук,
профессор

 К.А. Ожикенов

« 12 » 06 2025г.

Алматы 2025

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РЕСПУБЛИКИ КАЗАХСТАН

Некоммерческое акционерное общество «Казахский национальный исследовательский
технический университет имени К.И.Сатпаева»



SATBAYEV
UNIVERSITY

Институт автоматизации и информационных технологий

Кафедра Робототехники и технических средств автоматизации

7М07107 – Робототехника и мехатроника

УТВЕРЖДАЮ

Заведующий кафедрой РТиТСА
Кандидат технических наук,
профессор

К.А. Ожигенов

«11» 06 2025 г.

ЗАДАНИЕ

на выполнение дипломного проекта

Магистранту Узбекбаев Арман Махмудович

Тема: Исследование системы ориентации бортового комплекса управления CubeSat

Утверждена приказом № ____ от «____» ____ 202_ г.

Срок сдачи законченной диссертации : «____» ____ 2025 г.

Исходные данные к магистерской диссертации: Данные от солнечных и магнитных датчиков, аппаратная платформа Arduino MKR Vidor 4000 SoC, среды моделирования VTS, MATLAB.

Перечень подлежащих разработке в магистерской диссертации вопросов:

- а) Построение математической модели системы ориентации наноспутника на основе данных солнечных и магнитных датчиков;*
- б) Моделирование и исследование динамики ориентации наноспутника на основе предложенной математической модели;*
- в) Синтез аппаратной платформы бортового комплекса управления на базе печатной платы, проведение ее экспериментальной проверки и обработка полученных результатов.*

Рекомендуемая основная литература:

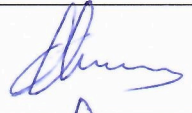
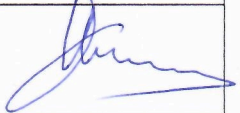
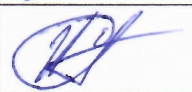
1. Poghosyan, Armen & Golkar, Alessandro. (2016). CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions. *Progress in Aerospace Sciences*. 88. 10.1016/j.paerosci.2016.11.002.
2. Liddle, Doug & Holt, Antony & Jason, Susan & O'Donnell, Kathryn & Stevens, Edward. (2020). Space science with CubeSats and nanosatellites. *Nature Astronomy*. 4. 1026-1030. 10.1038/s41550-020-01247-2.
3. Nagel, Gustavo & Novo, Evelyn & Kampel, M.. (2020). Nanosatellites applied to optical Earth observation: a review. *Ambiente e Agua - An Interdisciplinary Journal of Applied Science*. 15. 1. 10.4136/ambi-agua.2513.
4. Camps, Adriano. (2019). Nanosatellites and Applications to Commercial and Scientific Missions. 10.5772/intechopen.90039.
5. Fuchs, Christian & Murillo, Nadia & Chou, Pai & Liou, Jing-Jia & Cheng, Yu-Min & Wen, Xiaoqing & Holst, Stefan & Tavoularis, Antonios & Furano, Gianluca & Magistrati, Giorgio & Marinis, Kostas & Lu, Shyue-Kung & Plaat, Aske. (2019). Fault Tolerant Nanosatellite Computing on a Budget.
6. Shkolnik, Evgenya. (2018). On the Verge of an Astronomy CubeSat Revolution. 10.48550/arXiv.1809.00667.
7. Lassakeur, Abdelmadjid & Underwood, Craig & Taylor, B & Duke, R. (2020). Magnetic Cleanliness Program on CubeSats and Nanosatellites for Improved Attitude Stability. *Journal of Aeronautics and Space Technologies (Havacilik ve Uzay Teknolojileri Dergisi)*. 13. 25-41.
8. Nieto, Cristóbal & Emami, Reza. (2019). CubeSat Mission: From Design to Operation. *Applied Sciences*. 9. 3110. 10.3390/app9153110.
9. Villela, Thyrso & Costa, César & Brandão, Alessandra & Bueno, Fernando & Leonardi, Rodrigo. (2019). Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview. *International Journal of Aerospace Engineering*. 2019. 1-13. 10.1155/2019/5063145.
10. Узбекбаев А., Бактыбаев М. МЕТОД ЧИСЛЕННОГО АНАЛИЗА ТОЧНОСТИ МАГНИТОМЕТРА НА БОРТУ НАНОСПУТНИКОВ В УСЛОВИЯХ СИСТЕМАТИЧЕСКИХ ИСКАЖЕНИЙ // SCIENCE AND TECHNOLOGY: CHALLENGES, PROSPECTS AND INNOVATIONS. – 2025.. – С. 215-223. 24-26.04.2025
11. Gondelach, David & Linares, Richard. (2019). Real-Time Thermospheric Density Estimation Via Two-Line-Element Data Assimilation. 10.48550/arXiv.1910.00695.
12. Brown, W.J., Beggan, C.D., Cox, G.A., & Macmillan, S. (2020). The new WMM2020 and IGRF-13 models, and a retrospective analysis of IGRF secular variation.
13. Yin, Yan & Sun, Jinghai & Huang, Lijia & Jiang, Peng & Wang, Xiaochen & Ding, Chibiao. (2023). Moon Imaging Performance of FAST Radio Telescope in Bistatic Configuration with Other Radars. *Remote Sensing*. 15. 4045. 10.3390/rs15164045.
14. Li, Jun & Li, Zhenglong & Lim, Agnes & Di, Di & Min, Min & Velden, Christopher & Menzel, W.. (2025). Tracking Atmospheric Motions for Obtaining Wind Estimates Using Satellite Observations—From 2D to 3D. *Bulletin of the American Meteorological Society*. 106. 10.1175/BAMS-D-24-0027.1.
15. СЕДЕЛЬНИКОВ А, В & ЧУГУНКОВ Е, В & ТАХЕЕВА А, С & БРАТКОВА М, Е. (2023). SIMULATION OF SPACECRAFT MOTION CONTROL IN THE SOLAR ORIENTATION PLOT BASED ON MEASUREMENT DATA. Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 10.25791/pribor.12.2023.1457.

ГРАФИК
подготовки магистерской диссертации

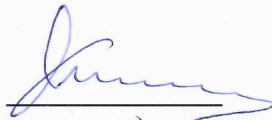
Наименование разделов, перечень разрабатываемых вопросов	Сроки представления научному руководителю	Примечание
Анализ современных подходов к системам ориентации наноспутников, выбор элементной базы	17.10.2024г	Выполнено
Разработка математической модели ориентации по солнечным и магнитным датчикам	14.11.2024г	Выполнено
Проектирование архитектуры системы ориентации на базе	08.01.2025	Выполнено
Проведение имитационного моделирования, проверка моделей	28.02.2025	Выполнено
Подготовка и тестирование лабораторного макета, обработка результатов	11.03.2025	Выполнено
Обобщение результатов, формулировка выводов, оформление и подача полной работы	12.05.2025	Выполнено

Подписи

консультантов и норм контролера на законченную магистерскую диссертацию с указанием относящихся к ним разделов диссертации

Наименования разделов	Консультанты, Ф.И.О. (уч. степень, звание)	Дата подписания	Подпись
Основная часть	Бактыбаев М.К. к.т.н., ассоциированный профессор		
Расчётный раздел	Бактыбаев М.К. к.т.н., ассоциированный профессор		
Норм контролер	Игембай Е.А. Преподаватель	05.06.2025	

Научный руководитель


подпись

Бактыбаев М.К.

Ф.И.О.

Задание принял к исполнению обучающийся


подпись

Узбекбаев А.М.

Ф.И.О.

Дата

«___» _____ 2025 г

АНДАТПА

Бұл диссертациялық жұмыс CubeSat типті наноспутниктің борттық басқару кешенінің бағдарлау жүйесін зерттеуге арналған. Жұмыста бағдарлауды анықтау үшін күн сәулелік және магниттік датчиктерге негізделген жаңа әдістер ұсынылған. Мақсаты – ПЛИС негізінде құрылған аппараттық-пайдалану кешенін жобалау арқылы наноспутниктің бағдарлау дәлдігін арттыру. Жұмыста жүйенің математикалық модельдері жасалып, имитациялық модельдеу және тәжірибелік зерттеулер арқылы оның тиімділігі дәлелденген. Зерттеудің ерекшелігі – жасанды интеллект элементтері мен кватерниондарды пайдалана отырып, энергияны тиімді жұмсау мен навигациялық тұрақтылықты қамтамасыз ету. Ұсынылған тәсілдер наноспутниктердің ресурстарын тиімді пайдалану мен олардың миссияларының сенімділігін арттыруға бағытталған.

АННОТАЦИЯ

Диссертационная работа посвящена исследованию системы ориентации бортового комплекса управления наноспутника формата CubeSat. Объектом исследования выступает бортовой комплекс, определяющий ориентацию на основе данных солнечных и магнитных датчиков. Цель работы – повышение точности ориентации путем разработки и реализации аппаратно-программной архитектуры на базе ПЛИС. Отличительной особенностью является применение кватернионной математики и методов искусственного интеллекта. Построены математические модели, проведено моделирование в виртуальной среде и лабораторная проверка. Предложенные методы направлены на оптимизацию энергопотребления и обеспечение надежной ориентации в условиях ограниченных вычислительных ресурсов, что актуально для малогабаритных спутников.

ANNOTATION

This dissertation explores the attitude determination system of a CubeSat onboard control unit. The study focuses on improving orientation accuracy using data from sun sensors and magnetometers. The objective is to develop and implement a hardware-software architecture based on FPGA platforms to optimize satellite orientation. The distinctive approach includes quaternion-based modeling and the application of artificial intelligence techniques. Mathematical models were created, followed by virtual simulations and experimental validation. The proposed methods aim to improve energy efficiency and ensure reliable orientation performance, especially under resource-constrained conditions typical for nanosatellites.

РЕФЕРАТ

Магистерская диссертация состоит из 118 страниц, содержит 71 рисунок, 19 таблиц. Список использованных источников – 109.

Ключевые слова: CubeSat, система ориентации, кватернионы, ПЛИС, солнечные датчики, магнитометр, VTS, Arduino, моделирование, пассивная стабилизация.

Цель работы: разработка и реализация новых алгоритмов управления ориентацией в бортовом комплексе управления наноспутника CubeSat..

Задачи исследования:

Для достижения поставленной цели сформулированы следующие задачи:

- Разработка математической модели системы ориентации наноспутника с использованием данных датчиков солнечного излучения и магнитометра;

- Исследование и моделирование динамики ориентации наноспутника на основе предложенной математической модели.

Синтез аппаратной платформы бортового комплекса управления на базе печатной платы с использованием методов имитационного моделирования и экспериментальная верификация ее работы

Объект и методы исследования: бортовой комплекс управления наноспутника CubeSat.

Результаты:

- Построена математическая модель системы ориентации наноспутника на основе данных солнечных и магнитных датчиков;

- Выполнено моделирование и исследование динамики ориентации наноспутника на основе предложенной математической модели;

- Синтезирована аппаратная платформа бортового комплекса управления на базе печатной платы, проведена ее экспериментальная проверка и обработаны полученные результаты.

Научная новизна: Разработан и исследован алгоритм определения ориентации наноспутника на основе комплексного метода с использованием солнечных и магнитных датчиков.

Создан лабораторный образец бортового комплекса управления с программно-математическим алгоритмом.

Практическое значение работы заключается в улучшении точности и надежности навигации и ориентации. Разработанный метод позволяет наноспутникам с высокой точностью определять свою ориентацию на основе данных от солнечных и магнитных датчиков, что снижает риски и экономит расходы на космические миссии. Использование кватернионов и данных различных датчиков повышает точность и надежность системы даже при наличии возможных ошибок и шумов. Предложенный метод может быть

интегрирован в различные системы управления и навигации наноспутников, способствуя развитию космической индустрии в целом.

Результаты внедрения: разработан рабочий макет системы ориентации, представлены материалы на двух научных конференциях, готовится публикация в профильном журнале.

Основные положения, выносимые на защиту:

- Математическая модель ориентации наноспутника на основе комплексного метода, отражающая динамику ориентации;
- Моделирование системы ориентации наноспутника с использованием разработанной математической модели в средах VTS и Matlab;
- Лабораторная модель бортового комплекса управления, использующая Arduino и Quartus Prime, для тестирования и верификации работы системы ориентации.

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	10
1 Анализ современных тенденций и развитие космических технологий	13
1.2 Принципы работы систем ориентации наноспутников	24
1.3 Применение ПЛИС в космических системах	25
1.4 Основы управления системой ориентации	27
1.4.1 Методы определения ориентации	27
1.4.2 Детерминированные методы	29
1.4.3 Модели ориентации и движения космического аппарата	31
1.4.4 Кватернионы	33
2 Разработка математической модели системы определения ориентации наноспутника	36
2.1 Математическая модель солнечных датчиков	36
2.2 Математическая модель калибровки солнечных датчиков с учетом альбедо Земли	39
2.3 Математическая модель магнитного датчика	42
2.4 Математическая модель пассивной системы ориентации наноспутника	44
2.5. Математическая модель орбиты	46
3 Архитектура бортового комплекса управления	48
3.1 Выбор и обоснование аппаратной платформы на базе ПЛИС	48
3.2 Выбор и обоснование сенсоров ориентации	55
3.2.1 Выбор датчика солнечного света	55
3.2.2 Магнитные датчики в системе ориентации	59
3.3 Проектирование архитектуры системы ориентации	62
3.4 Разработка алгоритмов управления	64
4 Разработка и моделирование системы ориентации	67
4.1 Математическое моделирование системы ориентации	67
4.1.1 Моделирование орбитального полета наноспутника	67
4.1.2 Моделирование солнечного освещения	73
4.1.3 Моделирование магнитного индикатора	78
4.1.4 Моделирование пассивной системы ориентации	80
4.2 Моделирование корпуса наноспутника для установки солнечных датчиков	82
4.2.1 Статический прочностной расчет корпуса НС	82
4.2.2 Моделирование теплового режима наноспутника	86
5 Экспериментальный макет системы ориентации	90
5.1 Подготовка и проведение экспериментов	90
5.1.1 Экспериментальное исследование солнечных панелей	90
5.1.2 Реализация опытного макета	93
5.1.3 Загрузка программы в ПЛИС-контроллер	95
5.1.4 Проведение эксперимента по исследованию системы ориентации	97
5.2 Анализ полученных данных	102

5.3 Сравнение с существующими решениями	105
Заключение	108
СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ	111

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность работы. В связи с развитием технологий миниатюризации компонентов и увеличением их производительности появляются новые возможности для разработки наноспутников с широким спектром функциональных задач. Подобные миссии включают задачи связи, наблюдения за Землёй, научные исследования и множество других направлений. В данной работе особое внимание уделяется исследованию и разработке эффективной системы ориентации бортового комплекса управления (БКУ) наноспутника CubeSat на основе программируемых логических интегральных схем (ПЛИС).

ПЛИС в составе бортового комплекса управления характеризуются высокой гибкостью и производительностью, что делает их ключевым элементом в реализации сложных алгоритмов управления ориентацией спутника. Благодаря высокой вычислительной мощности и энергоэффективности, ПЛИС особенно ценны для наноспутников, ограниченных в ресурсах. Даже в условиях ограниченных вычислительных возможностей, ПЛИС обеспечивают стабильную ориентацию наноспутника и эффективную реализацию алгоритмов управления в режиме реального времени.

Отличительной особенностью наноспутников является их компактность и существенно меньшая масса по сравнению с традиционными спутниками. Это существенно снижает затраты на запуск и вывод на орбиту. Оптимальное управление ориентацией позволяет максимально эффективно использовать датчики и исполнительные механизмы, дополнительно снижая общие эксплуатационные расходы.

Вышесказанное подтверждает актуальность проведения исследований, направленных на разработку, моделирование и анализ системы управления ориентацией бортового комплекса CubeSat с использованием ПЛИС.

Цель работы – разработка и реализация новых алгоритмов управления ориентацией в бортовом комплексе управления наноспутника CubeSat.

Задачи работы:

Для достижения поставленной цели сформулированы следующие задачи:

- Разработка математической модели системы ориентации наноспутника с использованием данных датчиков солнечного излучения и магнитометра;
- Исследование и моделирование динамики ориентации наноспутника на основе предложенной математической модели;
- Синтез аппаратной платформы бортового комплекса управления на базе печатной платы с использованием методов имитационного моделирования и экспериментальная верификация ее работы.

Объект исследования – бортовой комплекс управления наноспутника CubeSat.

Предмет исследования – методы и системы определения ориентации наноспутников по данным солнечных и магнитных датчиков, а также имитационное моделирование бортового комплекса управления на основе ПЛИС для проверки предлагаемых методик.

Методы исследования – использованы аналитические методы, методы компьютерного моделирования и виртуальных испытаний. В качестве инструментов моделирования были использованы программные пакеты VTS, а также программные среды Python и Arduino IDE для обработки результатов моделирования.

Научная новизна:

Разработан и исследован алгоритм определения ориентации наноспутника на основе комплексного метода с использованием солнечных и магнитных датчиков.

Создан лабораторный образец бортового комплекса управления с программно-математическим алгоритмом.

Практическая значимость работы заключается в улучшении точности и надежности навигации и ориентации. Разработанный метод позволяет наноспутникам с высокой точностью определять свою ориентацию на основе данных от солнечных и магнитных датчиков, что снижает риски и экономит расходы на космические миссии. Использование кватернионов и данных различных датчиков повышает точность и надежность системы даже при наличии возможных ошибок и шумов. Предложенный метод может быть интегрирован в различные системы управления и навигации наноспутников, способствуя развитию космической индустрии в целом.

Основные результаты работы:

- построена математическая модель системы ориентации наноспутника на основе данных солнечных и магнитных датчиков;
- выполнено моделирование и исследование динамики ориентации наноспутника на основе предложенной математической модели;
- синтезирована аппаратная платформа бортового комплекса управления на базе печатной платы, проведена ее экспериментальная проверка и обработаны полученные результаты.

Основные положения, выносимые на защиту:

- математическая модель ориентации наноспутника на основе комплексного метода, отражающая динамику ориентации;
- моделирование системы ориентации наноспутника с использованием разработанной математической модели в средах VTS и Matlab;
- лабораторная модель бортового комплекса управления, использующая Arduino и Quartus Prime, для тестирования и верификации работы системы ориентации.

Основное содержание работы

Диссертация состоит из пяти глав.

В первой главе представлен детальный анализ и синтез конструкции наноспутников типа CubeSat. Исследовано движение аэродинамически стабилизированных наноспутников. Рассмотрены особенности поведения наноспутников на низких орбитах с учетом влияния атмосферы и их масс-инерционных характеристик. Проведен анализ запусков наноспутников на сегодняшний день, выявлено, что срок службы наноспутников короче, а аэродинамические моменты, вызывающие угловые ускорения, значительно выше по сравнению с крупными спутниками. Также рассмотрены ключевые особенности наноспутника как продукта.

Во второй главе разработана математическая модель системы ориентации наноспутника на основе данных датчиков солнечного излучения и магнитометра. Представлена детальная математическая модель пассивной ориентации наноспутника, а также модель его орбитального движения.

В третьей главе рассмотрено применение аппаратной и программно реконфигурируемой архитектуры на базе программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) Arduino MKR Vidor 4000 SoC для космических наноспутников. Описано стратегически важное решение, объединяющее гибкость логического программирования с вычислительной мощностью и интеграцией в одном устройстве, позволяющее эффективно сочетать обработку данных с требованиями надежности и эффективности космической среды. Приведены экспериментальные результаты оценки эффективности различных типов солнечных панелей с использованием солнечного трекера в разные дни. Глава завершается описанием архитектуры бортового комплекса управления наноспутника, включая основные компоненты и принципы предлагаемой архитектуры.

В четвертой главе подробно рассмотрена архитектура бортового комплекса управления наноспутника, являющаяся ключевым элементом в создании и эксплуатации космических аппаратов. Глава включает описание алгоритмов работы бортового комплекса, подробное описание основных компонентов и принципов, а также детальное исследование и моделирование орбитального движения.

В пятой главе приводится детальное описание архитектуры системы ориентации наноспутника, включая интеграцию датчиков с микроконтроллером. Рассматриваются основные компоненты системы, такие как солнечные панели, магнитометр и карта памяти SD для хранения данных, а также затрагиваются вопросы электропитания и разработки электронной схемы устройства. Глава завершается представлением результатов лабораторных экспериментов по проверке работы системы ориентации наноспутника.

В заключении представлены итоги и выводы диссертационного исследования, обозначены дальнейшие планы работ по выбранному направлению.

1 Анализ современных тенденций и развитие космических технологий

Проведен подробный анализ и синтез наноспутников типа CubeSat. Исследовано движение аэродинамически стабилизированных наноспутников. Особенности поведения наноспутников на низких орбитах обусловлены как атмосферными воздействиями, так и их масс-инерционными характеристиками. Анализ современных запусков наноспутников показал, что по сравнению с более крупными спутниками срок службы наноспутников короче, а аэродинамические моменты, создающие угловые ускорения, значительно выше. Также рассмотрены основные особенности наноспутников как продуктов [1].

Исследованы и проанализированы причины особенностей движения спутников CubeSat. Выполнен анализ и оценка эффективности существующих методов функционального контроля на основе программируемых логических интегральных схем (ПЛИС).

Рассмотрены принципы работы систем ориентации наноспутников, а также исследовано применение ПЛИС в космических системах. Изучены основы управления системой ориентации, включая методы определения ориентации, детерминированные решения, модели ориентации и движения космических аппаратов и кватернионы.

1.1 Анализ и развитие наноспутников

В начале космической эры наноспутники массой от 1 до 10 кг использовались из-за ограничений пусковых установок. В последние два десятилетия наблюдается ренессанс наноспутников благодаря успешному внедрению вспомогательных возможностей и доступу к обратной связи при запуске, что привело к увеличению доступности [2, 3]. Кроме того, были продемонстрированы возможности микрокомпонентов электроники в орбитальном полете, а революционная инициатива CubeSat открыла множество возможностей для полетов и способствовала развитию цепочек поставок. Современные возможности наноспутников обусловлены коммерческими и научными инновациями [4, 5]. Коммерческие инновации принесли надежные наноспутники, вокруг которых компании строят свой бизнес, а научные инновации способствовали разработке высокопроизводительных спутниковых полезных нагрузок и подсистем [6]. Эти успехи демонстрируют историю и современное состояние отрасли, предлагая перспективы будущих достижений в научных миссиях на основе наноспутников.

Спутниковые технологии являются важной составляющей изучения космического пространства и решения множества других задач [7]. Со временем интерес к наноспутникам и CubeSat рос параллельно с развитием

легких электронных компонентов и технологий их производства. В ранний период разработки CubeSats выполняли только простые функции, но в последние годы стали использоваться для предварительного изучения или технической проверки основных технологий, необходимых для создания средних и крупных спутников.

Наноспутники CubeSat представляют собой космические аппараты, выполненные на основе стандартной спутниковой платформы. Термин «CubeSat» относится к спутнику кубической формы размером 10 см×10 см×10 см и массой до 1 кг. Этот стандартный размер называется 1U, где U означает «единица размера» [8]. Сохраняя грань 10×10 см, CubeSats также часто конфигурируются в размерах 1,5 U, 2U и 3U с длинами соответственно 15, 20 и 30 см. Стандарт CubeSat был разработан Бобом Твиггсом из Стэнфордского университета и Джорди Пуиг-Суари из Калифорнийского политехнического университета в 1999 году. В таблице 1.1 представлена классификация космических аппаратов [9].

Таблица 1.1 – Классификация космических аппаратов [9]

Типы спутников	Масса
Большие спутники	Более 1000 кг
Средние спутники	500 – 1000 кг
Маленькие спутники	
Миниспутники	100 – 500 кг
Микроспутники	10 – 100 кг
Наноспутники	1 – 10 кг
Пикоспутники	< 1 кг

Первые кубические спутники, запущенные около десяти лет назад, были экспериментами, демонстрирующими возможность создания важных научных инструментов на небольшой платформе за разумные сроки и по приемлемой цене. Успех этих академических демонстраций привлек внимание коммерческих и государственных организаций. В настоящее время более 25% успешных запусков CubeSat приходятся на страны Европы, включая Францию, Германию, Данию, Швейцарию, Норвегию и Нидерланды. Германия и Дания уже запустили более десяти CubeSat, еще больше проектов находятся в стадии разработки. В более чем 20 странах Европы разрабатываются или ждут запуска дополнительные проекты CubeSat, большинство из которых реализуются университетами.

На сегодняшний день разработано несколько альтернативных базовых платформ для наноспутников. На рисунке 1.1 представлены размеры модификаций платформ CubeSat. Наиболее распространены платформы CubeSat модификаций 1U, 1,5 U, 2U и 3U [10].

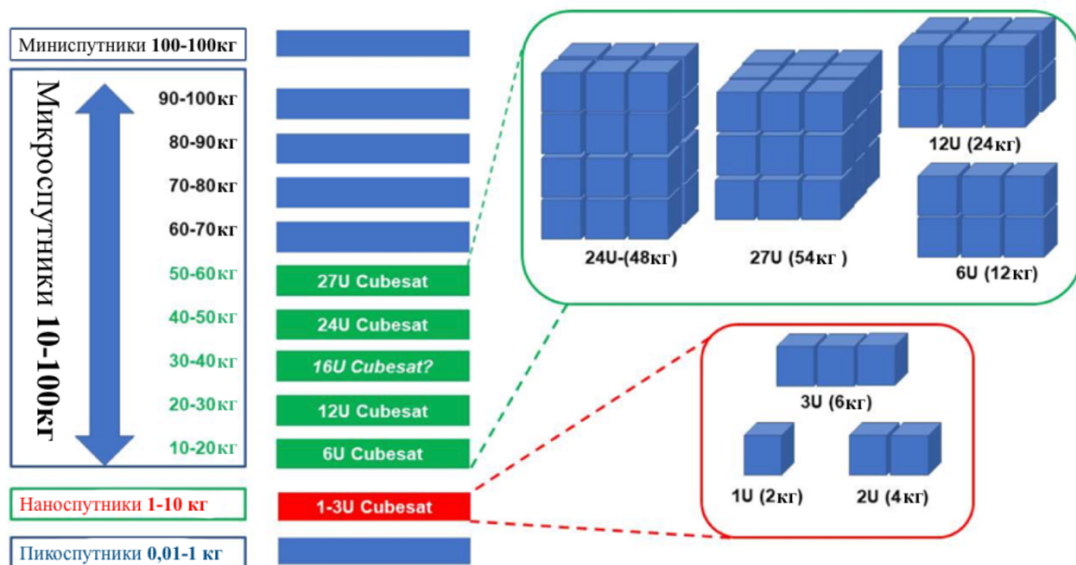


Рисунок 1.1 – Основные модификации платформ наноспутников CubeSat [10]

Наноспутники представляют собой перспективный сегмент мирового рынка космических аппаратов, демонстрирующий устойчивую и высокую динамику роста. На рисунке 1.2 приведена статистика запусков наноспутников формата CubeSat различных модификаций за период с 1998 года, а также прогноз запуска до 2025 года [10].

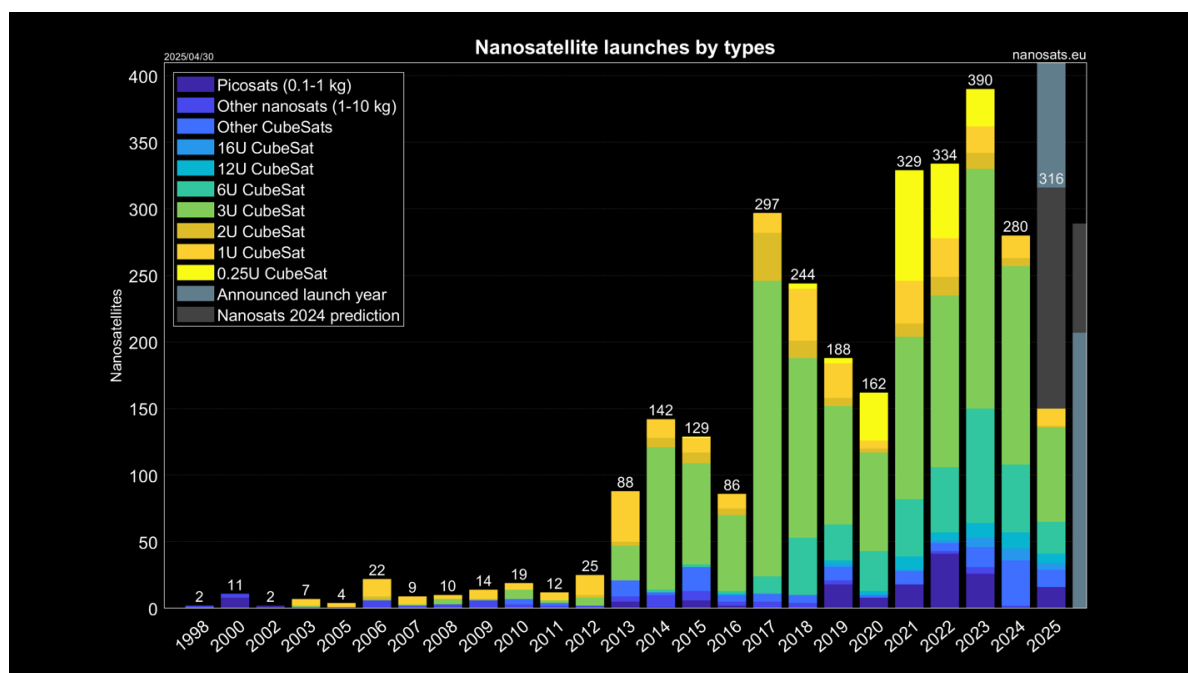


Рисунок 1.2 – Количество запущенных и планируемых к запуску наноспутников CubeSat с 1998 по 2029 годы [10]

Доступность и относительно невысокая стоимость технических решений позволяют запускать наноспутники независимо от наличия крупных несущих аппаратов (например, крупных исследовательских спутников), минимизируя при этом необходимые финансовые и производственные ресурсы и обеспечивая возможность проведения разнообразных научных экспериментов. В таблице 1.2 представлен обзор известных мировых космических миссий, реализованных с использованием наноспутников формата 1U. В таблице 1.3 наиболее ожидаемые проекты наноспутников формата 1U, находящиеся в стадии разработки.

Таблица 1.2 – Наиболее известные и успешно запущенные проекты наноспутников формата 1U с 2019 года (в хронологическом порядке)

Название	COSPAR ID	Организация	Миссия	Дата запуска	Примечания
Kraksat	1998-067QM (44427)	SatRevolution S.A.	Испытание реакционного колеса на ферромагнитной жидкости	17 апреля 2019 года	Спутник постоянно перезагружается и не может быть полностью активирован [11]
StangSat	–	Merritt Island High School CubeSat в партнерстве с CalPoly	Удары и вибрации полезных нагрузок на орбите	25 июня 2019 года	Это второй спутник, созданный школьной командой. Программа NASA Launch Services оказывает команде поддержку и наставничество [12]
ACRUX-1	2019-037E (44369)	Melbourne Space Program	Техническая демонстрация	29 июня 2019 года	Второй спутник, построенный австралийскими студентами после АО 5 [13]
CAPE-3	–	University of Louisiana at Lafayette	Образование	17 января 2021 года	Демонстрационный запуск с Virgin Orbit в рамках NASA серии ELaNa-XX [14]
PICS-1 & 2	–	Brigham Young University	Техническая демонстрация	17 января 2021 года	Демонстрационный запуск с Virgin Orbit в рамках NASA серии ELaNa-XX [14]

Продолжение таблицы 1.2

TechEdSat-7	–	NASA Ames Research Center	Образование	17 января 2021 года	Демонстрационный запуск с Virgin Orbit в рамках NASA [14]
Binar-1	–	Curtin University	Техническая демонстрация	28 августа 2021 года	Запущен с помощью SpaceX CRS-23 и выведен с МКС 6 октября 2021 года [15]
GASPA CS	1998-067TB (51439)	Utah State University's Undergraduate Get Away Special team	Техническая демонстрация	21 декабря 2021 года	NASA предоставила запуск в рамках инициативы CubeSat Launch Initiative. Первый CubeSat студентов, использовавший Raspberry Pi как бортовой ПК [16, 17]
SteamSat	2022-003G	SatRevolution S.A.	Испытание этой двигательной установки	13 января 2022 года	[18]
Aurora Sat-1	2022-047	Aurora Propulsion Technologies	Испытание космической двигательной установки с использованием водяного топлива	5 февраля 2022 года	[19]

Таблица 1.3 – Наиболее ожидаемые проекты наноспутников формата 1U, находящиеся в стадии разработки

Название	Организация	Миссия	Примерная дата запуска
UTNSat-01	UTN San Nicolás	Подтверждение концепции приёма SDR на низкой околоземной орбите	Не объявлен [20]
Koios	University of Auckland, New Zealand	Миссия направлена на вдохновение большего числа детей в Новой Зеландии через инициативу STEAM и предоставление им возможности взаимодействовать со спутником.	Не объявлен [21]
ET-SAT	Ethiopian Space Science Society при поддержке Belgian Von Karman Institute	Исследование	Не объявлен [22]

Продолжение таблицы 1.3

CySat I	Iowa State University, Softronic Ltd.	Широкополосный радиометр для измерения различных электромагнитных спектров от городов. Также подтверждение концепции, предназначенной для студентов, преподавателей и партнёров.	Не объявлен [23]
RHOK-SAT	Rhodes College	Технологии; студенческие исследования; испытание перовскитных элементов в космосе	Не объявлен [24]
InQube	Paradox Sonic Space Research Association	Демонстрация COTS-электроники в космосе; экспериментальные исследования по анализу условий на орбите с использованием спутниковой платформы	Не объявлен [25]

Создание и выведение на орбиту спутника среднего или крупного размера обычно требует от 5 до 15 лет [26]. За такой продолжительный период потребности, которые послужили основанием для запуска спутника, могут существенно измениться, что приводит к несоответствию изначально запланированного функционала требованиям рынка. Кроме того, за это время телекоммуникационные технологии непрерывно обновляются, что приводит к устареванию технических решений крупных спутников еще до завершения срока их эксплуатации, составляющего до 15 лет. Обновлять такие крупные спутники на орбите практически невозможно, что существенно ограничивает возможность оперативного использования новых технологических возможностей.

Для наноспутников эти ограничения не столь критичны: процесс проектирования, определения потребностей и запуска наноспутника может занимать менее 8 месяцев [27]. Благодаря более короткому циклу разработки и ввода в эксплуатацию, наноспутники оперативно реагируют на новые технологические и рыночные возможности.

Кроме того, группировки наноспутников гарантируют высокую надежность и позволяют избежать проблем морального устаревания, так как они постоянно обновляются за счет регулярных запусков новых аппаратов. Такая постоянная ротация обеспечивает непрерывное улучшение технологий, позволяя владельцу группировки всегда предоставлять самые современные и востребованные услуги. На рисунке 1.3 показана диаграмма запущенных малых спутников.

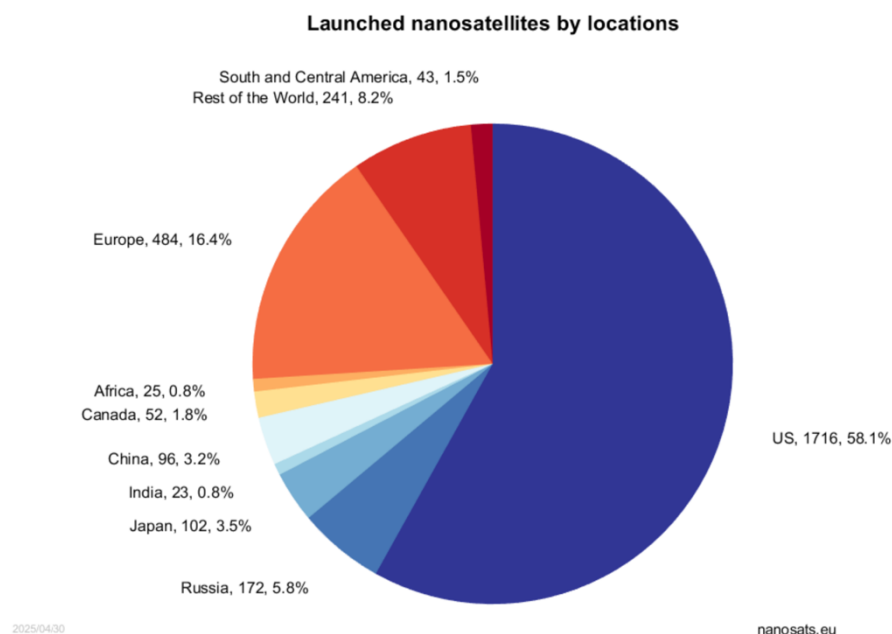


Рисунок 1.3 – Количество запущенных малых спутников по всему миру за период с 2013 по 2025 годы [28]

Быстрый рост мирового рынка наноспутников является убедительным доказательством того, что в ближайшие годы наноспутники займут существенную долю производства в космической отрасли. На рисунке 1.4 представлена динамика запусков наноспутников за период с 1998 года с прогнозом до 2025 года [10].

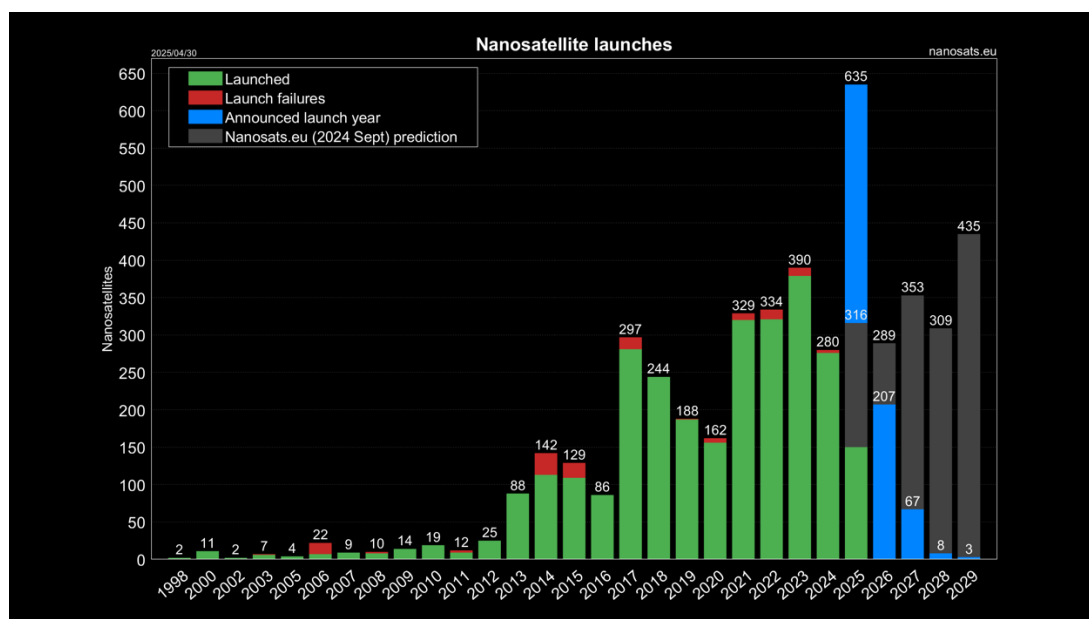
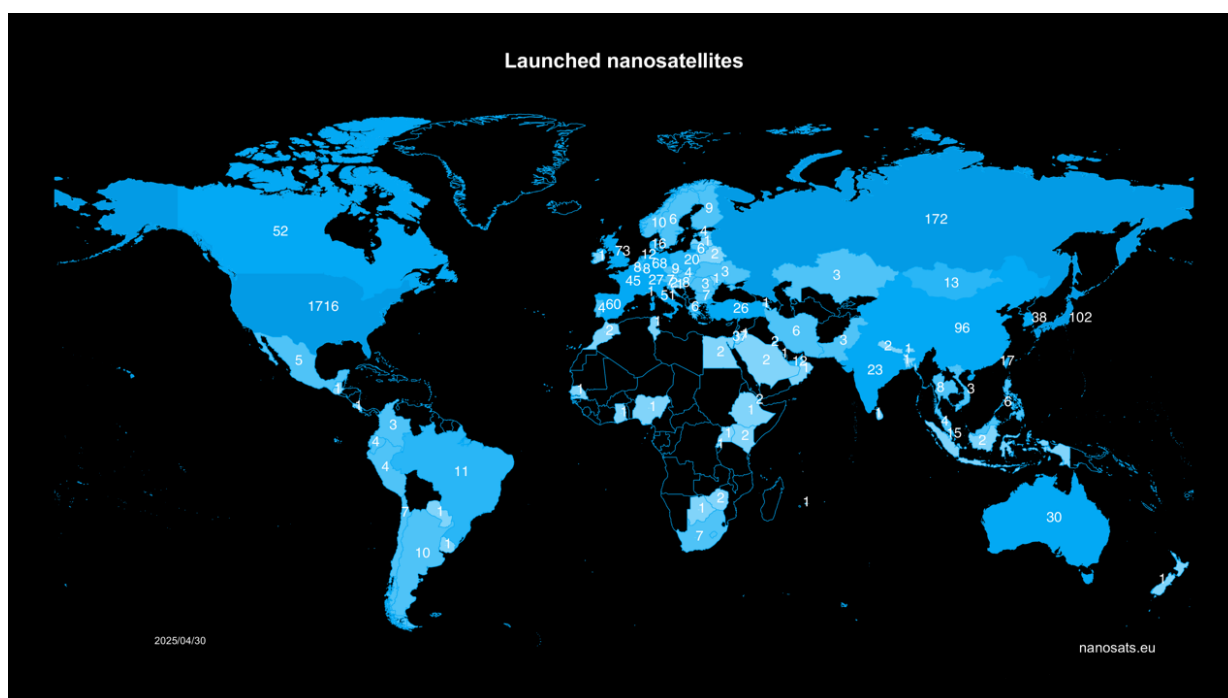


Рисунок 1.4 – Динамика количества запусков наноспутников в период с 1998 по 2025 год [10]

Число компаний, занимающихся разработкой и производством наноспутников, ежегодно возрастает. В настоящее время в мире насчитываются сотни таких компаний, а их географическое распределение показано на рисунке 1.5.



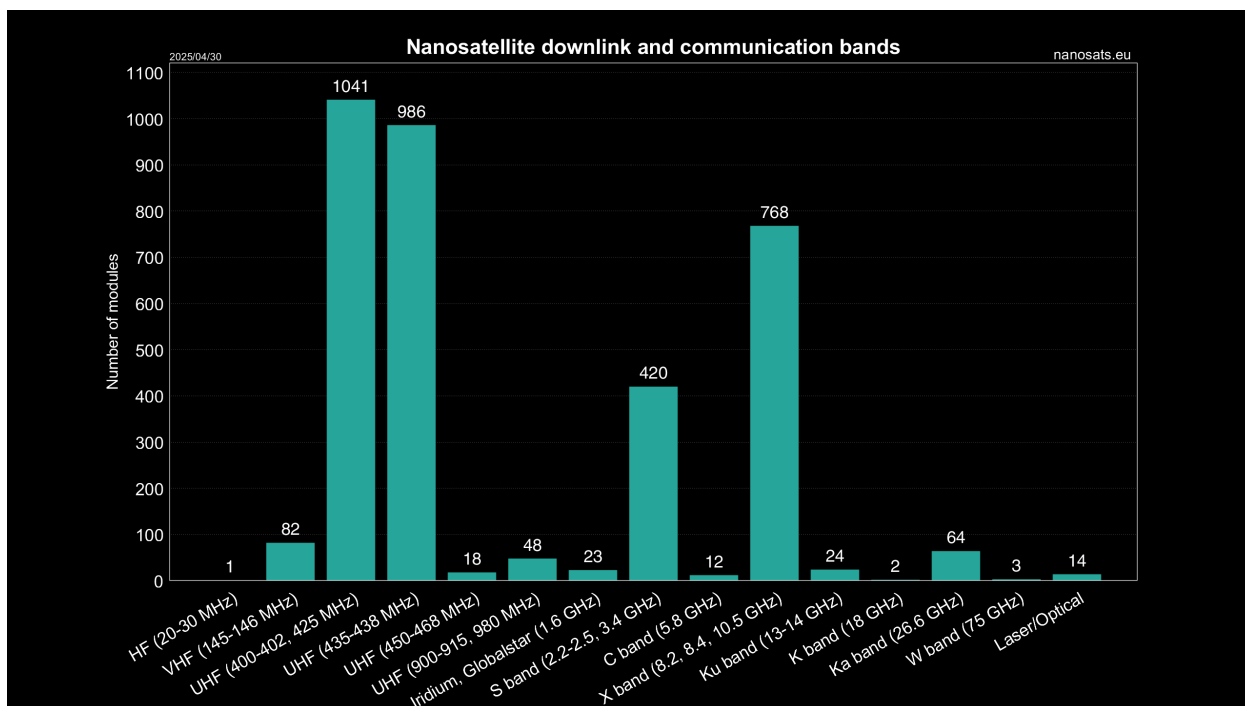


Рисунок 1.6 – Диапазоны частот, используемые наноспутниками [10]

Наноспутники обладают несколькими важными особенностями, характеризующими их как продукт.

Во-первых, каждый наноспутник представляет собой инновационное решение благодаря уникальному электронному наполнению, созданному специально для выполнения конкретной задачи. Они демонстрируют признаки прогрессивных инноваций – меньшие размеры, более низкая стоимость и более низкие технические характеристики по сравнению с традиционными спутниками.

Во-вторых, наноспутник как товар предполагает коммерческий заказ на его разработку, изготовление и вывод на орбиту. До момента запуска наноспутник представляет собой лишь бесполезный объект. Это открывает возможности получения коммерческой выгоды не только от производства, но и от услуг запуска наноспутника.

В-третьих, жизненный цикл наноспутников короток (обычно 1–2 года), что позволяет регулярно обновлять их оснащение. Благодаря этому наноспутники идеально подходят для проведения испытаний передовых космических технологий.

В-четвёртых, относительно низкая стоимость изготовления наноспутников делает их прекрасным инструментом повышения качества космического образования и продвижения университетов. Короткий жизненный цикл продукта позволяет студентам активно участвовать в разработке и запуске наноспутников на протяжении обучения. Не случайно многие университеты начали именно с наноспутников своё участие в космической отрасли. Общие затраты на запуск спутников представлены на рисунке 1.7 [29].

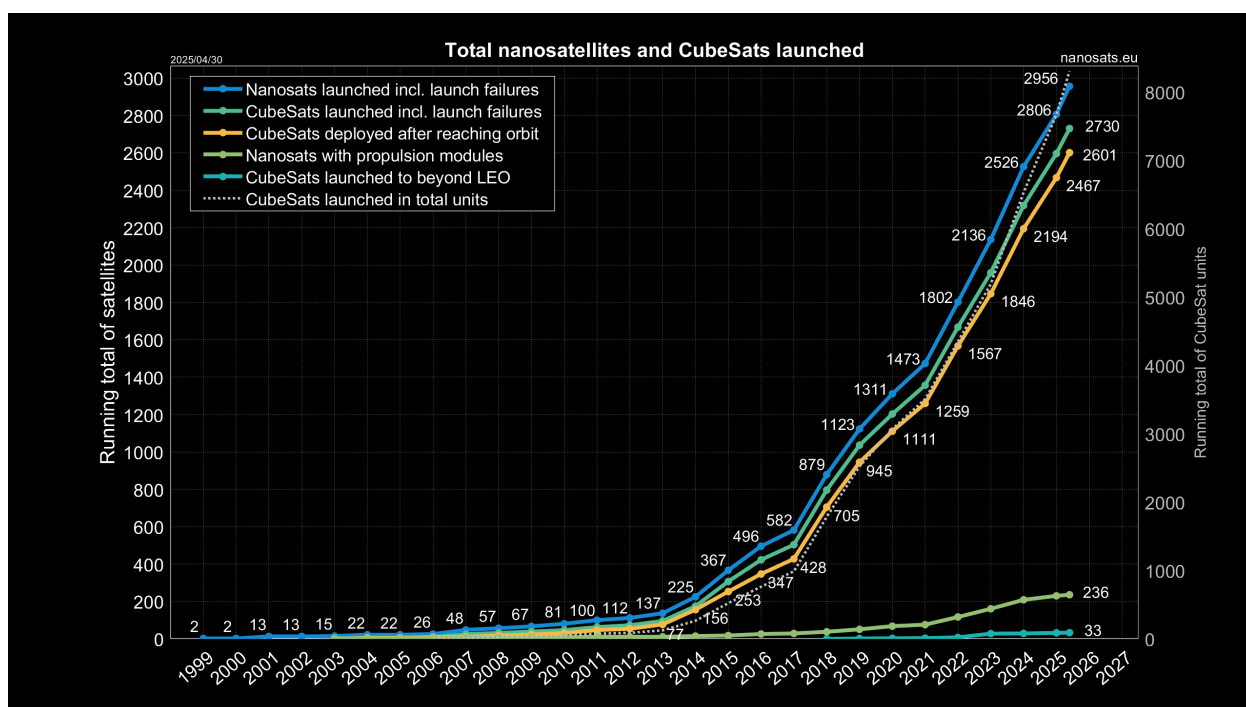


Рисунок 1.7 – Общие затраты на запуск наноспутников [10]

Короткий жизненный цикл (менее 1–2 лет на орбите) и относительно низкие характеристики наноспутников компенсируются их частым обращением вокруг Земли (до 16 оборотов в сутки) и высокой периодичностью съёмки поверхности (до 4 раз в сутки). Эти характеристики делают наноспутники незаменимыми для регулярного мониторинга. Кроме того, наноспутники легко объединяются в орбитальные группировки, повышающие эффективность системы в целом [30].

Запуск спутников осуществляется с помощью специальных модулей. Эти модули предназначены для обеспечения надёжной связи между космическими аппаратами и наземными станциями. В состав модулей входят приёмники и генераторы сигналов, работающие в X-диапазоне, а также коммутаторы и усилители.

Модули изготавливаются с использованием передовой технологии низкотемпературной совместно обжигаемой керамики (LTCC). Это обеспечивает высокие электрические и теплопроводные характеристики, механическую защиту монокристаллических интегральных схем, герметичность модулей, их высокую надёжность и отказоустойчивость. Модули способны передавать большие объёмы информации, например, спутниковые изображения или радиолокационные данные. В таблице 1.4 представлены типы модулей, используемых для запуска наноспутников.

Таблица 1.4 – Типы модулей, используемых для запуска спутников

Наименование	Типы
P-POD	Спутниковый орбитальный Picosatellite Orbital Deployer Стэнфордского университета и Калифорнийского политехнического института включает три отдельных кубических спутника, расположенных друг над другом.
T-POD	Tokyo Pico-Satellite Orbital Deployer Bip Texte Satellite в разработке. Tokyo Tech Separation Demonstration - TSD
X-POD	eXperimental Push Out Deployer-это настраиваемая независимая система разделения для каждого спутника, которая была спроектирована и построена в институте аэрокосмических исследований / Лаборатории космических полетов Университета Торонто и может быть адаптирована к спутникам разного размера, от одного кубического спутника до наноспутников произвольного размера.
SPL	Single Pico-Satellite Launcher содержит один кубический спутник. Развертывание скорость может быть определена заказчиком по умолчанию и составляет 1 м/с. Берлин, Германия, производит Astrofein.

Базовый наноспутник формата 1U интегрирует проверенные на практике подсистемы в наиболее компактную платформу. Данная платформа включает в себя систему питания, конструктивные элементы, антенну, связь и бортовой компьютер, позволяя полностью сосредоточить ресурсы на разработке и эксплуатации полезной нагрузки.

Обеспечивая высокую производительность и надёжность при низких затратах, данный тип наноспутника эффективно используется для проведения орбитальных экспериментов, демонстрационных миссий и операций радиосвязи.

1.2 Принципы работы систем ориентации наноспутников

Системы ориентации наноспутников играют ключевую роль в обеспечении точности и устойчивости их функционирования в космическом пространстве. Эти системы позволяют определить положение и ориентацию спутника, отслеживать его текущее состояние, а также эффективно управлять им в течение всей миссии. Наноспутники и, в частности, платформы формата CubeSat, благодаря своим функциональным характеристикам, становятся важным элементом в научном, коммерческом и военном использовании космического сектора. Для выполнения технических требований платформ CubeSat необходима разработка и совершенствование подсистем связи и обмена информацией на базе существующих решений [30]. Наземные испытания спутников представляют собой сложную задачу, так как требуют создания условий, которые с высокой точностью имитируют космическую среду при ограниченном воздействии наземных факторов. Точность испытаний наноспутников должна быть особенно высокой в силу ограниченных возможностей исполнительных механизмов и их повышенной чувствительности к внешним воздействиям [31]. Основные принципы работы систем ориентации наноспутников включают следующие аспекты:

- датчики ориентации: Для эффективного функционирования систем ориентации наноспутников используются различные датчики. Гироскопы измеряют скорость вращения спутника и определяют его текущее угловое положение. Акселерометры фиксируют ускорение и могут применяться для определения ориентации в условиях отсутствия вращения. Магнитометры помогают определить направление относительно магнитного поля Земли. Датчики солнечного излучения определяют ориентацию относительно Солнца и дополнительно используются для генерации электроэнергии;

- алгоритмы ориентации: Данные, полученные с датчиков, обрабатываются специализированными алгоритмами, которые рассчитывают текущую ориентацию спутника в пространстве. Например, алгоритмы на основе кватернионов или матриц поворота позволяют с высокой точностью определить положение спутника;

- исполнительные механизмы и системы управления: Для изменения ориентации спутника применяются исполнительные механизмы, такие как реактивные колеса, которые корректируют его угловую скорость. Малые двигатели или магнитные катушки также могут использоваться для изменения орбиты или точного управления ориентацией. Системы управления регулируют работу этих исполнительных механизмов на основе информации от датчиков ориентации и команд, поступающих с наземной станции;

- наземная станция: Наземная станция выполняет роль центра управления и связи с наноспутником. Она передает команды для изменения ориентации, получает и анализирует данные о текущем состоянии спутника, а также осуществляет планирование миссии. Связь с наноспутником обеспечивается посредством радиосвязи;

– контроль орбиты: Помимо задач ориентации, наноспутники должны поддерживать заданную орбиту, что включает выполнение манёвров по её коррекции с целью поддержания заданной высоты и наклона. Для эффективного выполнения таких манёвров критически важно точное знание текущей ориентации спутника;

– навигация по звёздам: Некоторые наноспутники, особенно находящиеся на геостационарных орбитах или требующие высокой точности ориентации, используют для навигации звёзды. Сравнение положения известных звёзд с данными звёздных каталогов позволяет спутнику определять своё положение с высокой точностью.

Системы ориентации наноспутников являются необходимым элементом для успешного выполнения множества космических миссий, включая наблюдение Земли, связь, научные исследования и космические эксперименты. Они обеспечивают стабильность и эффективность работы наноспутников в условиях космоса.

В рамках настоящей работы используются магнитометр модели LSM303DLHC и солнечные панели поликристаллического типа. Предложенные магнитометр и солнечные датчики с расширенной конфигурацией обеспечивают универсальность конструктивных решений за счёт возможности гибкой настройки с помощью бортового компьютера в зависимости от требований конкретной миссии [32]. Недостатком таких датчиков является значительная погрешность получаемых данных, которая требует создания моделей погрешностей для достижения необходимой точности измерений. В ходе работы предложена оценка точности магнитометра и датчиков солнечного излучения путём проведения лабораторных испытаний, имитирующих реальные условия запуска наноспутника [33].

Также в работе предложен быстрый алгоритм центрирования для расчёта углов Эйлера на основе цифровых солнечных датчиков, используемых в наноспутниковых системах. Алгоритм состоит из двух этапов и включает обработку изображения в виде матрицы пикселей и профилирование пятна света для построения векторов строк и столбцов. Координаты центроида (x-y) определяются путём поиска индексов векторов с максимальными значениями интенсивности.

1.3 Применение ПЛИС в космических системах

С каждым годом космические системы становятся всё более сложными и многофункциональными. От обеспечения связи и навигации до выполнения научных исследований и задач обороны – космические технологии играют ключевую роль во многих сферах деятельности человека. В данной главе рассматривается, каким образом программируемые логические интегральные схемы (ПЛИС) значительно расширяют функциональные возможности

космических миссий, повышая их надёжность и становясь неотъемлемой частью современных космических платформ.

Исторически ПЛИС начали использоваться в космической технике ещё в 1980-х годах. С тех пор они прошли путь от простых логических устройств до высокопроизводительных, многофункциональных программируемых микросхем. В наше время ПЛИС обеспечивают высокий уровень гибкости и возможности повторной конфигурации, что особенно важно в условиях космоса, где миссионные требования могут меняться, а выполнение разнообразных вычислительных задач требует быстрой адаптации.

ПЛИС предоставляют возможность реализации параллельной обработки данных и позволяют интегрировать множество логических элементов в пределах одного кристалла. Кроме того, такие схемы позволяют значительно сократить издержки на производство аппаратной части. Программное обеспечение также играет существенную роль в общей архитектуре системы, и возможность параллельного программирования обеспечивает высокую производительность, особенно при использовании ПЛИС и других аппаратных ускорителей.

Для наноспутников, которые ограничены по объёму и массе, использование ПЛИС становится особенно актуальным. В современных проектах малых спутников ПЛИС становятся основной архитектурной платформой системы управления полётом, обеспечивая оперативную и эффективную реакцию на изменяющиеся условия миссии. Такие параметры, как траектория, ориентация, высота и скорость полёта спутника, сравниваются с требуемыми значениями в рамках замкнутого контура управления, где ПЛИС выполняют центральную роль между датчиками и исполнительными механизмами бортового комплекса управления.

Одним из важнейших направлений использования ПЛИС в космосе является создание аппаратных ускорителей. Благодаря своей архитектуре ПЛИС способны выполнять параллельную обработку больших объёмов данных, что особенно ценно при решении задач, связанных с обработкой информации, полученной во время космических миссий. Такие ускорители могут применяться для обработки изображений, сжатия данных, выполнения криптографических алгоритмов и других ресурсоёмких задач. При этом они обеспечивают высокую энергоэффективность и значительно ускоряют выполнение вычислений – критически важное преимущество в условиях ограниченных ресурсов на борту спутника.

Важным аспектом применения ПЛИС в космосе является их радиационная стойкость. Космическая среда насыщена ионизирующим излучением, которое может повредить электронные компоненты. Поэтому ПЛИС, предназначенные для работы в космосе, должны быть оснащены специальными защитными мерами и изготовлены с использованием радиационно-стойких технологий.

Следует отметить, что коммерческие электронные компоненты, не адаптированные для космоса, весьма чувствительны к воздействию радиации.

Для повышения надёжности работы вычислительных систем необходима реализация стратегий по защите от одиночных сбоев, вызванных радиацией. В зависимости от условий конкретной миссии и окружающей среды на низкой околоземной орбите спутники могут подвергаться переменным радиационным потокам. Использование адаптивных методов управления позволяет бортовым компьютерам эффективно перераспределять ресурсы и подстраиваться под меняющиеся условия, обеспечивая при этом бесперебойную работу системы на протяжении всей миссии [34].

Современные тенденции в развитии сенсорных технологий и автономности космических аппаратов способствуют тому, что объём и сложность обрабатываемых данных продолжает расти, опережая требования новых миссий. Гибридные чипы, объединяющие процессоры с фиксированной логикой и ПЛИС с конфигурируемыми логическими элементами, обеспечивают эффективную архитектуру для выполнения вычислений прямо на борту спутника.

Применение ПЛИС в космических системах открывает новые горизонты в развитии отрасли. Эти компоненты сочетают в себе высокую гибкость, производительность и надёжность, что делает их особенно ценными при реализации сложных и ответственных космических проектов. С дальнейшим развитием технологий ПЛИС ожидается, что их вклад в совершенствование космической индустрии будет только расти, открывая новые перспективы как для исследований, так и для прикладного применения.

1.4 Основы управления системой ориентации

В данной главе представлено краткое описание четырёх подходов, применяемых при разработке систем управления ориентацией наноспутников, с акцентом на цели, методы определения ориентации, алгоритмы, схемы, преимущества и недостатки. Исследуемая система использует в качестве входных данных информацию от шести солнечных датчиков, установленных на каждой грани корпуса спутника, а также от магнитометра и других сенсоров [35].

Системы ориентации играют ключевую роль в обеспечении правильного положения и управления космическими аппаратами. Они необходимы не только для навигации и связи, но и для успешного выполнения научных и исследовательских миссий, включая планетарные исследования и дистанционное зондирование.

1.4.1 Методы определения ориентации

Точное определение ориентации – один из фундаментальных аспектов практически любой космической миссии. От правильной оценки положения

аппарата в пространстве зависят управление полётом, передача данных на Землю и выполнение вспомогательных задач. Методы стабилизации и ориентации традиционно оцениваются по таким параметрам, как ограничения по массе, габаритам, потреблению энергии, а также возможность адаптации к изменению орбиты [36].

Системы ориентации относятся к междисциплинарной области, объединяющей инженерные и научные подходы. В их основу всегда закладывается измерительный комплекс, включающий достаточное количество датчиков, способных обеспечить нужную точность ориентации. В данной подглаве акцент сделан на современных типах датчиков и сенсорных технологий, которые постоянно совершенствуются – появляются более точные, компактные и энергоэффективные устройства [37].

В системах ориентации принято выделять два основных типа датчиков:

- инерциальные датчики – измеряют изменение линейной и угловой скорости объекта. К ним относятся гироскопы (определяют угловую скорость) и акселерометры (измеряют линейное ускорение). Они предоставляют данные о динамике аппарата, однако подвержены дрейфу и ограничены в точности при длительных измерениях;

- эталонные (абсолютные) датчики – предоставляют шумные, но устойчивые наблюдения за положением аппарата относительно внешней среды. Сюда входят магнитометры, солнечные и звёздные датчики, ориентирующие аппарат по магнитному полю Земли, Солнцу или звёздному небу.

На практике для надёжного определения ориентации используются комбинированные решения, где данные от инерциальных датчиков используются для краткосрочного прогнозирования движения, а информация от эталонных сенсоров – для периодической коррекции и устранения накопленных ошибок.

Современные достижения в эталонных сенсорах позволяют разрабатывать системы ориентации даже без использования гироскопов, что особенно актуально для малых и ультрамалых спутников, где масса и энергопотребление критичны.

В целом методы ориентации можно условно разделить на два класса:

- детерминированные (точные) методы – вычисляют ориентацию на основе двух или более векторных измерений, полученных одновременно. Они дают точную ориентацию на фиксированный момент времени и особенно эффективны в условиях с минимальными возмущениями;

- фильтрационные методы и рекурсивные оценщики – объединяют измерения с разных сенсоров, применяя динамические или кинематические модели, позволяя сглаживать данные, учитывать шумы и непрерывно отслеживать ориентацию спутника во времени.

На практике обычно применяется комбинированный подход: детерминированные методы служат для начальной оценки, а фильтрационные алгоритмы обеспечивают обновление ориентации в реальном времени.

1.4.2 Детерминированные методы

Одним из наиболее распространённых методов является TRIAD (Triaxial Attitude Determination) – алгоритм, основанный на анализе двух векторных наблюдений, полученных в одно и то же время. Один набор векторов фиксируется с помощью сенсоров на борту аппарата (в системе координат спутника), другой – рассчитывается в инерциальной системе координат на основе известных положений Солнца, звёзд или линии горизонта Земли [38].

Алгоритм TRIAD включает:

- сбор двух векторных измерений в бортовой системе координат;
- получение соответствующих векторов в инерциальной системе;
- построение матрицы поворота, связывающей эти системы;
- преобразование матрицы в углы Эйлера или кватернионы для получения ориентации.

TRIAD прост в реализации и эффективен для начальной ориентации, но требует высокой точности измерений и предполагает минимальное движение между измерениями. Часто используется как часть более сложной системы.

Другим методом является q-метод Дэвенпорта, который строит параметризацию матрицы поворота с помощью кватернионов. Оптимальный кватернион находится как собственный вектор, соответствующий наибольшему собственному значению. Этот подход надёжен, но требует сложных вычислений [39, 51].

Также применяются алгоритмы, использующие метод сингулярного разложения (SVD), как, например, метод, предложенный Markley. При наличии устойчивой реализации SVD этот способ обеспечивает точное решение задачи [40, 51].

Наиболее широко применяемым является алгоритм QUEST (Quaternion ESTimator), разработанный Шустером и О в 1981 году. Он позволяет вычислять кватернионы без прямого поиска собственных значений, что делает его особенно эффективным для реального времени. QUEST впервые был использован в миссии MAGSAT в 1978 году и с тех пор стал стандартом в спутниковых системах ориентации. Были разработаны модификации, такие как Filter QUEST и RE-QUEST, позволяющие учитывать исторические измерения и данные гироскопов [41–43].

Современные методы ориентации, в том числе детерминированные подходы и стохастические оценочные алгоритмы, обеспечивают высокую точность, устойчивость и надёжность управления положением спутников даже в условиях ограниченных ресурсов и высокой чувствительности к внешним возмущениям.

Ещё одним альтернативным подходом, заслуживающим внимания, является метод FOAM (Fast Optimal Attitude Matrix), предложенный Маркли (Markley) в 1993 году [44, 51]. В отличие от алгоритма QUEST, FOAM представляет собой итеративное решение задачи ориентации, в котором используется метод Ньютона для прямого вычисления матрицы поворота.

FOAM не полагается на нахождение собственных значений, а вместо этого решает уравнение напрямую, что делает его особенно привлекательным с точки зрения стабильности при выполнении в реальном времени.

В сравнительном исследовании, проведённом тем же Маркли, было установлено, что FOAM и QUEST обеспечивают схожую эффективность, однако в ряде случаев FOAM демонстрировал лучшую устойчивость к возмущениям. Кроме того, FOAM имеет меньше настраиваемых параметров, что упрощает его практическое применение в задачах спутниковой навигации и ориентации.

В таблице 1.5 приведено краткое сравнение основных алгоритмов точечной оценки ориентации.

Таблица 1.5 – Краткая характеристика алгоритмов точечной оценки ориентации

Метод	Характеристика
TRIAD	Геометрический метод, требующий двух неколлинеарных векторных измерений
Q-method	Надёжное закрытое решение на основе собственных значений. Может быть медленным при сложной спектральной структуре
SVD	Надёжное решение, основанное на сингулярном разложении. Может иметь высокую вычислительную сложность
QUEST	Итерационный метод, избегающий прямого вычисления собственных значений
FOAM	Также итерационный метод, использующий метод Ньютона и отличающийся устойчивостью
Filter QUEST REQUEST	Фильтрационные версии QUEST, учитывающие угловую скорость и прошлые измерения

Несмотря на эффективность указанных методов, они обладают рядом ограничений:

- необходимость нескольких измерений. Все точечные методы требуют минимум двух векторных измерений для определения ориентации. Это ограничивает их применимость в условиях, когда доступны только однократные или шумные измерения;

- неполнота информации о состоянии. Точечные методы не обеспечивают оценки полной динамики системы. Для практических задач управления спутниками важно иметь не только ориентацию, но и угловую скорость, которую точечные методы не вычисляют напрямую. Обычно для

получения такой информации применяются дополнительные модели или гироскопы;

- игнорирование предыдущих измерений. За исключением фильтров QUEST и REQUEST, большинство точечных алгоритмов используют только текущие измерения, не принимая в расчёт данные из прошлого. Это приводит к потере потенциально полезной информации, необходимой для сглаживания и повышения устойчивости оценки ориентации;

- нечувствительность к стохастическим возмущениям. Такие алгоритмы не компенсируют ошибки, возникающие из-за шумов сенсоров, дрейфа гироскопов и других случайных факторов. Это делает их менее пригодными для долговременных миссий без дополнительной коррекции.

Из-за этих ограничений точечные методы становятся всё менее предпочтительными в условиях возросших требований к точности и устойчивости. Их высокая вычислительная нагрузка и ограниченная адаптивность побуждают исследователей и инженеров всё активнее использовать рекурсивные фильтрационные методы, особенно фильтр Калмана.

Фильтр Калмана (Kalman Filter), предложенный в 1960 году [45], стал одной из ключевых технологий в задачах ориентации. Он использует модель динамики системы, объединённую со статистическими моделями ошибок и шумов. Предполагается, что шумы имеют нулевое математическое ожидание и известную ковариационную структуру. Основная цель фильтра – минимизация следа ковариационной матрицы ошибки между оценённым и реальным состоянием. Это делает метод особенно эффективным для точной, устойчивой и непрерывной оценки ориентации даже при наличии значительных внешних и внутренних возмущений.

Таким образом, несмотря на простоту и эффективность точечных методов, именно рекурсивные фильтрационные алгоритмы предоставляют наилучшие возможности для автономного, адаптивного и устойчивого управления ориентацией в современных спутниковых системах.

1.4.3 Модели ориентации и движения космического аппарата

Данный раздел посвящён различным методам параметризации ориентации космических аппаратов. Правильный выбор метода представления ориентации имеет ключевое значение в разных сценариях, особенно при проектировании и реализации систем управления ориентацией. В таблице 1.6 приведено сравнение наиболее распространённых подходов.

Одним из наиболее точных методов представления ориентации считается матрица поворота размером 3×3 , представляющая собой ортогональную матрицу [46]. Её достоинство заключается в отсутствии сингулярностей и сохранении ортогональности. Однако из-за значительной размерности и вычислительной сложности этот метод редко используется в

реальных системах, за исключением аналитических исследований и трансформации векторных величин.

Эйлеровы углы получили широкое распространение благодаря своей минимальной размерности и простой физической интерпретации [47]. Они используют всего три параметра для описания ориентации, что делает их удобным инструментом для анализа и локального описания вращения. Тем не менее, они подвержены сингулярностям и требуют вычисления тригонометрических функций, что ограничивает их применение в бортовых вычислительных системах.

Полярно-азимутальное (axis-azimuth) представление часто используется в задачах, связанных с вращающимися спутниками. Его параметры можно напрямую получить из наблюдаемых данных. Однако, как и у Эйлеровых углов, у этого подхода есть свои ограничения, включая сингулярности и сложность вычисления результирующей матрицы поворота при сложных комбинациях вращений.

Параметры Родригеса (или вектор Гиббса) обеспечивают минимальное параметрическое описание и зачастую применяются как промежуточное звено перед использованием кватернионов [48]. Они позволяют описывать ориентацию через компактный вектор, но становятся сингулярными при больших углах поворота.

Наиболее популярным и универсальным представлением ориентации в современных системах управления является кватернионная параметризация. Основным её преимуществом является линейность кинематических уравнений, отсутствие сингулярностей и возможность описания составных вращений через операцию умножения кватернионов. Кроме того, нормировка кватерниона обеспечивает автоматическое соблюдение ортогональности соответствующей матрицы поворота. Эти свойства делают кватернионы особенно удобными для реализации в программном обеспечении и аппаратной логике современных бортовых систем.

Таблица 1.6 – Распространённые методы представления ориентации в системах управления

Метод	Кол-во параметров	Характеристики	Применение
Матрица координатного преобразования	9	Простое матричное представление. Легко реализуется в вычислениях. Отсутствие сингулярностей. Сложно интерпретируется визуально.	Аналитические расчёты, преобразование векторов

Продолжение таблицы 1.6

Эйлеровы углы	3	Ясная физическая интерпретация. Наличие сингулярностей.. 24 возможных представления. Требует тригонометрии.	Теоретическая физика, исследование манёвров, вращающиеся спутники
Кватернионы	4	Простая ортогональность. Линейные кинематика и связь. Отсутствие сингулярностей. Нет физической наглядности. Один избыточный параметр.	Управление ориентацией, моделирование и обработка данных
Axis-azimuth	3	Минимальный набор. Прямая физическая интерпретация. Сложность композиции. Сингулярности при определённых углах..	Вращающиеся аппараты, оценки из наблюдений
Параметры Родригеса (Гиббс)	3	Компактное описание Чёткая формула композиции. Сингулярность при больших углах. Простая кинематика.	Используется как вспомогательное представление при переходе к другим методам

Выбор метода параметризации ориентации зависит от задач миссии, требований к точности, аппаратных возможностей и ограничений системы. На практике кватернионы становятся наиболее сбалансированным решением благодаря своей устойчивости, эффективности и отсутствию сингулярных точек.

1.4.4 Кватернионы

В данной подглаве рассматривается представление вращений с использованием кватернионов. Это представление не только компактно и элегантно, но также позволяет эффективно выполнять композицию вращений. Математическая теория кватернионов была впервые разработана Уильямом Гамильтоном в 1866 году. Кватернионы также известны как гиперкомплексные числа и обозначаются символом q [49]. На рисунке 1.8

показаны шесть циклов умножения кватернионов на базисные элементы i, j и k , отражающих их алгебраические свойства [50].

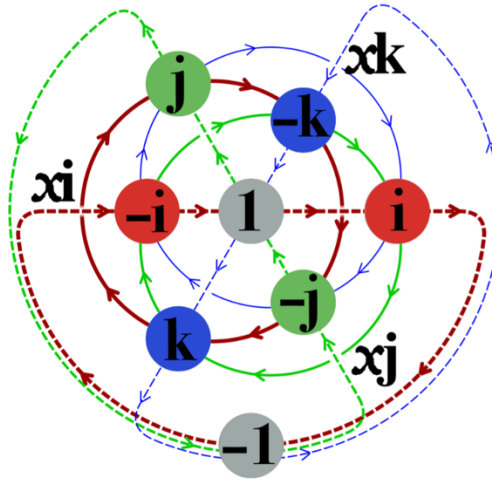


Рисунок 1.8 – Шесть цикла умножения кватернионов на базисные элементы i, j и k

Математическая структура. В рамках данной работы применяются два основных подхода к пониманию кватернионов. Кватернионы представляют собой способ описания ориентации объектов в трёхмерном пространстве [51]. Обычно они записываются в виде четырехкомпонентного вектора $q = (q_0, q_1, q_2, q_3)$, где q_0 – скалярная часть, а q_1, q_2, q_3 – векторные компоненты. С математической точки зрения кватернион может быть записан в следующем виде (1.1) [52]

$$q = q_0 + q_1 i + q_2 j + q_3 k \quad (1.1)$$

где i, j, k - мнимые единицы, удовлетворяющие соотношениям (1.2)

$$i^2 = j^2 = k^2 = ijk = -1. \quad (1.2)$$

Кватернионы часто используются для описания вращательного движения объектов. В задачах ориентации в пространстве широко применяются так называемые единичные (нормированные) кватернионы, длина векторной части которых равна единице. Для нормированного кватерниона соблюдается следующее условие (1.3)

$$|q| = \sqrt{\{q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2\}} = 1. \quad (1.3)$$

Операции с кватернионами. Основными операциями с кватернионами являются сложение, умножение и нормализация. Правила умножения кватернионов определяются их алгебраической структурой и записываются следующим образом (1.4) [53]

$$\begin{aligned} q \cdot p = & (q_0p_0 - q_1p_1 - q_2p_2 - q_3p_3) + \\ & + (q_0p_1 + q_1p_0 + q_2p_3 - q_3p_2)i + \\ & + (q_0p_2 - q_1p_3 + q_2p_0 + q_3p_1)j + \\ & + (q_0p_3 + q_1p_2 - q_2p_1 + q_3p_0)k \end{aligned} \quad (1.4)$$

Эта операция позволяет удобно выполнять последовательные вращения путём перемножения соответствующих кватернионов. Одним из ключевых преимуществ кватернионного представления является возможность легкой интерполяции между двумя ориентациями, что делает его особенно ценным при описании вращательного движения объектов в реальном времени.

Кватернионная модель позволяет эффективно представлять, нормализовывать и комбинировать ориентации в трёхмерном пространстве. Благодаря своей компактности, отсутствию сингулярностей и удобству математической обработки, кватернионы стали неотъемлемой частью систем моделирования и управления ориентацией в современных аэрокосмических приложениях.

2 Разработка математической модели системы определения ориентации наноспутника

Наноспутники всё чаще применяются в сложных миссиях, требующих высокой точности ориентации. В этой главе представлена математическая модель системы ориентации наноспутника, основанная на показаниях солнечных и магнитных датчиков. Рассмотрена модель пассивной ориентации, а также дано полное описание модели орбиты.

2.1 Математическая модель солнечных датчиков

Данный раздел посвящён использованию солнечных датчиков для определения ориентации космического аппарата относительно Солнца. Приведены математические формулы для определения угла падения солнечных лучей на солнечные панели и расчёта «Солнце–спутник» вектора при различных сценариях освещения одной, двух или трёх панелей.

Солнечные панели на наноспутниках в первую очередь предназначены для генерации электроэнергии. Однако они также могут быть использованы для ориентации спутника, поскольку позволяют получать информацию о положении Солнца относительно спутника [54–58].

Цель солнечного датчика – определение координат вектора «Солнце–спутник» в системе координат спутника Sat, что напрямую связано с его ориентацией. Если орбита спутника известна, например, по эфемеридам Солнца и Земли, можно определить два из трёх компонентов отношения спутника. Для получения полной ориентации необходимо использовать дополнительные датчики, такие как магнитометры, фиксирующие вектор магнитного поля в системе Sat. В малогабаритных спутниках возможно совмещение функций: солнечные панели могут использоваться как для выработки энергии, так и для ориентации при помощи временного разделения каналов [59].

Такая недорогая система ориентации особенно актуальна для учебных наноспутников формата CubeSat, где применение дорогостоящих решений – например, звёздных датчиков – может быть экономически нецелесообразным. На рисунке 2.1 показана трехмерная модель наноспутника.



Рисунок 2.1 – Трехмерная модель CubeSat [104]

В рассматриваемой модели каждая грань спутника соотносится с определённой координатной осью (x, y или z) и знаками "+" или "-", указывающими направление от внутренней к внешней части корпуса. Математически также каждая грань может быть пронумерована от 1 до 6.

Выходные данные солнечных датчиков представлены в виде шести аналоговых сигналов – токов или напряжений, соответствующих каждой из шести панелей спутника. Амплитуда сигнала пропорциональна интенсивности светового потока, падающего на панель. Световая интенсивность, в свою очередь, зависит от угла падения солнечного света, выражаемого через косинус этого угла. Максимальное значение тока достигается при угле падения $\alpha = 0^\circ$, что соответствует полному освещению панели.

Для каждой панели угол падения α можно определить с помощью следующего соотношения (2.1)

$$\frac{I_e}{I_0} = \cos \alpha \quad (2.1)$$

где I_e – измеренная сила тока;

I_0 – максимальная сила тока (при $\alpha = 0^\circ$);

α – угол между нормалью панели и направлением на Солнце.

Этот угол α отражает проекцию солнечного вектора $\vec{n}_{ns}$ на нормаль панели $\vec{n}_i$, которая определяет, сколько энергии попадает на панель. Если панель находится в тени (например, затенена самим спутником или другими телами), то передаваемая энергия равна нулю.

В течение одного витка по орбите солнечное излучение может попадать на одну, две или три панели одновременно. Все эти ситуации моделируются

по отдельности. Например, в случае освещения только одной панели, солнечный вектор

Случай 1: свет попадает на одну панель как на рисунке 2.2. Если солнечные лучи падают строго на одну из панелей, то вектор направления $\vec{n}_{ns}$ будет совпадать с нормалью панели $\vec{n}_i$ (2.2)

$$\vec{n}_{ns} = \vec{n}_i \quad (2.2)$$

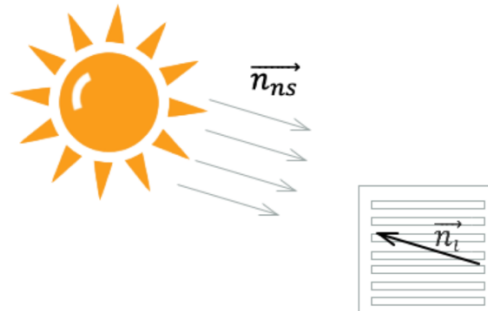


Рисунок 2.2 – Падение солнечного света на одну панель НС [104]

Случай 2: свет попадает на две панели как на рисунке 2.3. Если освещаются две смежные панели с индексами i и j , то направление вектора $\vec{n}_{ns}$ может быть определено по углам α_i и α_j , используя проекции (2.3)

$$\vec{n}_{ns} = \vec{n}_i \cos \alpha_i + \vec{n}_j \cos \alpha_j. \quad (2.3)$$

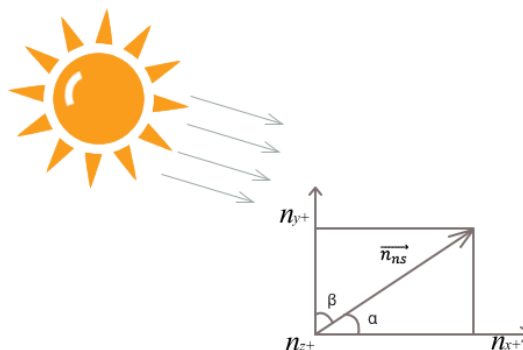


Рисунок 2.3 – Падение света на две панели НС [104]

Случай 3: освещены три панели как на рисунке 2.4. Если свет падает одновременно на три панели (например, x^+ , y^+ , z^+), то проекции по каждой нормали учитываются (2.4):

$$\vec{n}_{ns} = \vec{n}_i \cos \alpha_i + \vec{n}_j \cos \alpha_j + \vec{n}_k \cos \alpha_k \quad (2.4)$$

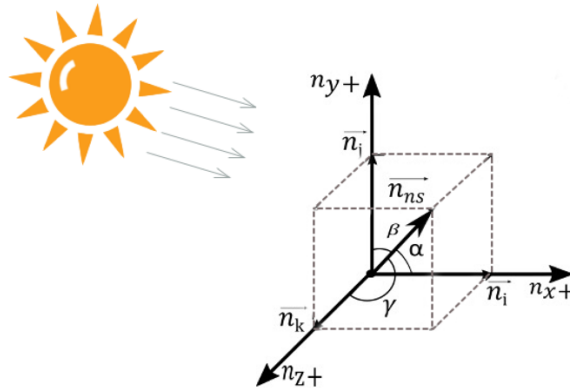


Рисунок 2.4 – Падение света на три панели НС [104]

Обобщая все возможные случаи, можно записать общую формулу определения вектора направления на Солнце через суммы проекций от всех шести панелей (2.5)

$$\vec{n}_{ns} = \sum_{i=1}^6 \vec{n}_i \cos \alpha_i \quad (2.5)$$

Эта формула универсальна и применима в любых конфигурациях освещения, так как в случае, если свет не попадает на какую-либо панель, её вклад в сумму будет равен нулю.

2.2 Математическая модель калибровки солнечных датчиков с учетом альбедо Земли

В данном разделе рассматривается необходимость точной калибровки солнечных датчиков, установленных на наноспутниках, для обеспечения достоверных измерений солнечной радиации. Одним из ключевых факторов, влияющих на точность этих измерений, является альбедо Земли – отражённое солнечное излучение от поверхности планеты. Модель, описывающая влияние альбедо, строится с учетом физических характеристик земной поверхности и угла зенита Солнца, что позволяет откалибровать сенсоры и повысить точность их работы в орбитальных условиях.

Альbedo Земли представляет собой долю отражённой солнечной энергии от её поверхности и напрямую влияет на величину излучения, воспринимаемого солнечными панелями наноспутника. Для расчета альbedo учитываются такие параметры, как тип поверхности, зенитный угол Солнца и атмосферные условия. Также принимаются во внимание географические особенности и временные рамки спутниковых наблюдений.

Для калибровки солнечных датчиков на наноспутниках применяется упрощённая математическая модель альbedo, основанная на зависимости от физико-геометрических характеристик поверхности Земли и положения Солнца. Преимущество такой модели заключается в возможности её применения к малым спутникам, у которых нет возможности использовать дорогие высокоточные датчики.

Обычно предполагается, что при падении солнечного света на панель под углом $\alpha = 0$ (перпендикулярное освещение) она вырабатывает максимальный ток I_0 . Однако на практике это значение может быть неизвестным, особенно при старении панелей, что затрудняет точное определение векторного направления "спутник–Солнце".

Тем не менее, исходя из того, что в орбитальных условиях сумма квадратов косинусов углов падения света на шесть граней спутника равна единице, можно принять I_0 как условно постоянную величину. Это позволяет использовать формулу для оценки I_0 (2.6)

$$I_0^2 = \sum_{i=1}^6 I_i^2 \quad (2.6)$$

Таким образом, можно провести калибровку, даже если отсутствует точное знание максимального значения тока для каждой панели. Далее, направление вектора солнечного света относительно спутника $\vec{n}_{ns}$ может быть определено по формуле (2.7)

$$\vec{n}_{ns} = \frac{\sum_{i=1}^6 \vec{n}_i I_0}{\sum_{i=1}^6 \vec{n}_i I_i^2} \quad (2.7)$$

Эта модель учитывает, что отражённый свет (альbedo) может составлять до 30% всей солнечной энергии, достигающей спутника. Однако в расчетах данная составляющая часто игнорируется, так как её оценка требует дополнительной коррекции и сравнения с прямым солнечным потоком. Следовательно, если спутник подвергается как прямому солнечному излучению, так и отражённому от Земли, необходимо использовать уточнённые формулы, как это показано на рисунке 2.5.

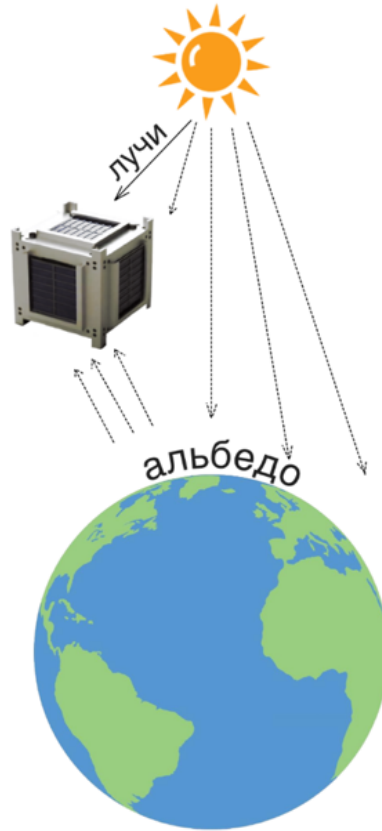


Рисунок 2.5 – Определение альbedo Земли и вектора Солнца [104]

Для упрощения расчётов при воздействии света сразу на три панели, применяется выражение, основанное на сумме квадратов токов с этих панелей (2.8)

$$S_{ijk} = I_i^2 + I_j^2 + I_k^2 \quad (2.8)$$

где i, j, k – индексы трёх смежных граней спутника.

Определение максимального значения этой суммы позволяет установить, на какие панели в данный момент приходится наибольшее воздействие солнечного света. При этом показания с противоположных или несмежных панелей могут быть отброшены (приравнены к нулю), чтобы исключить влияние паразитных сигналов.

Представленный подход позволяет эффективно учитывать влияние земного альbedo при определении солнечного вектора и проводить калибровку датчиков даже в условиях ограниченных вычислительных ресурсов малых спутников. Это особенно важно для недорогих университетских миссий, использующих наноспутники CubeSat формата [60].

2.3 Математическая модель магнитного датчика

В данной подглаве рассматривается использование магнитометров в наноспутниках для управления ориентацией и определения положения относительно магнитного поля Земли. Подчеркивается важность точного моделирования магнитного поля и правильной интерпретации данных с трехосевых магнитометров, особенно в условиях космической среды. Также представлен математический аппарат, используемый для описания магнитного поля, и приведены этапы калибровки, позволяющие устранить систематические ошибки измерений.

Магнитометр является одним из ключевых компонентов системы ориентации и управления. Он измеряет величину и направление вектора магнитного поля в точке нахождения спутника, что позволяет оценить его пространственное положение. В данной работе используется модель магнитного поля Земли в дипольном приближении, которая описывается с помощью дипольного магнитного момента Земли (M), расстояния от центра планеты (r) и угла магнитного наклона (θ). Поле рассчитывается согласно следующей формуле (2.9):

$$B = \mu_0 \left(\frac{M}{r^3} \right) (2 \cos \theta, \sin \theta, 0) \quad (2.9)$$

В контексте данного исследования используется магнитометр LSM303DLH, способный измерять вектор магнитной индукции по трем осям: X, Y и Z. Для обеспечения высокой точности измерений необходимо проводить калибровку, которая включает компенсацию систематических ошибок (смещения и масштабирования), возникающих в процессе производства, монтажа или эксплуатации.

На рисунке 2.6 показан процесс калибровки магнитного датчика, который включает следующие этапы:

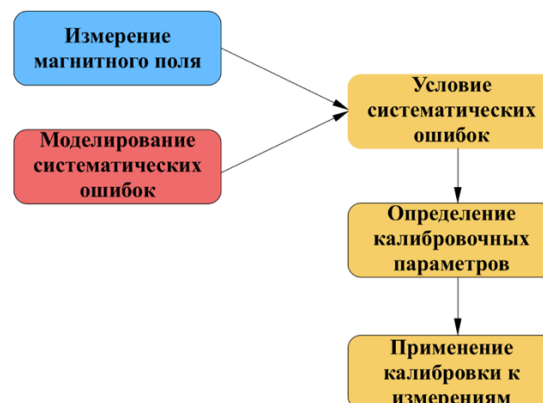


Рисунок 2.6 – Процесс калибровки магнитного датчика

Сбор данных. На этом этапе производится регистрация значений магнитного поля в различных ориентациях спутника. Для этого магнитометр размещают на поверочной установке и собирают векторы измеренных значений для каждой оси – X, Y, Z. Данные обозначаются как $M_{x_measured}$, $M_{y_measured}$ и $M_{z_measured}$ соответственно [62].

Моделирование систематических ошибок. Формируется математическая модель, учитывающая смещение (offset) и масштабирование (scaling) измеренных данных. Например, по оси X модель представляется следующим образом (2.10)

$$M_{x_modeled} = M_{x_measured} + offset_x + scaling_x \times M_{noise} \quad (2.10)$$

где M_{noise} – случайная ошибка, обусловленная внешними помехами [63].

Определение параметров калибровки. Смещение вычисляется как среднее значение разности между измеренными и модельными данными (2.11)

$$offset_x = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N M_{x_measured}^{(i)} - M_{x_modeled}^{(i)} \quad (2.11)$$

Масштабный коэффициент определяется как отношение стандартного отклонения модельных данных к стандартному отклонению измеренных (2.12)

$$scaling_x = \frac{std(M_{x_modeled})}{std(M_{x_measured})} \quad (2.12)$$

Применение калибровки. После определения смещения и масштабных коэффициентов, они применяются к измеренным данным для получения откорректированных значений. Например, для оси X формула имеет вид (2.13)

$$M_{x_calibrated} = offset_x + scaling_x \times M_{x_measured}. \quad (2.13)$$

Аналогично вычисляются значения по осям Y и Z (2.14)

$$\begin{aligned} M_{y_calibrated} &= offset_y + scaling_y \times M_{y_measured}, \\ M_{z_calibrated} &= offset_z + scaling_z \times M_{z_measured}. \end{aligned} \quad (2.14)$$

Применение данной методики позволяет значительно повысить точность измерения магнитного поля, что особенно важно в условиях орбитального полета. Уточненные значения магнитной индукции используются в алгоритмах ориентации, навигации и стабилизации спутника. Точная оценка магнитного поля дает возможность реализовать более

надежные научные и прикладные задачи, включая сбор геофизических данных, построение траектории движения и ориентацию относительно магнитного меридиана [64].

2.4 Математическая модель пассивной системы ориентации наноспутника

Для определения ориентации наноспутника в пространстве применяются данные, полученные от кватернионов, солнечных сенсоров и магнитометров. В данном разделе рассмотрена система обработки и управления, основанная на данных солнечных и магнитных датчиков, позволяющая определять ориентацию наноспутника. В качестве опорных данных для магнитного поля и вектора «спутник–Солнце» используются астрономические эфемериды, доступные в случае наличия глобальных или локальных моделей. Используя показания сенсоров, рассчитывается ориентация спутника в системе координат J2000 с помощью кватернионного метода.

Поскольку магнитные и солнечные векторы опорны, необходимо их приведение к единой системе отсчёта для сравнения. Результирующая система ориентации должна учитывать требования к точности для научных задач и задач, связанных с управлением положением в космосе.

В лабораторных условиях ориентация спутника моделируется с использованием координатных систем ITRF93 (международная земная система координат) и IGRF (международная геомагнитная модель) [65, 66]. Для корректных вычислений все данные приводятся к одной системе координат. На практике наиболее удобно приводить все данные к геоцентрической инерциальной системе. При этом орбита спутника учитывается в привязке к положению Земли, а геоцентрические координаты трансформируются из гелиоцентрических инерциальных координат, исключая радиус-вектор Земли. В качестве эталонных координат Земли в эпоху J2000.0 используется табличное значение [67].

Математическая модель строится на решении системы уравнений, определяющих ориентацию по двум векторам. Это – экспериментальные векторы B_s, S_s и эталонные $\vec{B}_j, \vec{S}_j$; где $\vec{B}_j = [B_{xj} \ B_{yj} \ B_{zj}]$ и $\vec{S}_j = [S_{xj} \ S_{yj} \ S_{zj}]$. Далее по показаниям сенсоров определяются B_s, S_s , после чего с помощью формулы (2.15) вычисляется векторное произведение

$$\vec{n} = [\vec{B}_j \times \vec{B}_s] / \left(\frac{|\vec{B}_j|}{|\vec{B}_j|}, \frac{|\vec{B}_s|}{|\vec{B}_s|} \right) \quad (2.15)$$

Угол между векторами B_s и B_j определяется по формуле (2.16)

$$\vec{y} = \arccos(|\vec{Bs}| \times |\vec{Bj}| \times \cos \alpha) / \left(\frac{|\vec{Bs}|}{|\vec{Bs}|} / \frac{|\vec{Bj}|}{|\vec{Bj}|} \right) \quad (2.16)$$

Кватернион первого поворота можно записать как

$$q1 = [\cos(y/2) \vec{n} * \sin(y/2)] \quad (2.17)$$

Этот поворот приводит $\vec{Bs}$ к $\vec{Bj}$, и преобразует $\vec{Ss}$ в новый вектор $\vec{Ss'}$, который рассчитывается по матрице вращения (2.18)

$$Ss' = \begin{bmatrix} 1 - 2q1_2^2 - 2q1_3^2 & 2(q1_1q1_2 + q1_0q1_3) & 2(q1_1q1_3 - q1_0q1_2) \\ 2(q1_1q1_2 - q1_0q1_3) & 1 - 2q1_1^2 - 2q1_3^2 & 2(q1_2q1_3 + q1_0q1_1) \\ 2(q1_1q1_3 + q1_0q1_2) & 2(q1_2q1_3 - q1_0q1_1) & 1 - 2q1_1^2 - 2q1_2^2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Ss_1 \\ Ss_2 \\ Ss_3 \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

Второй поворот нужен для приведения $\vec{Ss'}$ к $\vec{Sj'}$. Прямое приведение невозможно из-за ошибок измерений, поэтому используется оптимизационный алгоритм, минимизирующий разницу между нормами $\vec{Bj}$ и $\vec{Sj'}$. Применяется функция минимизации (2.19)

$$f(a) = ||Sj - \text{rot}(Sj, \text{norm}(Bj), a)|| \quad (2.19)$$

где $\text{rot}(x, n, \alpha)$ – поворот вектора x вокруг оси n на угол α .

Кватернион второго поворота $q2$ вычисляется по формуле (2.20)

$$q2 = [\cos(\alpha/2) \vec{Bj} * \sin(\alpha/2)] \quad (2.20)$$

Итоговый кватернион, описывающий ориентацию спутника, получается умножением двух кватернионов (2.21)

$$q = q1 * q2 \quad (2.21)$$

Проверка корректности выполняется в два этапа. Сначала вычисляется скалярное произведение (2.22)

$$\text{dot}(\text{cross}(\text{quatrotate}(q, Ss), Bj), Sj) \quad (2.22)$$

где $\text{dot}(x, y)$ – скалярное произведение;

$\text{cross}(x, y)$ – векторное произведение, $\text{quatrotate}(q, x)$ – поворот вектора с помощью кватерниона.

На втором этапе проводится сравнение длины векторов (2.23)

$$||Bj - \text{quatrotate}(q, Bs)|| \quad (2.23)$$

Если результат близок к нулю, это свидетельствует о правильной ориентации.

Предложенная система играет важную роль в успешной работе наноспутника, обеспечивая точное определение его положения в пространстве, что критично для выполнения задач в космическом пространстве. Высокая точность при обработке этих данных значительно повышает эффективность миссии спутника.

2.5 Математическая модель орбиты

Для описания движения центра масс наноспутника в абсолютной геоцентрической системе координат необходимо учитывать не только само движение, но и потенциальные и непотенциальные возмущающие силы. В данной подглаве рассматривается математическая модель движения наноспутника как маломассивной материальной точки под действием различных сил, включая гравитационные и аэродинамические. Эта модель позволяет описать движение центра масс спутника в геоцентрической системе координат.

Движение центра масс наноспутника в геоцентрической системе координат задается уравнением второго порядка (2.24)

$$\frac{d^2 \vec{r}}{dt^2} = f(\vec{r}, t, U, F) \quad (2.24)$$

где $\vec{r}$ – радиус-вектор положения спутника;

t – физическое время;

U – потенциал возмущающих сил;

F – вектор непотенциальных внешних воздействий.

Для конкретизации модели, уравнение (2.24) проецируется в сферическую систему координат, где получаются следующие дифференциальные уравнения (2.25)

$$\begin{aligned} \frac{dr^2}{dt^2} - r \left(\frac{d\varphi}{dt} \right)^2 - r \left(\frac{d\lambda}{dt} \right)^2 \cos^2 \varphi &= \frac{\partial U}{\partial r} + \frac{F_r}{m} \Rightarrow \\ \Rightarrow \frac{d}{dt} \left(r^2 \frac{d\varphi}{dt} \right) + r^2 \left(\frac{d\lambda}{dt} \right)^2 \sin \varphi \cos \varphi &= \frac{\partial U}{\partial \varphi} + \frac{F_\varphi}{m} \Rightarrow \\ \Rightarrow \frac{d}{dt} \left(r^2 \frac{d\lambda}{dt} \cos^2 \varphi \right) &= \frac{\partial U}{\partial \lambda} + \frac{F_\lambda}{m} \end{aligned} \quad (2.25)$$

где r, φ, λ – сферические координаты спутника;

$\frac{\partial U}{\partial r}, \frac{\partial U}{\partial \varphi}, \frac{\partial U}{\partial \lambda}$ – частные производные гравитационного потенциала U .

Земли, Луны и Солнца, F_r , F_φ , F_λ – проекции непотенциальных возмущающих сил (аэродинамических, светового давления, электромагнитных и др.) на соответствующие оси, m – масса наноспутника.

Полный гравитационный потенциал U состоит из двух частей (2.26)

$$U = U_E + U_{LS}, \quad (2.26)$$

где U_E – гравитационный потенциал Земли [69];

U_{LS} – потенциал притяжения Луны и Солнца, выражаемый через сумму сферических гармоник.

Помимо гравитационных, на спутник действуют и непотенциальные возмущающие силы F , которые складываются из аэродинамических, светового давления и электромагнитных сил (2.27)

$$F = F_A + F_C + F_M \quad (2.27)$$

где F_A – аэродинамическое сопротивление;

F_C – сила светового давления [70].

Представленный математический аппарат моделирует движение центра масс наноспутника как точечного тела с малой массой в геоцентрической системе координат, учитывая орбитальные маневры, аэродинамические и электромагнитные взаимодействия с внешней средой. Эта модель необходима для повышения точности ориентации спутника и эффективного выполнения им заданной миссии.

3 Архитектура бортового комплекса управления

В данной главе рассматривается применение аппаратно-программной реконфигурируемой архитектуры на базе программируемых логических интегральных схем (ПЛИС) Arduino MKR Vidor 4000 SoC в контексте управления космическими наноспутниками. Такой подход представляет собой стратегически важное решение, сочетающее гибкость логического программирования, высокую вычислительную производительность и интеграцию на одном устройстве. Это позволяет эффективно обрабатывать данные в условиях ограниченных ресурсов и высоких требований к надежности в космической среде.

Дополнительно приводятся результаты экспериментальных исследований, оценивающих эффективность различных типов солнечных панелей при использовании трекера в разные дни. Завершается глава описанием общей архитектуры бортового комплекса управления наноспутником, его ключевых компонентов и функциональных принципов.

3.1 Выбор и обоснование аппаратной платформы на базе ПЛИС

Основой аппаратно-программной реконфигурируемой архитектуры является микроконтроллер Arduino MKR Vidor 4000 SoC с программным комплексом как на рисунке 3.1. Он включает в себя процессор, программируемую логическую матрицу (FPGA) и интерфейс ввода-вывода в едином корпусе. Это решение позволяет реализовать высокоэффективные вычислительные процессы при минимальных задержках и высокой адаптивности к внешним воздействиям.

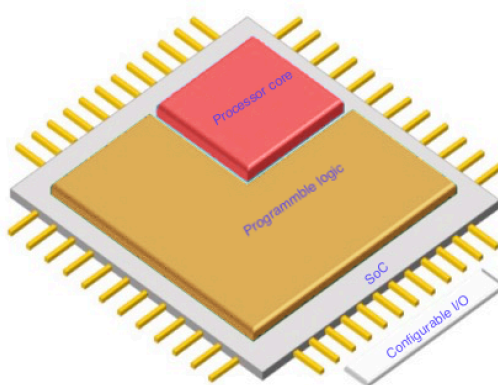


Рисунок 3.1 – SoC на базе ПЛИС [72]

Архитектура на базе SoC (System-on-Chip) становится всё более востребованной в системах малых спутников за счёт компактности, энергоэффективности и гибкости. В таких чипах объединены процессор,

память, сенсоры и интерфейсы связи, что позволяет экономить пространство и энергию, столь критичную в условиях орбиты. Использование SRAM-памяти в составе ПЛИС расширяет их применение от наземных систем до космоса.

Ключевые преимущества ПЛИС в составе SoC:

- гибкость: ПЛИС может быть перепрограммирована под конкретную задачу, включая динамическую реконфигурацию в полёте;
- параллельная обработка: обеспечивает высокую скорость обработки данных, особенно актуально для обработки изображений или телеметрии;
- прототипирование: ускоряет разработку и позволяет тестировать разные версии алгоритмов без замены аппаратуры;
- минимизация задержек: критично для систем управления движением и ориентацией;
- энергоэффективность: позволяет реализовывать оптимизированные схемы, работающие с минимальным потреблением энергии;
- прямая интеграция с сенсорами: снижает зависимость от внешних модулей и ускоряет обработку сигналов;
- устойчивость к сбоям: резервирование и восстановление логики возможны даже при частичном отказе схемы;
- компактность: позволяет интегрировать сложную архитектуру на одном кристалле;
- возможность обновления на орбите: критично при изменении задач миссии;
- тестирование новых алгоритмов: ПЛИС идеально подходит для экспериментальных исследований в условиях космоса.

Архитектура построена по принципу распределённой обработки, в которой каждая подсистема реализована как логический блок ПЛИС. Эти блоки не мешают работе друг друга, а при необходимости могут быть перепрограммированы в ходе полёта. Управление и адаптация миссии могут быть реализованы даже в её активной фазе. Алгоритм работы показан на рисунке 3.2.

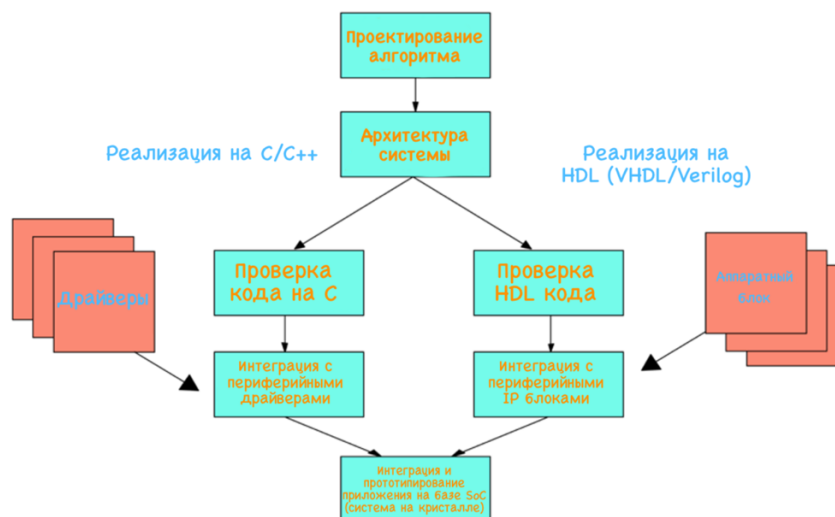


Рисунок 3.2 – Алгоритм программирования кристалльной системы

Такой подход позволяет удовлетворить жёсткие требования к задержкам в режиме реального времени, что особенно важно для подсистем ориентации и управления (АЦУ). В данной диссертационной работе ПЛИС будет использоваться для интегрированной обработки данных, управления приводами, связи, цифровой обработки изображений и передачи сигналов на Землю. Программирование логики будет выполняться на языке VHDL с применением инструментов Xilinx ISE WebPack, ModelSim и XSTOOLS. Реализация проекта осуществляется в сотрудничестве с лабораторией LIP6 Университета Сорбонны (Париж, Франция).

Платформа Arduino MKR Vidor 4000 SoC выбрана как предварительный прототип из-за своей доступности, низкой стоимости, минимизации проектных рисков и быстрого выхода на рынок. Код, созданный на VHDL, в дальнейшем будет перенесён на специализированную интегральную схему (ASIC) для повышения производительности и надёжности.

В частности, ПЛИС Intel серии Cyclone 10, предложенная как ответ на рост рынка IoT, хорошо зарекомендовала себя в космических и промышленных приложениях. Например, линейка Cyclone 10 LP обладает низким энергопотреблением и хорошей доступностью. Она включает:

- от 6 до 120 тыс. логических элементов;
- до 288 умножителей 18×18 бит;
- от 65 до 230 LVDS каналов передачи данных.

Это делает её идеальной для управления приводами, сбора данных с датчиков и модуляции радиосигналов. Учитывая перечисленные характеристики, архитектура на основе ПЛИС Arduino MKR Vidor 4000 SoC представляет собой мощную и перспективную платформу для управления наноспутниками, предоставляя гибкость, модульность и высокую адаптивность к условиям космоса.

В таблице 3.1 представлены детализированные параметры ПЛИС Cyclone 10 различных модификаций, начиная от базовой модели 10CL006 до самой производительной 10CL120. Эти данные включают число логических элементов (до 120 000), объём блоков памяти М9К (до 3,9 МБ), количество цифровых сигнальных процессоров (до 288), количество фазовых автоподстройщиков частоты (PLL), а также параметры интерфейсов ввода-вывода, включая число линий GPIO и каналов передачи по LVDS-интерфейсу [105].

Таблица 3.1 – Параметры ПЛИС Cyclone 10

Ресурс / Параметр	10CL00 6	10CL01 0	10CL01 6	10CL025		10CL04 0	10CL055		10CL080	10CL12 0
Логические элементы (LEs)	6 000	10 000	16 000	25 000		40 000	55 000		80 000	120 000
Блоки памяти М9К	30	46	56	66		126	260		305	432
Объём памяти М9К (Кбит)			270	41 4	50 4	594	1 134	2 34 0	2 745	3 888
Блоки DSP (умножители 18×18)			15	23	56	66	126	15 6	244	288
Фазовые автоподстройки частоты (PLL)			2	2	4	4	4	4	4	4
Глобальные тактовые сети			10	10	20	20	20	20	20	20
Макс. число пользовательских выводов I/O			176	17 6	34 0	150	325	32 1	423	525
Макс. число LVDS-каналов			65	65	13 7	52	124	13 2	178	230
Параметры корпусов и количество выводов ввода/вывода (GPIO), пар LVDS:										
Корпус (размер и шаг)	10CL006	10CL010	10CL016	10CL025	10CL040	10CL055	10CL080	10CL120		
M164 (8 мм × 8 мм, шаг 0,5 мм)	101,2	87,2								
U256 (14 мм × 14 мм, шаг 0,8 мм)	176,65	176,65	162,53	150,52						
U484 (19 мм × 19 мм, шаг 0,8 мм)			340,137		325,124	321,132	289,110			
E144 (22 мм × 22 мм, шаг 0,5 мм)	88,2	88,22	78,1	76,18						
F484 (23 мм × 23 мм, шаг 1,0 мм)			340,137		325,124	321,132	289,110	277,103		
E780 (29 мм × 29 мм, шаг 1,0 мм)							423,178	525,230		

Эти характеристики позволяют выбрать конкретную ПЛИС, исходя из нужд наноспутниковой миссии, включая энергоэффективность, количество логических ячеек и плотность интерфейсов ввода-вывода. Например, вариант 10CL016, лежащий в основе платы Arduino MKR Vidor 4000, включает 16 000 логических элементов и поддерживает 56 DSP-операторов (18×18 бит), чего достаточно для обработки сигнала и управления встраиваемыми системами.

На следующем этапе стоит выделить преимущества самой платформы Arduino MKR Vidor 4000, который показан на рисунке 3.3. Эта плата сочетает в себе мощный ПЛИС с возможностью взаимодействия с периферийными интерфейсами через микроконтроллер SAMD21. Такое сочетание позволяет выполнять высокоточные вычисления, обрабатывать сигналы с датчиков в реальном времени и при этом сохранять низкий уровень энергопотребления.

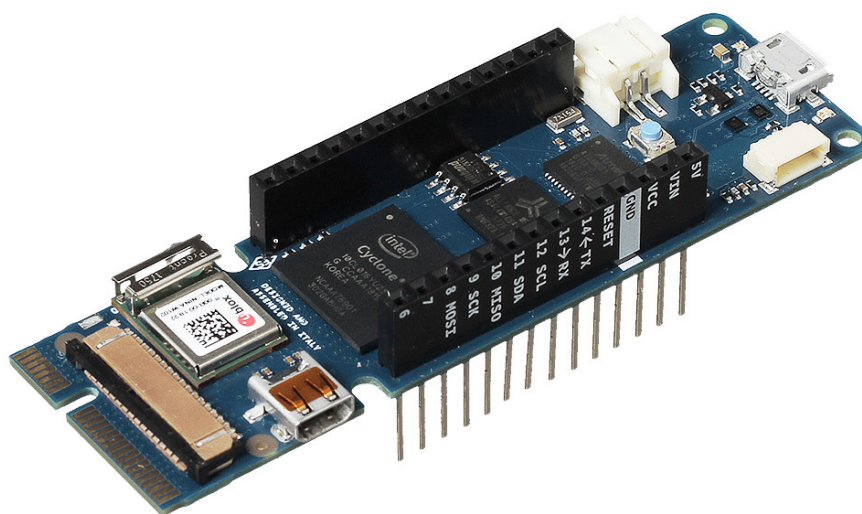


Рисунок 3.3 – Arduino MKR Vidor 4000 [72]

Плата содержит HDMI-выход для работы с видео, а также поддержку MIPI-камер, что позволяет использовать её в задачах компьютерного зрения. Благодаря наличию встроенного Wi-Fi и Bluetooth-модуля u-blox (NEO-W10), плата может осуществлять телеметрию и управление без внешних передающих устройств. Встроенный криптографический чип Microchip® ECC508 обеспечивает защищённость соединения, что критично в космической среде [72].

На рисунке 3.4 показана компоновка всех разъёмов платы: от GPIO до Mini PCI Express. Такое разнообразие интерфейсов обеспечивает лёгкую интеграцию с различными модулями и датчиками.

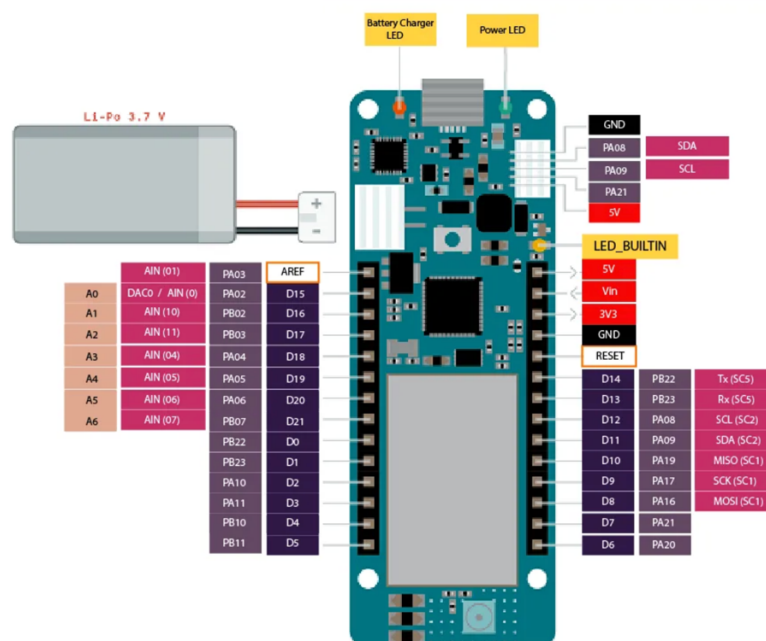


Рисунок 3.4 – компоновка Arduino MKR Vidor 4000 [72]

Существенное внимание уделяется вопросу выбора процессора и его ресурсов. В таблице 3.2 приведено сравнение трёх популярных решений: Arduino Vidor 4000 (SAMD21 Cortex), MSP430FR5994 и STM32L4KC. Анализ показал, что Arduino обладает лучшей гибкостью, современной архитектурой и широкими возможностями интеграции. Устройство поддерживает рабочую частоту до 40 МГц, диапазон температур от -40°C до $+85^{\circ}\text{C}$ и широкий разброс питающих напряжений, от 1.8 В до 3.3 В. Все эти параметры делают его особенно подходящим для космических условий.

Таблица 3.2 – Сравнение микроконтроллеров [76]

Характеристика	Arduino	MSP430	Nucleo L4
Процессор	Vidor 4000	MSP430FR5994	STM32L4KC
Архитектура	SAMD21 Cortex	MSP430	ARM Cortex M4
Разрядность	32-бит	16-бит	32-бит
Максимальная частота	40 МГц	16 МГц	80 МГц
Температурный диапазон	-40°C до $+85^{\circ}\text{C}$	-40°C до $+85^{\circ}\text{C}$	-40°C до $+85^{\circ}\text{C}$
Напряжение питания	1.8В–3.3В	1.7В–3.6В	1.71В–3.6В
Постоянная память	Есть (Flash 256 кБ)	Нет (FRAM 256 кБ)	Нет (Flash 256 кБ)
ОЗУ	SRAM 32 кБ	SRAM 8 кБ	SRAM 64 кБ

Продолжение таблицы 3.2

ПО для программирования	SAMD21 Cortex	Code Composer Studio	System Workbench (v.4.6.3)
Компиляция	M0+ 32-бит, низкое энергопотребление, ARM MCU	Компиляция T1	Кросс-компиляция GCC
Изображение			

Дополнительно были проведены стресс-тесты систем, результаты которых сведены в таблице 3.3. В этих испытаниях участвовали Arduino, MSP430 и Nucleo. Показатели Arduino оказались наиболее сбалансированными: ток 7 мА, напряжение 3.3 В и мощность около 56 мВт. Это говорит о высокой энергетической эффективности, что критично для маломощных космических систем.

Таблица 3.3 – Экспериментальные результаты [77]

Платформа	Размер кода	Частота	Время (мс)	Ток (мА)	Напряжение (В)	Мощность (мВт)	Ток/МГц	Энергия (мДж)
Arduino	504 кБ	200 МГц	1 ± 0.0030	7 ± 0.79	3.3 ± 0.03	56	150	1.00
MSP430	19.116 кБ	16 МГц	12.24 ± 0.0005	1.92 ± 0.11	3.39 ± 0.01	6.51	0.41	0.08
Nucleo	33.288 кБ	80 МГц	0.94 ± 0.002	10.34 ± 0.72	4.90 ± 0.04	50.6	0.63	0.05

Анализ показал, что архитектура на базе Arduino Vidor 4000 обеспечивает оптимальное соотношение между производительностью, гибкостью и энергоэффективностью. Сочетание ПЛИС и микроконтроллера

SAMD21 позволяет построить модульную, масштабируемую систему управления, пригодную для задач CubeSat-уровня. Эта архитектура даёт возможность в дальнейшем перейти к созданию ASIC-решений, при необходимости закрепив результаты в физически реализуемых логических схемах. Кроме того, интеграция с платформами машинного обучения и ИИ открывает дополнительные перспективы автономного поведения наноспутников в будущем.

3.2 Выбор и обоснование сенсоров ориентации

В данном разделе подробно рассматриваются ключевые аспекты выбора датчиков для определения ориентации наноспутника. Особое внимание уделяется фотоэлектрическим элементам солнечных панелей, которые преобразуют световую энергию в электрическую. Учитывается влияние интенсивности и температуры светового потока на электрические характеристики элементов, что критически важно для малых спутников на низкой околоземной орбите. Обсуждаются методы ориентации солнечных панелей в космосе и рассматривается возможность применения пассивных и активных систем ориентации.

3.2.1 Выбор датчика солнечного света

В основе рассматриваемой системы лежит принцип преобразования световой энергии в электрическую с помощью солнечных элементов, включающих полупроводниковые фотоэлементы. Подчеркивается, что параметры этих элементов значительно зависят от условий освещенности и температуры. Эти параметры в свою очередь влияют на выходное напряжение панелей, что необходимо учитывать при проектировании системы электропитания наноспутника.

Для спутников, находящихся на низкой околоземной орбите, крайне важно корректно ориентировать солнечные панели, поскольку неподвижные панели не способны постоянно находиться в направлении к Солнцу. Поэтому рассматривается возможность применения панелей с системой ориентации, обеспечивающей максимальное получение энергии в течение орбитального цикла. Однако такая система требует дополнительных компонентов: приводов, скользящих контактов или гибких кабелей, что может сказаться на надежности всей конструкции.

В качестве детектора солнечного света предложено использовать элемент CPC1822, представляющий собой монолитный фотоэлектрический модуль. Этот элемент способен генерировать достаточное напряжение при наличии солнечного или искусственного освещения. Он используется для подачи аналогового сигнала на АЦП микропроцессора. В условиях АМ0

(имитирующих космическое солнечное освещение) CPC1822 выдает 5,5 В открытого напряжения и до 80 мА короткозамыкающего тока. Для снижения выходного сигнала в диапазон, совместимый с микропроцессором (0–1,1 В), используется балластный резистор. Схема подключения датчика показана на рисунке:

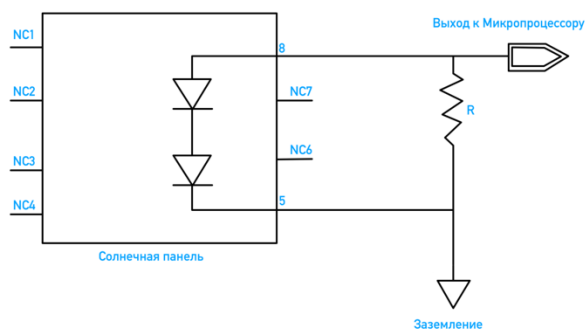


Рисунок 3.5 – Схема подключения датчика солнечного света [78]

Детектор соединяется с микропроцессором через ограничительный резистор и выдает аналоговый сигнал, который далее обрабатывается встроенной системой АЦП.

Физически солнечные панели могут быть выполнены в виде плит или корпусов, размещенных на внешней стороне спутника. На противоположной стороне от панели, как правило, размещаются другие электронные подсистемы. Для повышения точности определения положения Солнца проводились эксперименты с тремя типами панелей, которые были снабжены подвижной основой с одной степенью свободы. Это позволяло моделировать утреннюю, дневную и вечернюю ориентацию панелей на орбите. Принципиальная схема движения панелей в зависимости от положения Солнца представлена на рисунке 3.6.

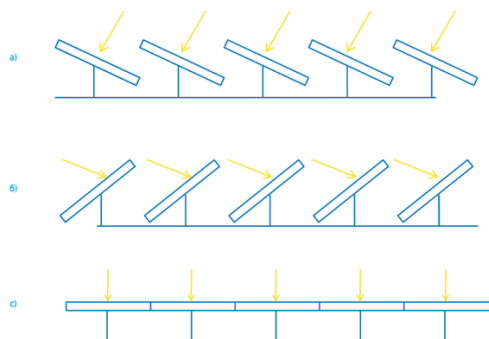


Рисунок 3.6 – а) Панели, ориентированные на утреннее солнце. б) Панели, направленные на прямое дневное освещение. в) Панели, ориентированные на послеполуденное солнце

Такая система позволяет с высокой точностью моделировать реальные условия орбитального полета и определить, как изменение положения Солнца влияет на выработку энергии солнечными панелями. По результатам экспериментов было установлено, что динамически ориентируемые панели обеспечивают заметно большую эффективность по сравнению с фиксированными – особенно в условиях неравномерного освещения, характерного для низких орбит.

Применение фотоэлектрических элементов в сочетании с системой подстройки угла ориентации панели к Солнцу позволяет значительно повысить энергетическую эффективность спутников. Выбор СРС1822 как светового датчика подтвержден его высокой чувствительностью, устойчивостью и простотой интеграции в бортовую систему управления. Указанная конфигурация может быть успешно использована в дальнейшем для построения автоматических трекеров света на наноспутниках, особенно в составе активных систем ориентации на Солнце.

Эксперимент по определению оптимального типа солнечных панелей для использования на наноспутнике проводился в течение четырёх дней с 09:00 до 16:00 при ясной погоде. Использовались следующие типы панелей:

- монокристаллические панели (m-Si) – отличаются высокой степенью очистки кремния и производятся при более высоких температурах. Стоимость их выше, но эффективность достигает до 38% в космических приложениях. Однако КПД резко падает при отклонении угла падения света;

- поликристаллические панели (p-Si) – производятся при меньших температурах, что делает их дешевле. Эффективность выше на 10% по сравнению с m-Si. В космосе достигается КПД до 42%;

- аморфные панели (a-Si) – характеризуются низкой стоимостью и гибкой структурой, но и меньшим КПД (~6%). К тому же, они подвержены быстрой деградации: за первые два года могут терять до 20% мощности.

На рисунке 3.7 показаны все три вида панелей.

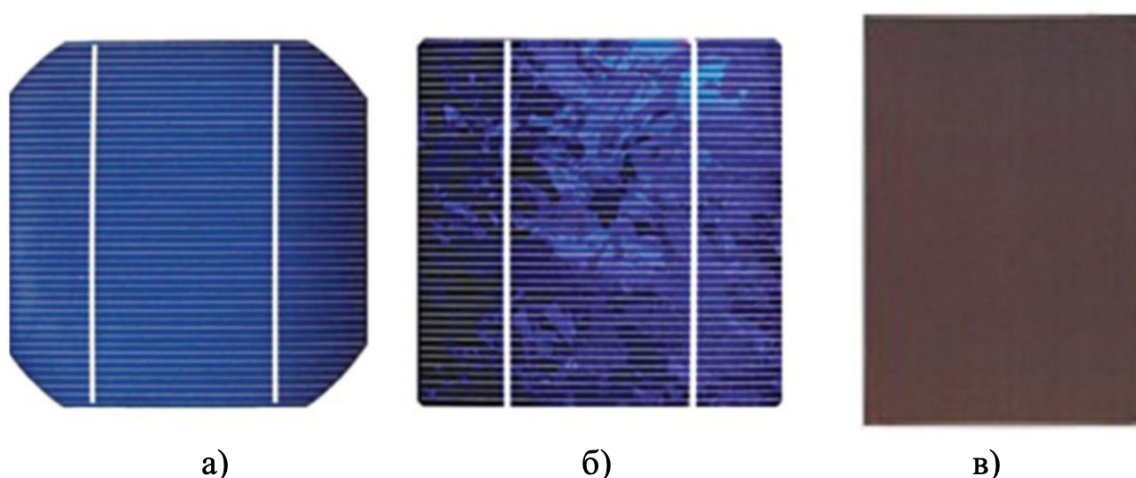


Рисунок 3.7 – Панели: а) m-Si б) p-Si в) a-Si

Результаты эксперимента с дневным трекингом солнечного света приведены на рисунке 3.8 с гистограммой ниже. Зафиксированы значения среднесуточной эффективности панелей за каждый день наблюдений .

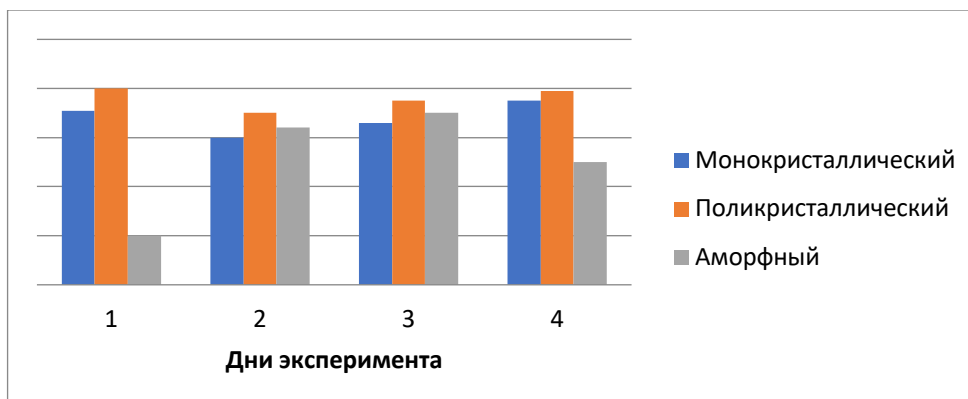


Рисунок 3.8 – Средняя эффективность модулей в течение одного дня

Поликристаллический модуль показал наивысшие значения: 7,97% (день 1), 3,49% (день 2), 2,41% (день 3) и 7,52% (день 4), превосходя как монокристаллические, так и аморфные аналоги. В то же время, m-Si модули превзошли a-Si в 1-й и 4-й дни, а a-Si – в 2-й и 3-й дни. Это указывает на более стабильную производительность p-Si модулей в динамичных условиях освещения.

Для более объективной оценки применялся коэффициент производительности – отношение фактически полученной энергии к теоретически возможной. Этот показатель не зависит от геолокации панели и уровня солнечного излучения, что делает его надёжным критерием сравнения. На следующем рисунке 3.9 представлены данные по коэффициентам производительности.

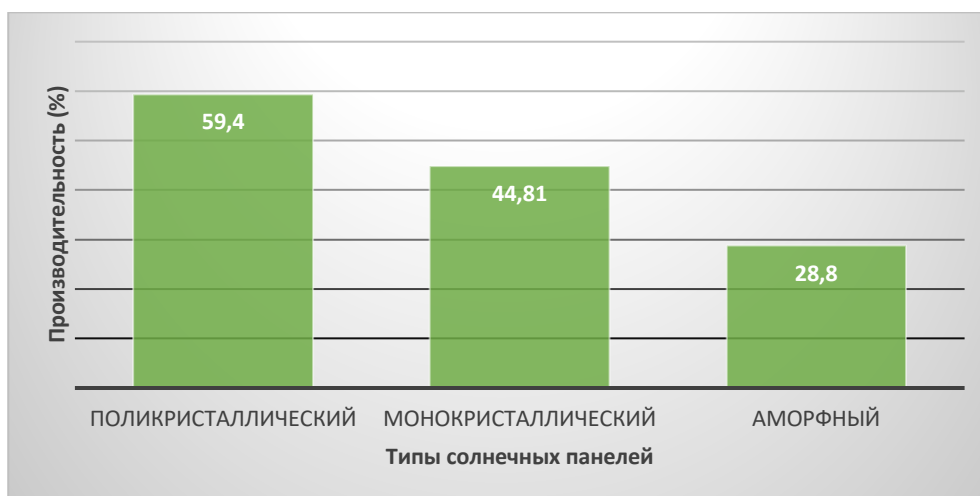


Рисунок 3.9 – Коэффициенты производительности различных фотоэлектрических панелей

Поликристаллический модуль показал наивысший коэффициент – 59,4%, против 44,81% у m-Si и 28,8% у a-Si. Таким образом, по совокупности характеристик поликристаллические панели оказались наиболее подходящими для применения в условиях космоса. Они обеспечивают баланс между стоимостью, эффективностью и устойчивостью к изменению условий освещённости.

Следовательно, для наноспутников, особенно в миссиях с ограниченным ресурсом энергии, поликристаллические солнечные модули представляют собой оптимальный выбор с учётом их стабильных показателей производительности и разумной стоимости [78][79][80].

3.2.2 Магнитные датчики в системе ориентации

Во многих системах ориентации наноспутников взаимодействие с магнитным полем Земли является одним из ключевых механизмов управления. Магнитометры активно применяются в качестве датчиков ориентации в наноспутниках благодаря их малым габаритам, низкой массе, минимальному энергопотреблению и доступной стоимости. Эти датчики фиксируют значения магнитного поля, а встроенный процессор сравнивает их с заранее известными эталонными величинами.

Малогабаритные магнитные сенсоры получили широкое распространение в автомобильной и аэрокосмической отраслях, в смартфонах, медицинских приборах и других устройствах, что стимулирует их постоянное развитие. Сегодня на рынке представлено множество технологий магнитных сенсоров, предназначенных для картографирования геомагнитного поля. Их можно классифицировать по различным критериям – по магнитной чувствительности, типу измерений (векторные или скалярные), методам интеграции и т.д. [81].

Наиболее распространённые коммерчески доступные магнитометры (COTS) включают:

- анизотропные магниторезисторы (AMR);
- флюксгейты (FG);
- гигантские магниторезисторы (GMR);
- магнитоимпедансные датчики (MI);
- туннельные магниторезисторы (TMR) или спин-зависимые туннели (SDT).

Флюксгейты, обладающие векторной чувствительностью, могут измерять магнитные поля в диапазоне от миллитесла до наносекунд. Они обеспечивают высокую чувствительность и широкий частотный диапазон (до нескольких килогерц). Однако их крупные размеры (около 500 мг), высокая стоимость, значительное потребление энергии (до 2 Вт), высокая гистерезис (до 10%) и ограниченная доступность делают их нецелесообразными для наноспутников.

Технология TMR обеспечивает высокую чувствительность, большой измерительный диапазон и хорошее разрешение, но пока не получила широкого коммерческого распространения из-за своей относительной новизны. В отличие от этого, AMR-сенсоры имеют долгую коммерческую историю, широко применяются в автомобильной и мобильной электронике, отличаются высокой чувствительностью (до 10 мВ/мТ/В), хорошим разрешением (до 1 нТ) и широким динамическим диапазоном (сотни мТ) – см. структурную схему на рисунке 3.10 [82].

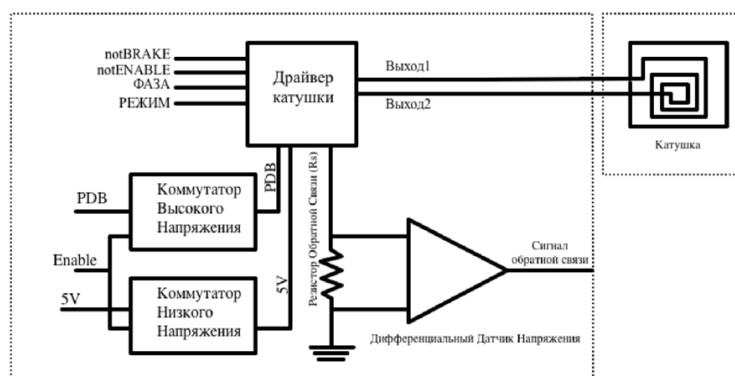


Рисунок 3.10 – Структурная схема внутреннего устройства магнитометра [82]

Современные успехи в области микроэлектромеханических систем (MEMS) значительно расширили сферу применения магнитометров – от геофизических и космических исследований до оборонной и горнодобывающей промышленности. Такие сенсоры регистрируют величину и направление локального магнитного поля, которое может быть суперпозицией поля Земли и полей, создаваемых соседними объектами.

Для данной работы в качестве магнитометра выбран LSM303DLHC – трёхосевой сенсор на эффекте Холла, способный измерять поля до 8,1 гаусса. Устройство оснащено последовательным интерфейсом I2C, что упрощает его подключение к системе на ПЛИС. Изображение показано на рисунке 3.11.

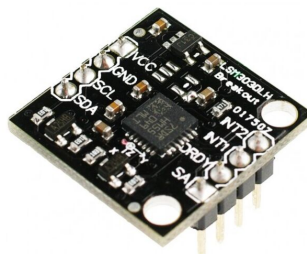


Рисунок 3.11 – Магнитометр LSM303 [72]

LSM303 представляет собой интегрированный модуль, предназначенный для измерения магнитных полей в навигационных, геодезических и промышленных приложениях. Датчик обеспечивает измерения в трех осях (X, Y, Z) с высокой точностью и надёжностью, что позволяет точно определять пространственное положение объекта. Его компактность делает его особенно подходящим для применения в условиях ограниченного пространства, как в наноспутниках. Основные характеристики LSM303 приведены в таблице 3.4.

Таблица 3.4 – Основные характеристики магнитометра LSM303

Параметр	Описание
Многомерные измерения	Измерение магнитного поля в трех направлениях: X, Y, Z
Высокая точность	Обеспечивает достоверные данные благодаря высокой чувствительности
Широкий диапазон	Подходит как для слабых, так и для сильных магнитных полей
Интерфейсы	Поддержка I2C, SPI и других интерфейсов
Компактные размеры	Удобен для интеграции в малогабаритные системы
Низкое энергопотребление	Энергоэффективен, пригоден для ограниченных по питанию платформ
Промышленная надёжность	Устойчив к внешним воздействиям и рассчитан на долгосрочную эксплуатацию

LSM303DLHC дополнительно включает:

- поддерживаемые диапазоны ускорения: $\pm 2g$, $\pm 4g$, $\pm 8g$, $\pm 16g$;
- магнитные диапазоны: ± 1.3 , ± 1.9 , ± 2.5 , ± 4.0 , ± 4.7 , ± 5.6 , ± 8.1 Гаусс;
- поддержка скоростей интерфейса I2C до 400 кГц;
- конфигурируемые прерывания при срабатывании по ускорению или положению;
- температурная компенсация и работа в диапазоне от -40°C до $+85^{\circ}\text{C}$;
- низкое энергопотребление: менее 100 мкА;
- размеры всего $3 \times 3 \times 0.9$ мм.

Эти характеристики позволяют использовать модуль LSM303DLHC в составе CubeSat-систем, как надежное решение для определения ориентации. Он легко интегрируется в логическую архитектуру спутника и может быть настроен для прямой генерации значения вектора B_s , ориентированного в координатах корпуса спутника. Это обеспечивает непрерывный мониторинг магнитного поля и ориентации аппарата с высокой точностью и устойчивостью к внешним возмущениям.

3.3 Проектирование архитектуры системы ориентации

Архитектура бортового бортового комплекса (ББК) является ключевым элементом при разработке космических аппаратов. Она определяет структуру, организацию и взаимодействие между компонентами и подсистемами, необходимыми для функционирования спутника в условиях космоса. В этом разделе рассматривается проект предлагаемой архитектуры ББК для управления наноспутником, включая её основные элементы и принципы построения.

Современное развитие спутниковых технологий позволило разрабатывать сверхмалые спутники, включая наноспутники, массой до 10 кг. Такие аппараты широко применяются в миссиях на низкой околоземной орбите (LEO), где они несут различные полезные нагрузки. Большинство таких спутников строятся по стандарту CubeSat, число которых на орбите стремительно растёт [82]. В связи с этим наблюдается острая необходимость в создании многофункциональных систем управления с компактной формой исполнения. Бортовой комплекс управления, принятый в настоящее время, представляет собой набор модулей и программного обеспечения, предназначенных для управления положением, орбитой и функционированием всех бортовых подсистем.

Классическая структура ББК включает следующие функции:

- управление ориентацией и орбитой (модули АОС и ОВ);
- выполнение команд в режиме реального времени или с временными метками (ОВ);
- обработка и управление телеметрическими данными (ОВ);
- обслуживание платформы и полезной нагрузки (ОВ);
- синхронизация бортового времени (приёмник GPS);
- обнаружение, локализация и устранение сбоев (ОВ);
- приём, проверка и распространение команд в аварийных режимах (подсистема ТТ&С);
- сбор, обработка и анализ диагностической информации;
- приём и выполнение команд дистанционного управления, передача телеметрии на наземную станцию [83].

Целью разрабатываемой архитектуры является интеграция всех вышеперечисленных функций в единую бортовую платформу, пригодную для работы в составе наноспутников. Также она должна поддерживать дополнительные задачи:

- функционирование в качестве управляющего компьютера для полезной нагрузки с гибким интерфейсом;
- поддержку высокоскоростного радиоприёма данных до 6 ГГц, реализованного на основе SDR-технологий.

Предложенная архитектура реализована с использованием программируемых логических интегральных схем (ПЛИС), что позволяет

уменьшить вес, энергопотребление, габариты и общую стоимость системы. Конструкция электрически и механически совместима как с форматом CubeSat, так и с другими классами нано- и микроспутников.

На рисунке 3.12 представлена схема аппаратной архитектуры пассивной системы ориентации CubeSat, основанной на солнечных и магнитных датчиках [71].

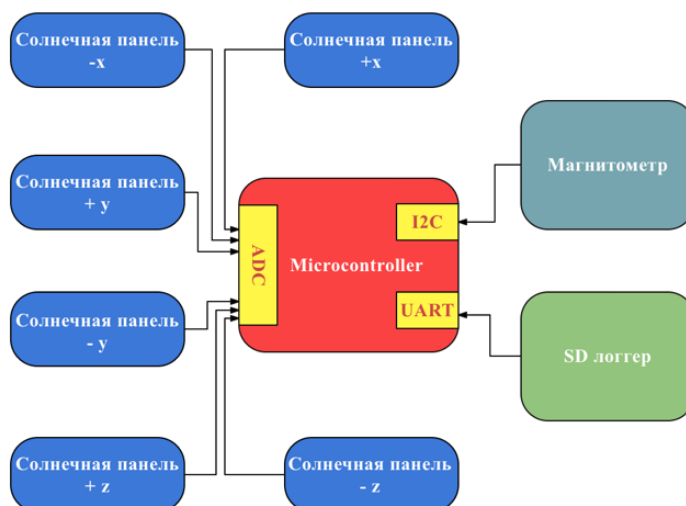


Рисунок 3.12 – Предлагаемая архитектура системы ориентации CubeSat [71]

В этой системе на каждом из шести граней спутника устанавливаются солнечные датчики (например, фотодиоды), регистрирующие интенсивность освещённости. Грани CubeSat определяются как: $+x$, $-x$, $+y$, $-y$, $+z$, $-z$. Для определения параметров магнитного поля Земли на борту установлен магнитометр. Все данные от сенсоров поступают на микроконтроллер, который обрабатывает информацию и определяет ориентацию спутника в пространстве.

Данное решение отличается простотой, экономичностью и возможностью модернизации – его можно как интегрировать в новую платформу, так и внедрить в уже существующий корпус CubeSat. В архитектуре используются недорогие компоненты: микроконтроллер, датчики и источник питания.

Механическая концепция реализации системы представлена на рисунке 3.13. Как и в классическом формате CubeSat, плата устройства собирается в виде модульной «сэндвич»-структуры, состоящей из нескольких уровней. Однако в разработке использованы более надёжные межплатные соединения Razor Beam, которые ранее применялись в проекте KazSTSat [84].

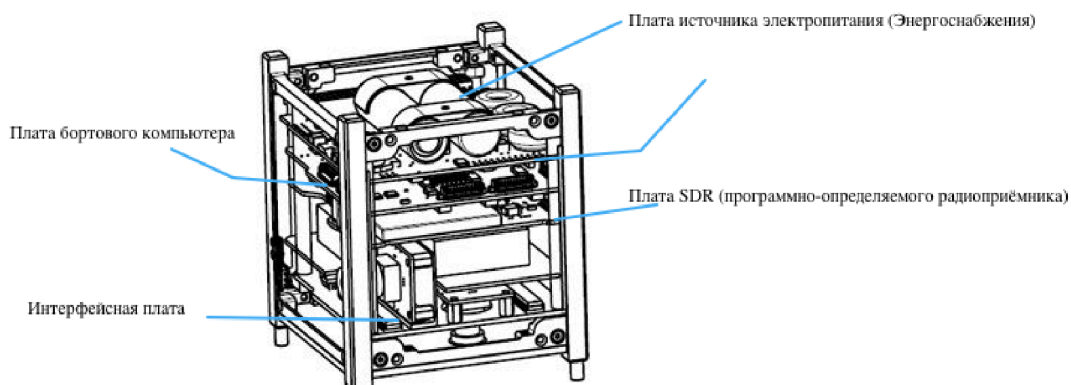


Рисунок 3.13 – Концепция механической сборки бортового комплекса управления [85]

Подход, реализованный в предлагаемой архитектуре, обеспечивает не только оптимальное размещение электронных плат, но и позволяет достичь высокой надёжности соединений, что особенно важно при воздействии вибраций, температурных перепадов и других факторов, характерных для космического пространства. Благодаря модульной конструкции и гибкости конфигурации, данная архитектура подходит как для прототипов, так и для серийных малых спутников в исследовательских и прикладных миссиях.

3.4 Разработка алгоритмов управления

В этом разделе рассматривается алгоритм функционирования бортового комплекса управления (БКУ) наноспутника, обеспечивающий его ориентацию и устойчивую работу в условиях космоса. Одной из важнейших задач является определение пространственного положения спутника, то есть ориентации – угловых параметров, указывающих направление вектора, описывающего его ось.

Алгоритм ориентации наноспутника включает несколько последовательных этапов, базирующихся на получении и обработке данных от солнечных датчиков и магнитометров. Эти устройства регистрируют интенсивность солнечного света и параметры магнитного поля Земли, что позволяет определить положение спутника в пространстве.

Общая структура алгоритма ориентации наноспутника [86]:

- сбор данных: наноспутник оснащён различными датчиками – гироскопами, акселерометрами, магнитометрами и солнечными сенсорами. Эти устройства измеряют угловую скорость, ускорение и напряженность магнитного поля в разных направлениях;

– обработка данных: собранные сенсорные данные фильтруются и нормализуются для получения корректных измерений, пригодных для расчёта ориентации;

– фильтрация: для устранения шумов и погрешностей применяется, например, фильтр Калмана, который позволяет улучшить точность оценки ориентации за счёт объединения измерений с математической моделью движения спутника;

– определение ориентации: на основании обработанных данных вычисляются угловые параметры, чаще всего в виде кватернионов или углов Эйлера;

– коррекция и управление: полученные параметры используются для управления манёврами спутника, стабилизации ориентации и выполнения задач миссии.

На основе этой общей схемы и с учётом предложенной ранее математической модели во второй главе, в работе предлагается алгоритм ориентации, представленный на рисунке 3.14.

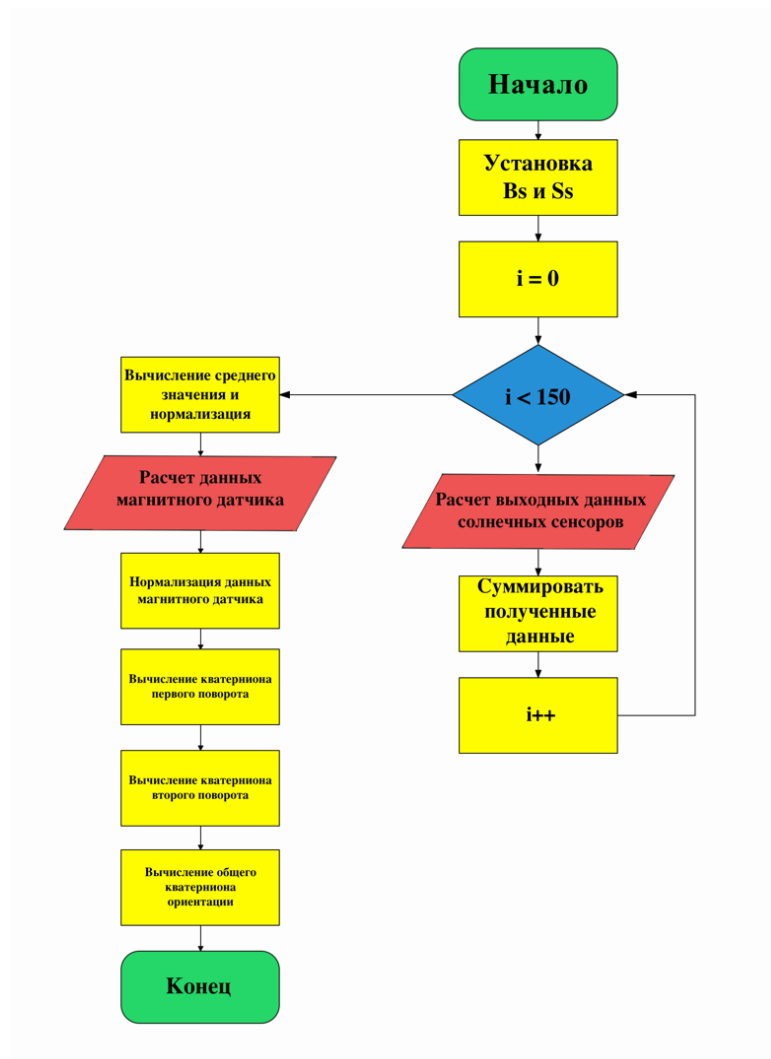


Рисунок 3.14 – Алгоритм системы ориентации CubeSat

Описание этапов предлагаемого алгоритма. Предложенный алгоритм представляет собой последовательность шагов, направленных на высокоточное определение ориентации спутника на основе данных от солнечных панелей и магнитного сенсора. Поскольку данные от этих сенсоров подвержены шуму и искажениям, алгоритм включает этапы нормализации и усреднения, обеспечивая высокую надёжность итогового результата. Алгоритм включает несколько процессов:

- считывание значений с солнечных датчиков и нормализация. На первом этапе система проводит цикл измерений выходных данных с солнечных датчиков. Для повышения точности каждое значение считывается 150 раз, после чего рассчитывается среднее. Это позволяет компенсировать возможные шумы, вызванные помехами и нестабильностью освещённости. Нормализация данных приводит их в общий диапазон, что важно для последующих расчётов;

- считывание и нормализация данных с магнитометра. После получения информации от солнечных датчиков алгоритм считывает данные с магнитного сенсора. Эти данные характеризуют магнитное поле Земли в точке нахождения спутника и позволяют определить его пространственную ориентацию относительно магнитных линий. Нормализация необходима для того, чтобы привести данные к стандартной форме, уменьшив влияние возможных магнитных помех;

- расчёт первого кватерниона (первого вращения). Используя нормализованные данные от солнечных датчиков и магнитометра, система рассчитывает кватернион первого вращения. Этот кватернион характеризует поворот спутника вокруг одной из осей (например, оси X или Y) и служит промежуточным результатом ориентации;

- расчёт второго кватерниона (второго вращения). На этом этапе определяется второе вращение, которое дополняет информацию о пространственной ориентации. Обычно оно связано с поворотом по третьей оси, не охваченной в первом шаге (например, ось Z);

- итоговый расчёт общего кватерниона. На основе двух промежуточных вращений формируется итоговый кватернион – математическое представление трёхмерной ориентации спутника. Он объединяет данные обо всех трёх осях и представляет полное пространственное положение аппарата.

4 Разработка и моделирование системы ориентации

В данной главе проводится комплексный анализ и описание процесса моделирования орбитального движения наноспутника с акцентом на три ключевых аспекта: построение орбитальной модели полёта, определение положения и ориентации спутника в пространстве, а также визуализация миссии с использованием специализированного программного обеспечения VTS (Visualisation Tool for Space), разработанного CNES. Кроме того, внимание уделяется анализу прочности материалов и устойчивости компонентов к условиям космоса, включая колебания температуры, вибрации, излучение и механические воздействия.

Эта глава предоставляет практические методики и инструменты, необходимые для математического и визуального моделирования полета наноспутника, а также подчёркивает важность выбора устойчивых конструкционных материалов и компонентов при разработке космических миссий.

4.1 Математическое моделирование системы ориентации

Для достоверного моделирования поведения наноспутника на орбите рассматриваются три ключевых аспекта:

- моделирование орбиты – включает вычисление эфемерид, позволяющее определить точное положение спутника в любой момент времени.
- определение положения и ориентации в пространстве – анализ траектории, направления и угловой ориентации спутника.
- визуализация миссии – реализована с помощью VTS, где проверяются режимы ориентации и освещённости панелей.

4.1.1 Моделирование орбитального полета наноспутника

Программа VTS, разработанная CNES, представляет собой мощный инструмент для трёхмерной визуализации орбит, моделирования геометрии спутника, движущихся компонентов и отображения телеметрических данных, таких как ориентация и углы поворота спутника [87]. Программное обеспечение используется как верификационный и обучающий инструмент, а также как средство для обмена технической информацией между специалистами в космической области.

Конфигурация проекта включает в себя множество объектов, таких как спутники, наземные станции, центральные тела и пользовательские приложения. Все они могут быть использованы на этапе визуализации. VTS

также позволяет настраивать сценарии отображения с учетом временных и событийных характеристик.

Интерфейс VTS включает в себя следующие ключевые компоненты:

- панель инструментов и меню – обеспечивает доступ ко всем функциям программы;
- структурное дерево проекта – отображает иерархию всех объектов сцены;
- панель параметров – используется для настройки выбранных компонентов;
- панель сообщений – показывает логи, ошибки и уведомления;
- вкладки сценариев и событий – предназначены для редактирования сценариев миссии и настройки визуализации ключевых событий.

С помощью вкладки *Scenario Editor* пользователь может задать последовательность действий и событий, которая будет воспроизводиться при запуске миссии. В свою очередь, *Event Type Editor* позволяет гибко настраивать отображение событий как на рисунке 4.1, например, включение/отключение подсветки определённых элементов спутника, отображение траектории, маркеров и т.д.

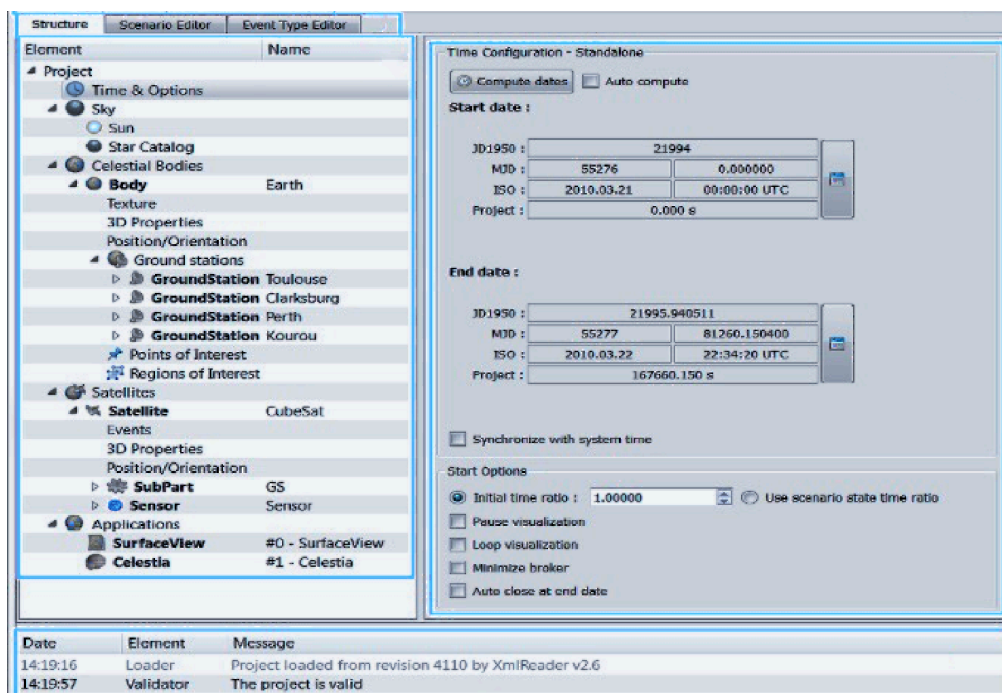


Рисунок 4.1 – Пользовательский интерфейс утилиты конфигурации VTS

Программа поддерживает сохранение расположения окон между сессиями и мультиэкранный режим работы, что особенно удобно для одновременного анализа различных аспектов миссии. Интерфейс показан на рисунке 4.2. Например, на одном мониторе может отображаться траектория спутника над Землёй, а на другом – вращение спутника вокруг собственной оси и взаимодействие с наземной станцией.

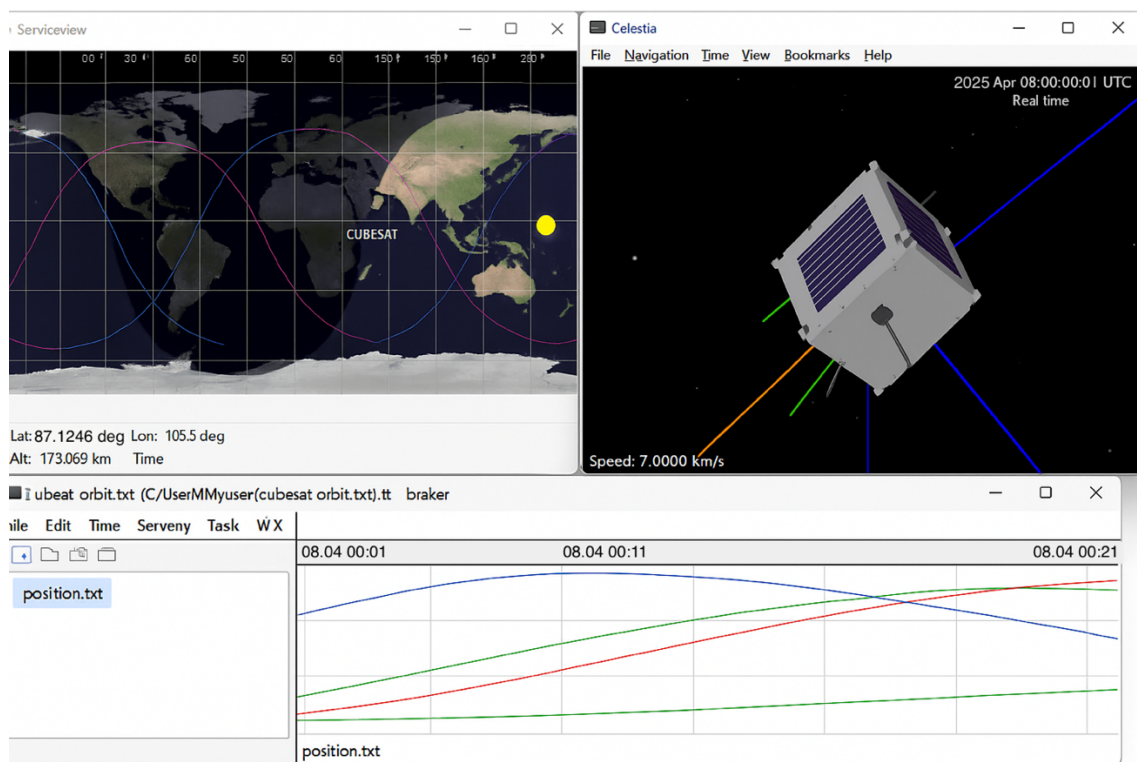


Рисунок 4.2 – Многоэкранная визуализация в VTS

Интерфейс VTS позволяет не только строить трёхмерные модели орбитального движения, но и отображать двумерную карту с треком спутника за сутки, показан на рисунке 4.3. Это даёт возможность наглядно оценить зоны охвата и моменты пролета над нужными точками на поверхности Земли.

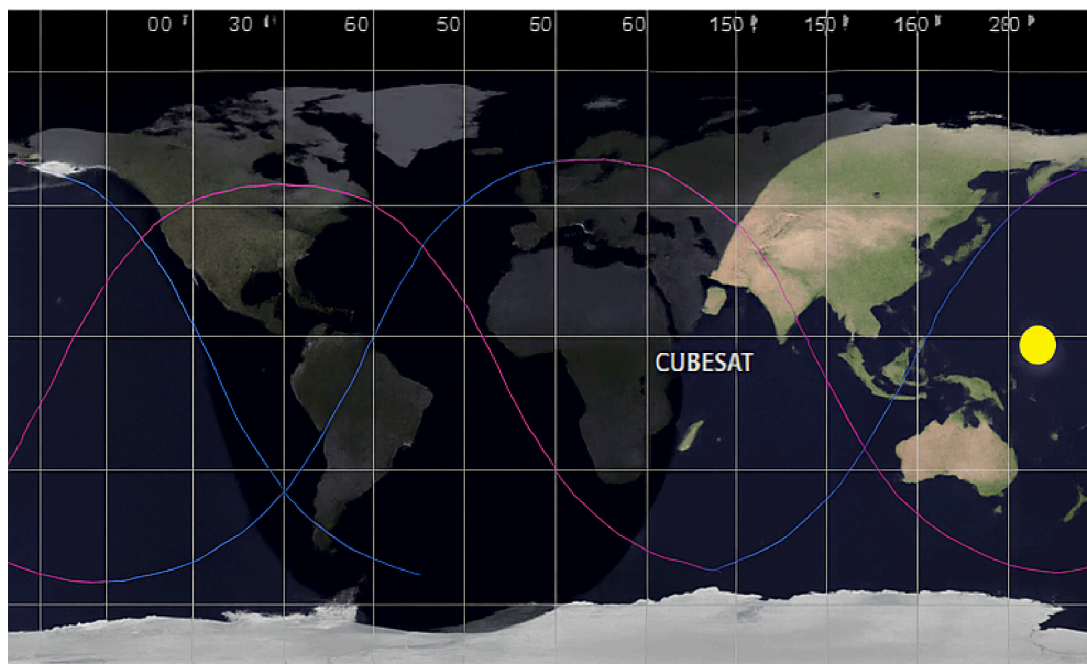


Рисунок 4.3 – Наземная проекция трека спутника

Визуализация эфемерид и установка времени миссии. Для корректной настройки параметров миссии используется форма конфигурации времени, где задаются даты начала и окончания моделируемого процесса как на рисунке 4.4. Программа оперирует как юлианскими датами (JD), так и стандартными форматами UTC [88].

Time Configuration - Standalone

☐ Compute dates ☒ Auto compute

Start date :

JD1950	26030	
MJD	59312	
ISO	2025.04.08 00:00:00 UTC	
Project	0.000 s	

End date :

JD1952	26032	
MJD	59314	
ISO	2025.04.10 00:00:00 UTC	
Project	172800.000 s	

Рисунок 4.4 – Установка времени для моделирования миссии

В VTS необходимо обязательно задать центральное тело – обычно это Земля. Все движения и визуализируемые траектории спутников привязаны к этому телу. В данной работе орбита спутника рассчитывалась с помощью данных из среды MATLAB, включая кватернионы и положения центра масс. Эти данные были импортированы в VTS и успешно визуализированы.

Модель вращения и ориентации спутника строится в двух координатных системах:

- ECI (OXYZ) – инерциальная система координат, начало которой находится в центре масс Земли;
- координатная система спутника (Oijk) – связанная с телом, оси направлены вдоль его главных инерционных осей.

Их взаимное расположение представлено на рисунке 4.5.

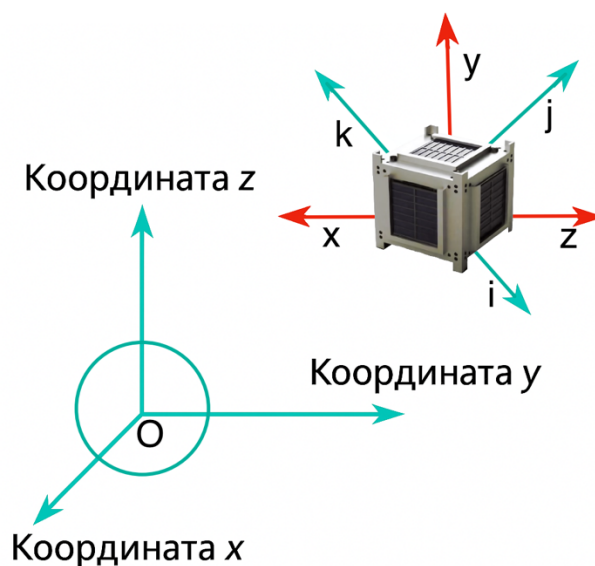


Рисунок 4.5 – Системы координат спутника и Земли

Для расчета положения Солнца относительно спутника использовалась функция MATLAB `planetEphemeris(juliandate(2021,04,8), 'Earth', 'Sun')`.

Эта функция возвращает координаты Солнца относительно Земли по эфемеридам DE405 в километрах. Используя полученный вектор, можно рассчитать угол падения солнечного света на грани спутника и определить, какие панели освещены в конкретный момент времени. Изображение в реальном времени показана на рисунке 4.6.

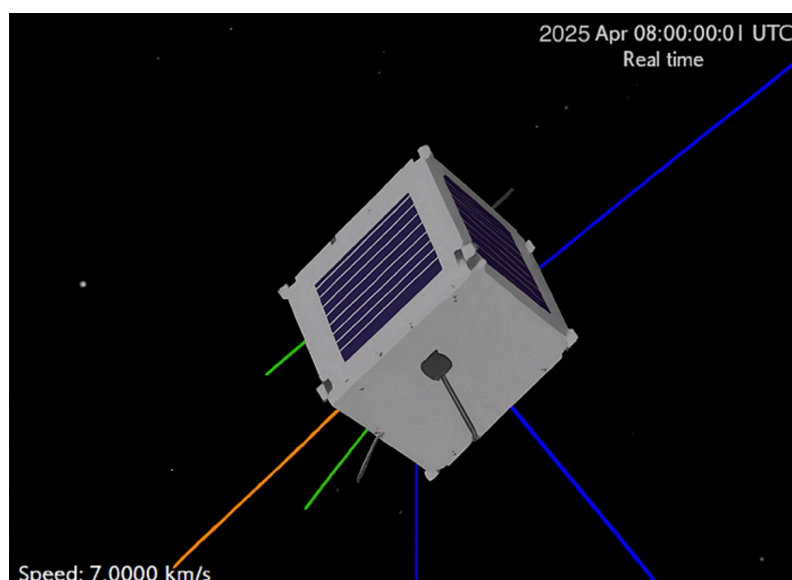


Рисунок 4.6 – Модель освещённости панелей спутника

Следующим этапом является получение орбитальных элементов. Они задаются в формате TLE (Two-Line Element Set), который содержит минимальный необходимый набор параметров для определения положения спутника на орбите. Эти данные могут быть импортированы из внешних источников и интерпретированы в MATLAB или VTS. Классическая модель SDP4 используется для расчета гравитационного влияния на движение спутника, как показано на рисунке 4.7 [89–91].



Рисунок 4.7 – Система расчёта орбиты спутника [91]

Моделирование движения и ориентации спутника в VTS сочетает точные эфемеридные данные, реалистичную визуализацию и поддержку многомониторных интерфейсов. Всё это делает данный инструмент эффективным решением для верификации и планирования орбитальных миссий CubeSat.

Орбитальная траектория наноспутника, смоделированная для 8 апреля 2021 года, основывается на использовании эфемеридных данных спутника STARLINK-64. Этот аппарат на тот момент находился на околоземной орбите, и для моделирования были задействованы параметры орбиты, приведенные в таблице 4.1 [92].

Таблица 4.1 – Параметры орбиты

Элемент	Символ	TLE файлындағы мәні	Сандық мәні
Дәуір уақыты	t_0	21123.38100113	16:30:21.171 UTC сәуір 8, 2021
Еңкею	i	52.9869	52.9869
Өрлемелі түйіннің бойлығы	$\alpha_{\Omega 0}$	99.7162	99.7162

Продолжение таблицы 4.1

Эксцентриситет	e	0000598	0000598
Перицентр аргументі	ω_0	7.2492	7.2492
Орташа аномалия	M_0	117.2796	117.2796
Айналу жиілігі	n	15.88178410	15.88178410 айналым/күн тәулігі

Таблица включает ключевые орбитальные элементы: момент эпохи (t_0), наклон орбиты (i), долготу восходящего узла (α_0), эксцентриситет (e), аргумент перицентра (ω_0), среднюю аномалию (M_0) и среднюю частоту обращения (n). Эти параметры позволяют полностью воссоздать положение спутника в любой момент времени с помощью стандартных математических моделей орбитального движения, в частности, модели SDP4 [92].

После построения орбиты становится возможным определить временные интервалы, в течение которых поверхность спутника освещается солнечным светом. Это особенно важно для оценки эффективности ориентации солнечных панелей и работы системы питания.

4.1.2 Моделирование солнечного освещения

После вычисления солнечного вектора (вектора направления от спутника к Солнцу) можно приступить к моделированию условий освещенности наноспутника. Земля и Солнце моделируются как сферические тела, где масса Солнца примерно в 100 раз превышает массу Земли. Это соотношение позволяет представить земную тень как конус, вершиной которого служит центр Земли, а ось проходит через центр Солнца. Такой подход дает возможность упрощённого математического анализа, где солнечные лучи рассматриваются как параллельные пучки.

Для точной математической модели солнечного индикатора важно определить временные интервалы, когда спутник попадает в тень Земли, то есть находится в зоне орбитальной ночи. На рисунке 4.8 наглядно представлена геометрия этой тени, где R – радиус Земли, H – высота орбиты спутника, $\alpha_{\max}$ – максимальный угол тени, $\gamma_{\max}$ – соответствующий угол между радиусом и направлением на спутник.

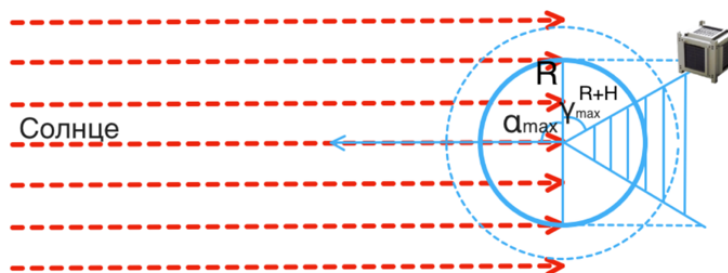


Рисунок 4.8 – Геометрия положения спутника в тени Земли

На основе этой схемы можно оценивать, попадает ли спутник в затенённую область, и, следовательно, получает ли он солнечную энергию в определённый момент времени. Это критично для оценки работы солнечных сенсоров и корректной интерпретации данных ориентации.

Если в конкретный момент времени координаты спутника известны, тригонометрические методы позволяют определить, находится ли он в конусе тени Земли. Эта проверка необходима при интерпретации показаний фотоэлектрических сенсоров, так как в условиях затенённости они не будут генерировать напряжение, а значит, не смогут использоваться в алгоритме ориентации. Таким образом, учёт временных интервалов орбитальной ночи становится неотъемлемой частью расчёта ориентации спутника в космическом пространстве.

Рассмотрим, как с математической точки зрения определяется положение наноспутника относительно солнечного освещения. Прежде всего, для того чтобы определить, находится ли спутник в тени Земли, необходимо вычислить угол между вектором положения спутника и вектором, указывающим направление от Земли к Солнцу (вектор Земля-Солнце). Это направление может быть определено с использованием эфемеридных данных, а расчет угла между векторами осуществляется по формуле косинуса угла между двумя векторами (4.1)

$$\cos \alpha = \frac{r \cdot r_s}{\|r\| \cdot \|r_s\|} \quad (4.1)$$

где r – вектор положения спутника (из эфемерид);

r_s – вектор от Земли к Солнцу (также из эфемерид).

Затем, основываясь на геометрии земной тени (рисунок 4.8), где солнечные лучи приближаются к Земле параллельно, определяется угол $\gamma_{\max}$, соответствующий максимальному углу между направлением на Солнце и касательной к орбите спутника, при котором он может ещё находиться вне тени. Этот угол вычисляется по следующей зависимости (4.2)

$$\gamma_{max} = \frac{R_E}{R_{E+H}} \quad (4.2)$$

где R_E – радиус Земли;

H – высота орбиты наноспутника над поверхностью Земли.

Максимальный угол между направлением «Земля–спутник» и «Земля–Солнце», при котором спутник находится на границе тени, определяется как (4.3)

$$\alpha_{max} = \gamma_{max} + 90^\circ \quad (4.3)$$

Если фактический угол α между вектором положения спутника и вектором Земля–Солнце превышает этот максимальный угол, тогда спутник полностью освещён и находится вне тени (4.4)

$$\alpha > \alpha_{max} \quad (4.4)$$

Таким образом, расчёт этого параметра позволяет определить, находится ли спутник в тени Земли или он освещается солнечными лучами.

Для моделирования состояния освещённости спутника используются данные эфемерид о положении Солнца и спутника. На их основе строится график «visibilitySun» как на рисунке 4.9, который визуализирует периоды, когда поверхность спутника освещается Солнцем. Это особенно важно при планировании миссий, так как освещённые участки орбиты соответствуют возможности получения энергии от солнечных панелей.

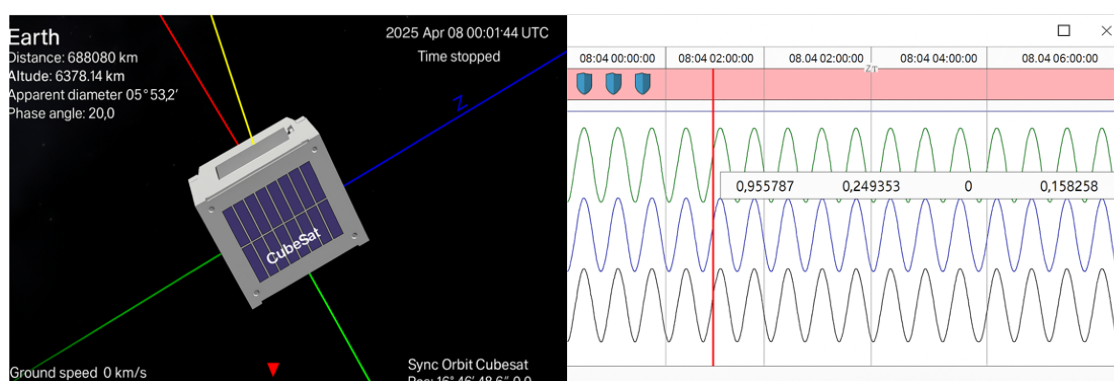


Рисунок 4.9 – Падение солнечного луча на НС панель

На графике чётко видны циклы: когда спутник освещён – значение сигнала равно 1, а когда он в тени – значение падает до 0. Таким образом, эта диаграмма иллюстрирует чередование освещённых и затемнённых фаз полета.

Диаграмма «visibilitySun» играет важную роль как индикатор для оценки доступности энергии на борту наноспутника. В зависимости от этих данных можно корректировать расписание выполнения операций, активность

бортовой электроники и энергопотребление, что, в свою очередь, напрямую влияет на надёжность выполнения миссии и общий срок функционирования спутника.

Следовательно, визуализация данных об освещенности солнечными лучами в режиме реального времени или в рамках имитационного моделирования позволяет глубже анализировать рабочие параметры наноспутника, а также заранее планировать критические этапы миссии, зависящие от наличия солнечной энергии.

Диаграмма "visibilitySun" предоставляет критически важную визуализацию параметров освещённости, оказывая большое значение при анализе и планировании работы наноспутника в космической среде. На рисунке 4.10 показано распределение общей освещённости по различным сторонам спутника. График демонстрирует, какие части корпуса находятся под воздействием солнечного света, и в какие временные промежутки.

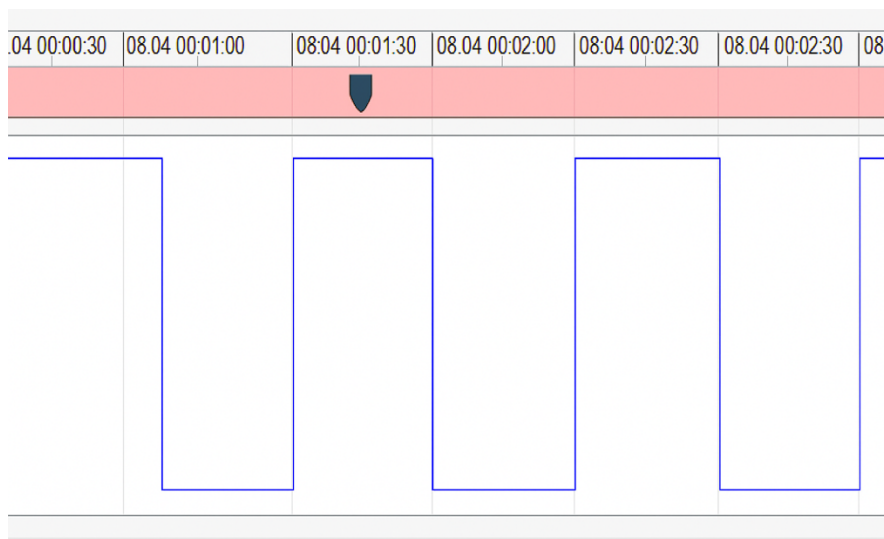


Рисунок 4.10 - График освещённости при движении по орбите

Особое внимание на графике следует обратить на центральные промежутки времени, где наблюдается отсутствие освещённости — это зоны орбитального затмения, когда спутник оказывается в тени Земли. Эти зоны подтверждаются расчётами геометрии тени и уравнением (формула 4.4).

Более того, график даёт важное представление о том, на какие солнечные панели в разные моменты времени попадает солнечное излучение. Это позволяет оценить энергетическую эффективность расположения солнечных элементов и построить прогноз по накоплению энергии в течение суток. Такие данные необходимы для сбалансированного планирования работы энергетических и научных модулей спутника.

Рисунок 4.11 иллюстрирует, как распределяется солнечное излучение между различными панелями корпуса спутника в определённые моменты времени [106]. Видно, что ориентация спутника существенно влияет на

равномерность распределения света. Это напрямую связано с системой ориентации и алгоритмами управления положением в пространстве.

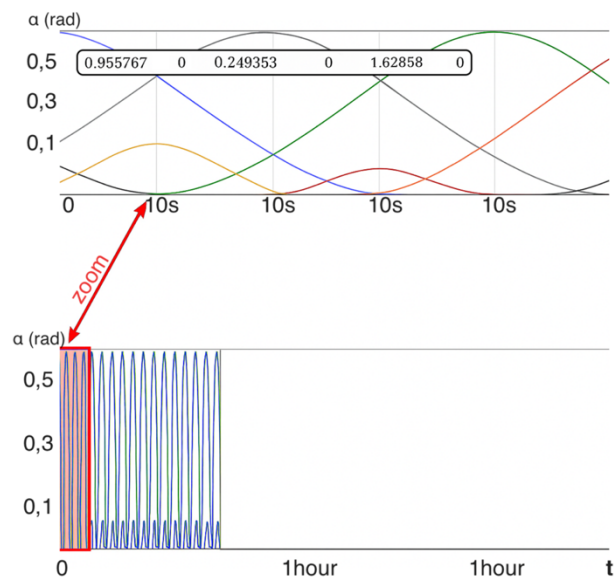


Рисунок 4.11 – Этот график показывает, на какие панели попадает солнечный свет в определенное время [106]

Далее, на рисунке 4.12 показан график положения и скорости НС в орбитальном пространстве [106]. Плавное синусоидальное поведение компонента скорости по координатам X, Y и Z указывает на стабильность орбитального движения. Эти данные подтверждают, что моделирование орбитальной динамики было выполнено корректно.

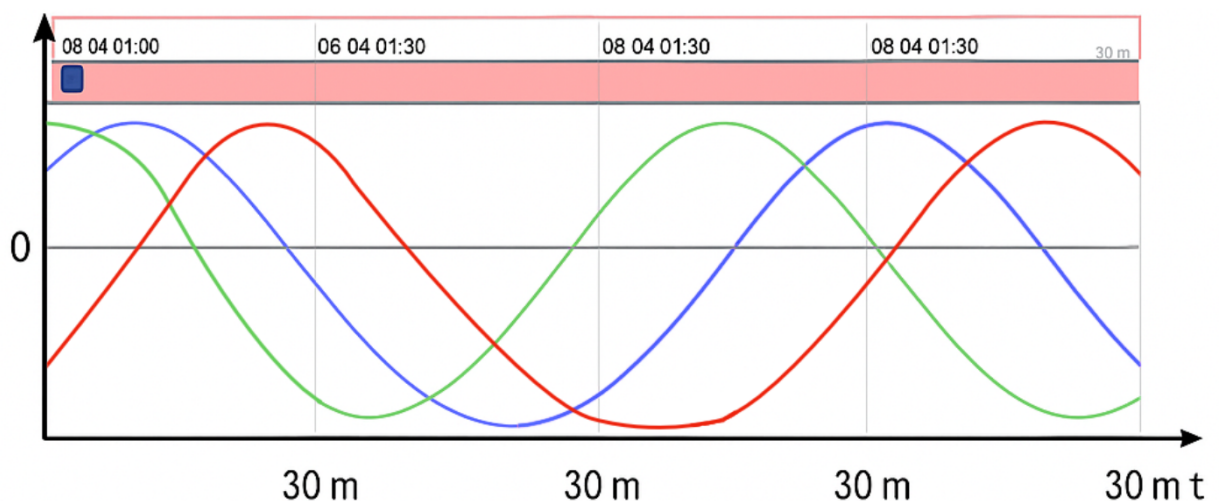


Рисунок 4.12 – График положения и скорости НС [106]

Рисунок 4.13 демонстрирует вращение спутника вокруг собственной оси [106]. Колебания амплитуд здесь представляют собой изменение углов

ориентации по времени. Такие графики позволяют визуально оценить стабильность ориентации и вращения, что особенно важно при калибровке сенсоров или съёмке с определённой стороны корпуса.

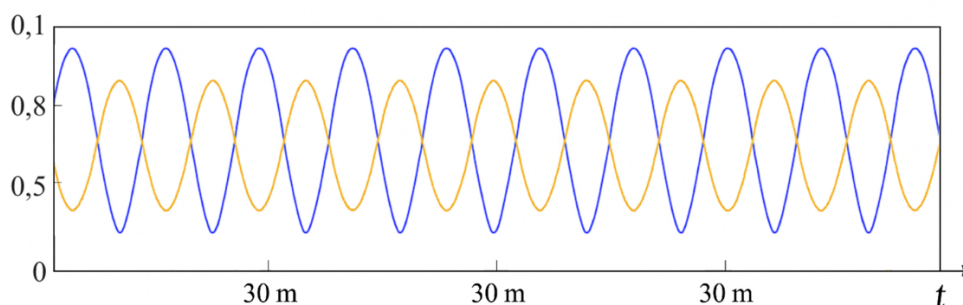


Рисунок 4.13 – График вращения НС вокруг собственного роста [106]

Следующей задачей было провести верификацию модели ориентации с помощью моделирования и анализа солнечных векторов. В VTS и MATLAB были созданы симуляции, в которых оценивался угол падения света на панели в каждый момент времени. Когда спутник находился в тени, все значения интенсивности света стремились к нулю, что полностью соответствует теории.

Данный подход подтвердил, что использование солнечных датчиков совместно с магнитометром позволяет реализовать надёжную и энергоэффективную ориентационную систему для наноспутников.

4.1.3 Моделирование магнитного индикатора

В этом подразделе рассмотрен процесс моделирования и калибровки трёхосевого магнитометра LSM303 на основе предложенного алгоритма. Основной целью было исследование влияния систематических ошибок на точность измерения магнитного поля и демонстрация, как калибровка позволяет устранить эти ошибки.

На первом этапе с помощью функции `rand` в MATLAB была сгенерирована матрица `true_magnetic_field`, содержащая 100 случайных трёхмерных векторов, значения которых варьируются от -50 до 50 мкТл. Это представляет идеализированное магнитное поле.

Далее в данные искусственно были внесены систематические ошибки: вектор смещения `Offse` и коэффициенты масштабирования `scaling`. На их основе сгенерирована матрица `measured_magnetic_field`, которая отражает типичные искажения, возникающие при некорректной установке сенсора или при внешнем электромагнитном шуме.

Во время калибровки были рассчитаны новые параметры: среднее значение (`Offset_calibrated`) и стандартное отклонение (`Scaling_calibrated`), полученные делением дисперсий измеренного и истинного полей. Эти

параметры применялись для коррекции измеренных данных и восстановления исходных значений.

На рисунке 4.14 представлены результаты калибровки [64]. В части (а) показано, как отклоняются измеренные данные (красные точки) от реальных значений (синие точки) до калибровки. На части (б) показано, как после применения алгоритма (зелёные точки) данные становятся ближе к истинным координатам – это говорит об успешной компенсации систематических ошибок.

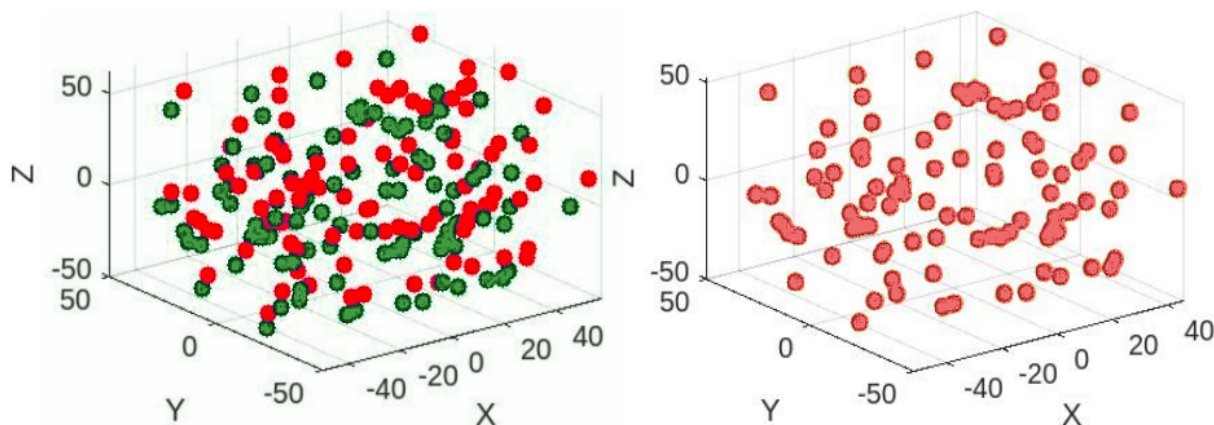


Рисунок 4.14 – Полученные данные и данные после калиброванные [64]

Рисунок 4.15 дополнительно показывает гистограммы отклонения (часть а) и масштабирования (часть б) по осям X, Y и Z [64]. Видно, что после калибровки параметры выравниваются и становятся более симметричными.

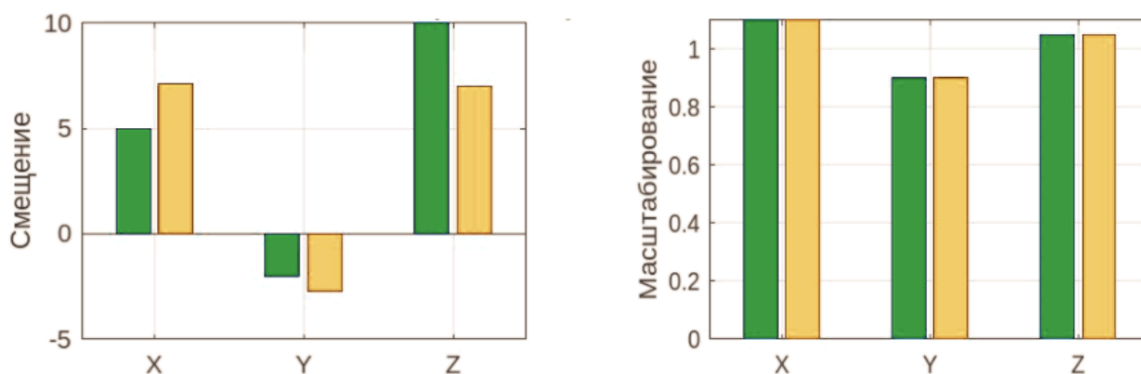


Рисунок 4.15 – Данные магнитометра по трем осям [64]

Проведённая калибровка магнитного сенсора позволила значительно повысить точность его измерений, что критически важно для системы ориентации наноспутника, особенно в тех миссиях, где отсутствуют гироскопы. Это подтверждает необходимость регулярной верификации

сенсорных данных при проектировании и тестировании малых космических аппаратов.

4.1.4 Моделирование пассивной системы ориентации

В данном разделе представлены результаты успешной симуляции ориентации наноспутника CubeSat XI-V с использованием предложенного ранее алгоритма. Для реализации моделирования были использованы данные о солнечном векторе и магнитном поле, полученные с помощью орбитального прогнатора SGP4.

Моделирование пассивной системы ориентации проводилось в среде MATLAB с использованием инструментария AEROSPACE TOOLBOX. Верификация предлагаемой математической модели осуществлялась на основе расчёта положения спутника CubeSat XI-V по TLE-данным на 9 сентября 2023 года в 11:17:21.171 по UTC времени. Параметры орбиты, использованные для расчетов, приведены в таблице ниже.

Таблица 4.2 – Орбитальные параметры CubeSat XI-V

Элемент	Обозначение	Значение в TLE	Числовое значение
Время эпохи	t_0	249.09876877	11:17:21.171 UTC, 9 сентября 2023 года
Наклонение орбиты	i	98.1641	98.1641
Долгота восходящего узла	α_{20}	20.6015	20.6015
Эксцентриситет	e	0.0016398	0.0016398
Аргумент перицентра	ω_0	173.3724	173.3724
Средняя аномалия	M_0	186.7699	186.7699
Средняя частота обращения	n	14.65965814952899	14.65965814952899 оборотов в сутки

На основании этих параметров была смоделирована орбита спутника в среде MATLAB. Смоделированная орбита показана на рисунке 4.16.

Create a satellite scenario object.

```
sc = satelliteScenario;
```

Add a satellite and ground station to the scenario. Additionally, add access between the satellite and the ground station

```
sat = satellite(sc,"OrbitSatellite.tle");  
gs = groundStat(on(sc);
```

Visualize the scenario at the start time defined in the TLE file by using the Satellite Scenario Viewer.

```
satelliteScenarioViewer(sc);
```

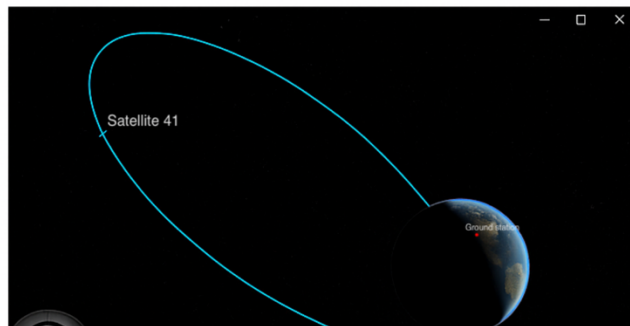


Рисунок 4.16 – Орбитальный путь CubeSat XI-V

После построения траектории движения CubeSat XI-V была проведена проверка работоспособности предложенного алгоритма ориентации. Для этого использовались данные о солнечном векторе и магнитном поле на определённый момент времени, извлечённые через прогатор SDP4:

- вектор солнечного излучения: $[0.9322, 0.2627, -0.2490]$;
- вектор магнитного поля: $[23064.6 \text{ нТл}, 2641.9 \text{ нТл}, 10283 \text{ нТл}]$.

Эти данные были введены в модель в виде векторов S_j и B_j соответственно. На основе введённой информации система рассчитала кватернион ориентации, который имеет следующий вид $q = [-0.4354, 0.1837, -0.7103, 0.5217]$.

Данный результат подтверждает корректность функционирования предложенного алгоритма. Он демонстрирует, что модель успешно обрабатывает входные данные и способна точно определить ориентацию спутника в пространстве. Моделирование показано на рисунке 4.17.

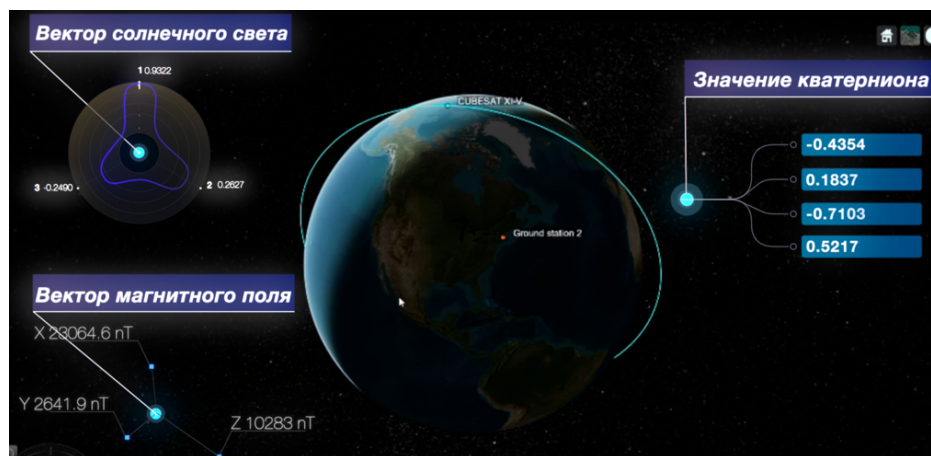


Рисунок 4.17 – Моделирование системы ориентации

На иллюстрации показан визуализированный результат – траектория спутника, направление векторов магнитного поля и солнечного излучения, а также рассчитанные значения кватерниона. Это доказывает, что методика, основанная на пассивной ориентации с использованием магнитных и солнечных датчиков, является жизнеспособной и применимой для малых космических аппаратов.

Предложенная модель и подход позволяют достоверно определять ориентацию спутника относительно магнитного поля Земли и положения Солнца. Это, в свою очередь, открывает широкие возможности для реализации недорогих и энергоэффективных систем ориентации в задачах управления положением наноспутников в космосе .

4.2 Моделирование корпуса наноспутника для установки солнечных датчиков

В данной подглаве рассматривается важность устойчивости конструкционных материалов и компонентов оборудования, применяемых в космических аппаратах, к внешним условиям космической среды. Особое внимание уделяется требованиям к корпусу наноспутника (НС), таким как устойчивость к вибрациям, ударам, коррозии, износу, а также к резким температурным колебаниям, включая устойчивость к образованию трещин.

4.2.1 Статический прочностной расчет корпуса НС

При проектировании корпусов наноспутников предъявляются дополнительные требования к конструкционным материалам, среди которых:

- высокая виброустойчивость и ударопрочность;
- устойчивость к коррозии и абразивному износу;

– стойкость к растрескиванию при резких температурных перепадах.

Как показано в [94], более половины отказов космических аппаратов связаны с воздействием агрессивной космической среды. Следовательно, выбор прочных и стабильных конструкционных материалов для корпуса спутника имеет решающее значение.

Согласно [95], одним из ключевых критериев выбора материалов является предел прочности при растяжении. На рисунке 4.18 представлены типовые кривые напряжение–деформация для четырех различных алюминиевых сплавов, а также сравнительные данные по титановой стали, высокопрочной стали и углеродистой стали.

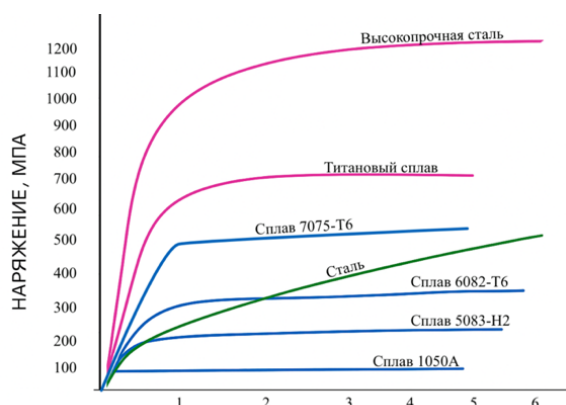


Рисунок 4.18 – Сравнительные кривые напряжений деформированных состояний алюминиевых сплавов и других материалов [96].

Рассматривая прочность относительно плотности материала (удельную прочность), можно получить иное представление о его эффективности. На рисунке 4.19 показано, что алюминиевый сплав 7075-T6 обладает наилучшим соотношением прочности к массе, что делает его предпочтительным выбором для космических конструкций.

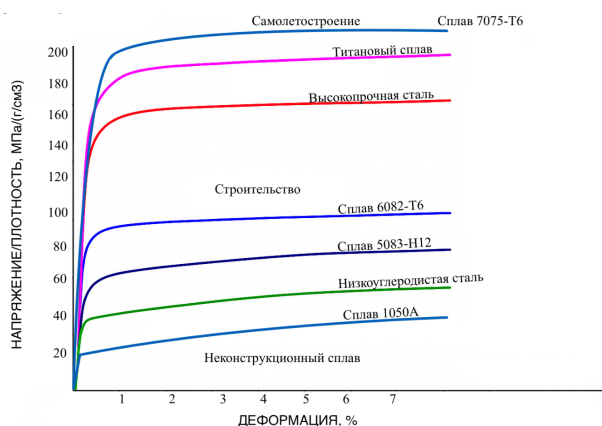


Рисунок 4.19 – Удельная прочность алюминиевых сплавов и других материалов [97].

Для оценки статической прочности, используемой при растяжении, важны предел прочности ($\sigma_{0.2}$) и твердость по Бринеллю (НВ), особенно в авиационно-космической технике, где масса материала критична [98].

Численное моделирование корпуса. В качестве объекта анализа рассматривается модель корпуса НС, изготовленного из алюминиевого сплава толщиной 2 мм и размерами 100×100×100 мм, с массой 300 г показанного на рисунке 4.20.

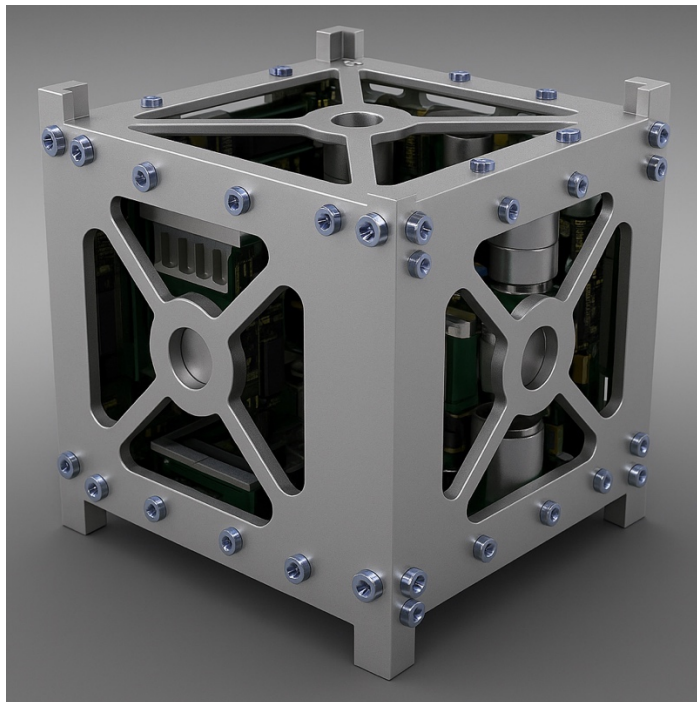


Рисунок 4.20 – Первый прототип наноспутника

Процесс численного моделирования включает два этапа упрощения:

Первый этап – удаление элементов, не влияющих на прочность:

- крепеж;
- мелкие электронные компоненты;
- электрические соединения;

Второй этап – устранение геометрических несоответствий:

- ошибки в исходной 3D-модели;
- неточные стыковки электронных компонентов с платой;
- несовпадения отверстий и интерфейсных разъемов.

Для оценки действующей на корпус силы была использована гравитационная формула (4.5) [99]

$$F = G \frac{m_1 m_2}{(H+R)^2} \quad (4.5)$$

$$F = 6,67 \cdot 10^{-11} \frac{0,3 \cdot 5,97 \cdot 10^{21}}{(6310+160)^2} = 3 \text{ кН}$$

Моделирование в SolidWorks. Далее был произведён прочностной анализ в среде SolidWorks на рисунках 4.21, 4.22. 4.23, параметры которого представлены в таблице ниже.

Таблица 4.3 – Параметры для расчетов в SolidWorks

Нагрузка на корпус	Параметры корпуса
Мощность 1 = 3 кН	Объекты: 31 грань
	Привязка: Край <1>
	Тип: Для приложения силы
	Значение: 3000 Н

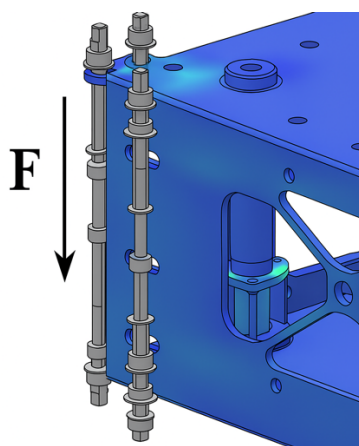


Рисунок 4.21 – Модель корпуса в SolidWorks [107]

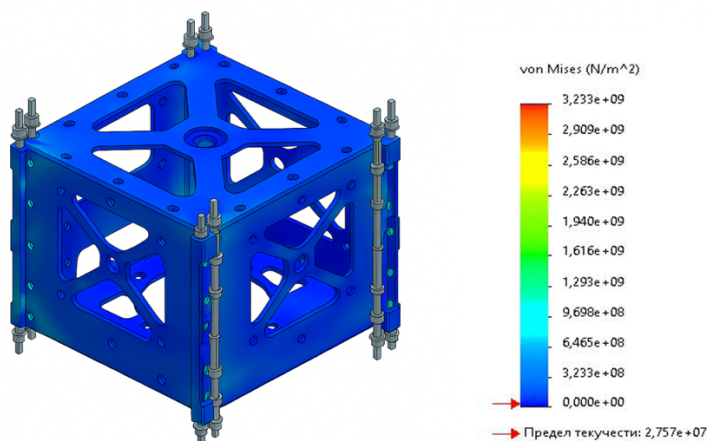


Рисунок 4.22 – Статический расчет нагрузки [107]

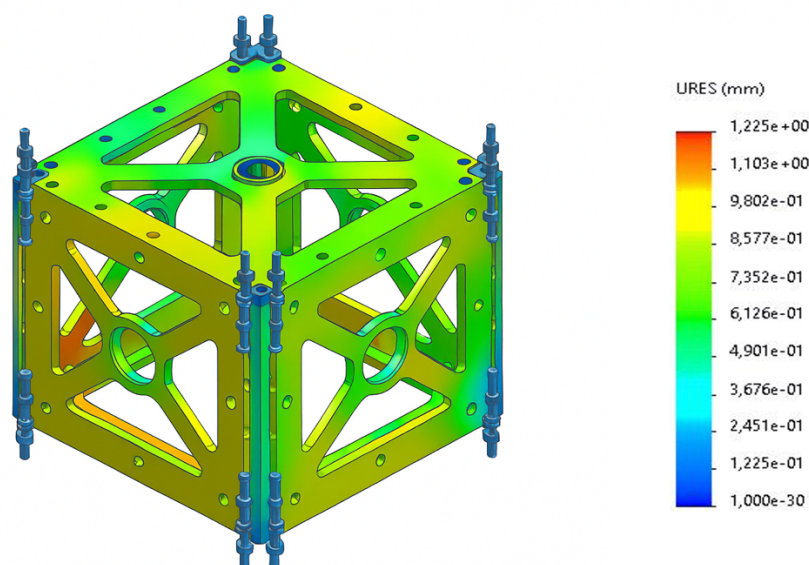


Рисунок 4.23 – Расчет перемещений [107]

В ходе анализа прочностных характеристик различных алюминиевых сплавов в SolidWorks, а также построения 3D-модели НС, было установлено, что при статической нагрузке максимальное перемещение (прогиб) каркаса составляет 1,225 мм. Эти данные подтверждают пригодность выбранного материала и конструкции корпуса для эксплуатации в условиях космоса.

4.2.2 Моделирование теплового режима наноспутника

В данной подглаве рассматривается воздействие различных космических факторов на материалы и элементы оборудования космических аппаратов. К таким факторам относятся потоки высокоэнергетических частиц, электромагнитное солнечное излучение, метеороидная пыль, а также другие агенты космической среды. Во время полета космический аппарат подвергается множеству внешних воздействий, включая электроны и ионы высокой энергии, плазму, солнечное излучение, микрометеориты и искусственные частицы. В результате этих воздействий в материалах и элементах аппаратуры возникают различные физико-химические процессы, что может привести к ухудшению их рабочих характеристик.

В зависимости от характера процессов, вызванных воздействием космической среды, изменения в свойствах материалов и компонентов могут происходить на различных временных масштабах, быть обратимыми или необратимыми, и представлять собой разную степень угрозы для

функционирования бортовых систем. Основная задача системы терморегуляции спутника заключается в поддержании температуры всех модулей и компонентов в заданном диапазоне на протяжении всей миссии. В целях оптимизации бюджета проекта тепловой баланс спутника необходимо обеспечивать преимущественно пассивными методами, включая термоизоляционные покрытия, тепловые трубки и солнцезащитные экраны [100].

Как показано в ряде исследований, базовый пассивный контроль температуры с использованием термолент и покрытий оказывается достаточным для большинства компонентов наноспутника [100, с.87]. В крайних ситуациях для поддержания температуры батарей могут использоваться активные нагреватели. В качестве успешного примера реализации можно отметить мультизадачную платформу MBD, разработанную в Лаборатории прикладной физики Университета Джонса Хопкинса (JHU/APL), включая результаты тепловых испытаний [101]. Также Булут и Созбир предложили тепловую модель для наноспутников, подчеркивающую значение изоляции поверхностей [101].

Предполагается, что около 80% поверхности корпуса CubeSat покрыто солнечными панелями, а остальная часть – теплоизолирующим материалом. Среди тепловых источников на низкой околоземной орбите учитываются солнечное излучение, отраженное альбедо от Земли и собственное тепловое излучение планеты. При моделировании необходимо также учитывать орбитальные колебания солнечной активности. Одной из сложных задач является поддержание необходимой температуры аккумуляторов, так как их рабочий диапазон существенно уже по сравнению с другими электронными компонентами. Внешняя структура спутника, подвергающаяся наиболее экстремальным температурам, требует повышенного внимания. Оптические элементы и лазеры нуждаются в стабильной теплоизоляции и контроле температуры. В таблице 4.4 представлены диапазоны рабочих и предельных температур модулей наноспутника.

Таблица 4.4 – Диапазоны рабочих и предельных температур модулей наноспутника

Модуль	Рабочая температура, °C	Предельная температура, °C
	Min	Max
Корпус	-45	150
Питание	0	50
Магнитометр	-35	75
IMU + GPS	-40	80
Камера	0	60
ОBC	-25	60
Антенна	30	70

В соответствии со стандартом сборки наноспутников [101, с.88], конструкция NS выполнена в виде куба, сформированного из четырех рам, шести ребер и пяти солнечных панелей. Несущие элементы, представленные стенками, изготовлены из алюминиевого сплава D16. Электроника NS представляет собой набор плат, жестко зафиксированных с помощью структурных стоек в форм-факторе «книжного шкафа».

Для теплового анализа используется графоаналитический метод [102], задача которого заключается в определении температуры компонентов и локального перегрева. Перегрев в любой точке структуры спутника обусловлен наложением собственных и индуцированных тепловых полей от различных тепловыделяющих элементов, таких как кристаллы полупроводников или резисторы. Функциональный тепловой модуль представляется как параллельное соединение тепловых сопротивлений компонентов и межслойных связей на печатной плате. Таким образом, расчет тепловых режимов сводится к оценке перегрева в конкретной функциональной ячейке.

Исходные данные для моделирования включают:

- высота орбиты $H = 160$ км;
- низкая околоземная орбита;
- воздействие различных тепловых нагрузок на спутник в процессе полета;
- рассматриваются два граничных состояния теплового режима:
- наноспутник находится в теневом сегменте орбиты;
- наноспутник освещен Солнцем.

Сценарии движения спутника в этих условиях иллюстрированы на рисунке 4.24 [96].

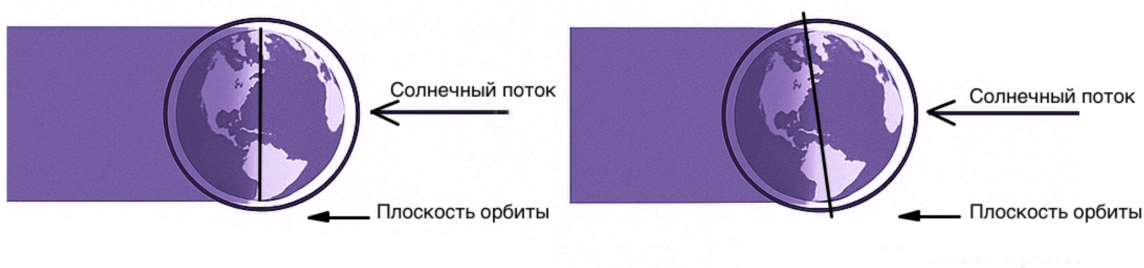


Рисунок 4.24 – Схема орбитального полета наноспутника в условиях освещения и тени [96]

Тепловые расчеты выполнены для 3D-модели наноспутника, в том числе на нескольких орбитальных участках. Моделирование проводилось в среде Simulation SolidWorks. При этом модель NS создается автоматически, а тепловые нагрузки накладываются последовательно на все поверхности и

компоненты. Результаты расчетов в теневой области орбиты представлены на рисунке 4.25, а в условиях солнечного освещения – на рисунке 4.26.

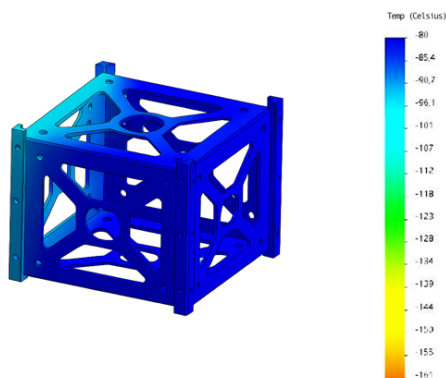


Рисунок 4.25 – Результаты расчета теплового режима в теневом сегменте орбиты [107]

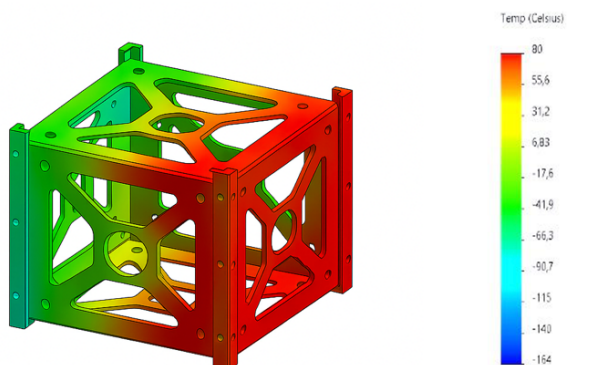


Рисунок 4.26 – Результаты расчета теплового режима вне теневое сегмента орбиты [107]

На основе проведенного анализа был определен оптимальный тепловой режим работы наноспутника на различных участках орбиты. Алюминиевый сплав показал отличную пригодность в качестве материала для конструкции рам корпуса, выдерживая температурные нагрузки от -80°C до $+80^{\circ}\text{C}$. Дополнительно проведена оценка прочностных характеристик элементов конструкции из композитных материалов. Определены коэффициенты запаса прочности и максимальные деформации конструктивных узлов. Установлено, что как механические, так и тепловые параметры спутника удовлетворяют требованиям миссии. В среде SolidWorks была создана прочностная модель несущей структуры спутника, по которой проведен анализ напряженно-деформированного состояния конструкции [96],[100-102],[107].

5 Экспериментальный макет системы ориентации

В данной главе представлены результаты экспериментального исследования системы пассивной ориентации наноспутника в различных условиях освещённости и вращения. Также подробно описан процесс загрузки данных на кристалл Cyclone X с использованием контроллера Vidor 4000.

В завершении главы проводится сравнительный анализ теоретических данных и полученных экспериментальных результатов с расчётом средней ошибки компонент кватерниона. Исследование направлено на оценку точности, устойчивости и эффективности предложенных алгоритмов ориентации и сопоставление с существующими решениями.

В рамках эксперимента проведён анализ точности определения ориентации наноспутника как при наличии солнечного освещения, так и в его отсутствие.

5.1 Подготовка и проведение экспериментов

Раздел посвящён экспериментальному исследованию системы ориентации наноспутника при различных режимах вращения. Также даётся описание процесса загрузки данных на ПЛИС Cyclone X через контроллер Vidor 4000.

В завершение раздела представлены результаты лабораторной верификации работы пассивной системы ориентации наноспутника. Полученные данные имеют прикладное значение для усовершенствования систем ориентации малых КА.

5.1.1 Экспериментальное исследование солнечных панелей

Солнечные панели рассматриваются как ключевые компоненты энергообеспечения космического аппарата. Подробно анализируется принцип фотоэлектрического преобразования солнечного излучения в электрическую энергию с акцентом на поликристаллические кремниевые фотоэлементы.

Фотоэлектрические модули на основе поликристаллического кремния имеют квадратную форму и покрытие против отражения. Их параметры приведены в таблице 5.1.

Таблица 5.1 – Характеристики поликристаллической кремниевой солнечной панели

Наименование	Показатель
Материал	Поликристаллический кремний
Размер	60×60 мм

Продолжение таблицы 5.1

Напряжение	5.5 В
Ток	80 мА

Для моделирования солнечного излучения применён галогенный прожектор фирмы Valex. Его технические параметры представлены в следующей таблице 5.2:

Таблица 5.2 – Основные характеристики галогенного прожектора Valex

Наименование	Показатель
Мощность лампы	300 Вт
Цветовая температура	2900 К
Напряжение питания	230 В
Тип излучения	Лампа накаливания
Индекс цветопередачи (CRI)	100

Перед началом тестирования была снята вольт-амперная характеристика (ВАХ) солнечной панели. Диаграмма на рисунке 5.1 отражает зависимость тока от напряжения, подаваемого на нагрузку.

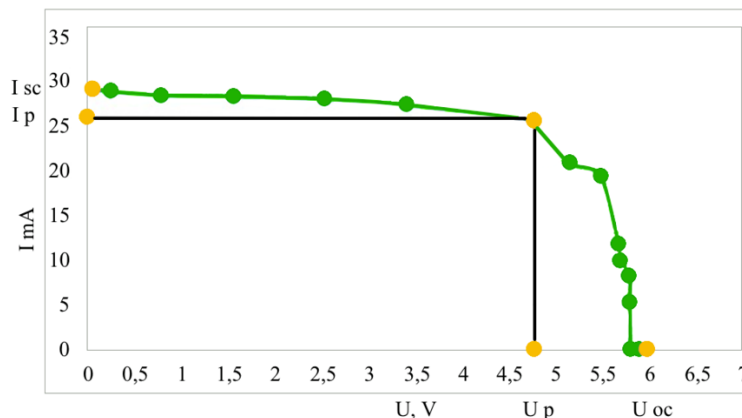


Рисунок 5.1 – ВАХ солнечной панели

График показывает, что мощность фотоэлемента зависит от точки рабочей нагрузки. При напряжении U_p и токе I_p достигается максимальная рабочая мощность. При значениях I_{sc} и U_{oc} мощность падает до нуля.

Также учитывается температурная зависимость: при повышении температуры на 1 °С напряжение холостого хода уменьшается на 0,4 %, а ток короткого замыкания увеличивается на 0,07 % [103].

Первый эксперимент. Процесс проведения эксперимента показан на рисунке 5.2.

Параметры:

- расстояние между источником света и панелью – 34 см;
- температура – 20 °С;
- угол поворота панели – с шагом 5°;
- нагрузка – резистор 27,2 Ом.

Результаты в виде графика показаны на рисунке 5.3.

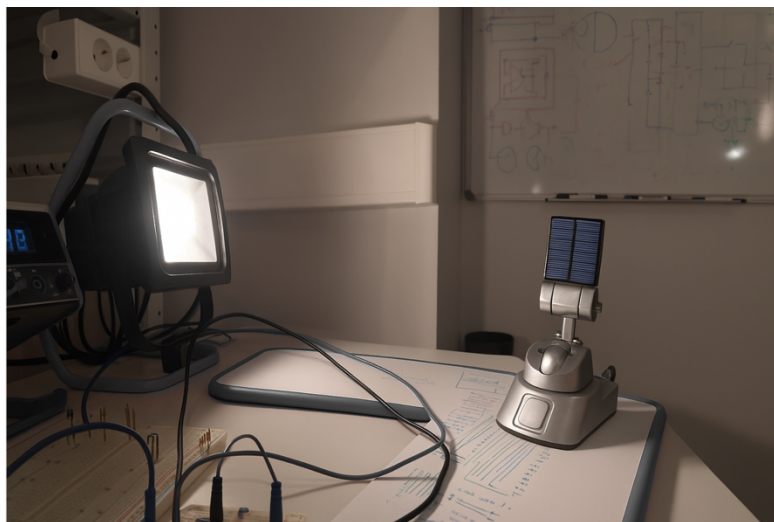


Рисунок 5.2 – Процесс проведения эксперимента

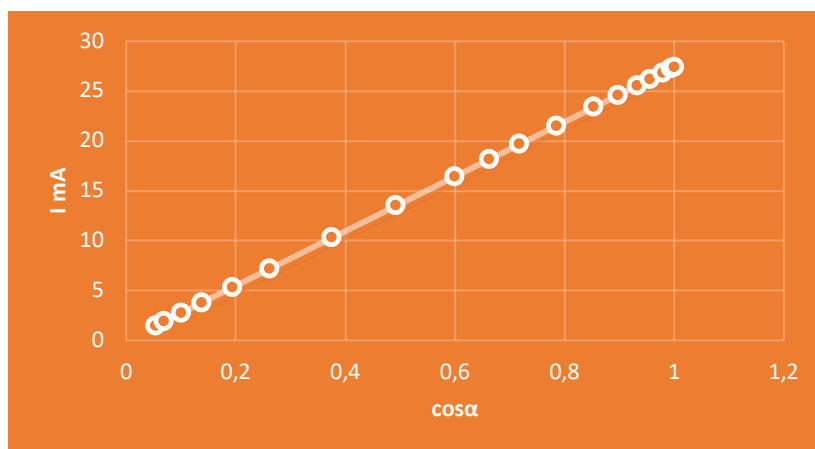


Рисунок 5.3 – График для определения угла падения света (первый эксперимент)

Второй эксперимент

Параметры:

- расстояние – 20 см;
- температура – 24 °С;
- поворот – шаг 5°;
- нагрузка – тот же резистор 27,2 Ом.

Результаты в виде графика на рисунке 5.4.



Рисунок 5.4 – График для определения угла падения света (второй эксперимент)

Обе серии данных соответствуют теоретической модели (теоретическая зависимость мощности от угла падения), описанной уравнением (5.1)

$$P = P_0 \cos \alpha \quad (5.1)$$

5.1.2 Реализация опытного макета

В данном разделе представлена архитектура системы ориентации, включающая:

- солнечные панели;
- магнитометр;
- SD-карту;
- микроконтроллер Atmega2560.

Для подключения компонентов была разработана электрическая схема, изображённая на рисунке 5.5.

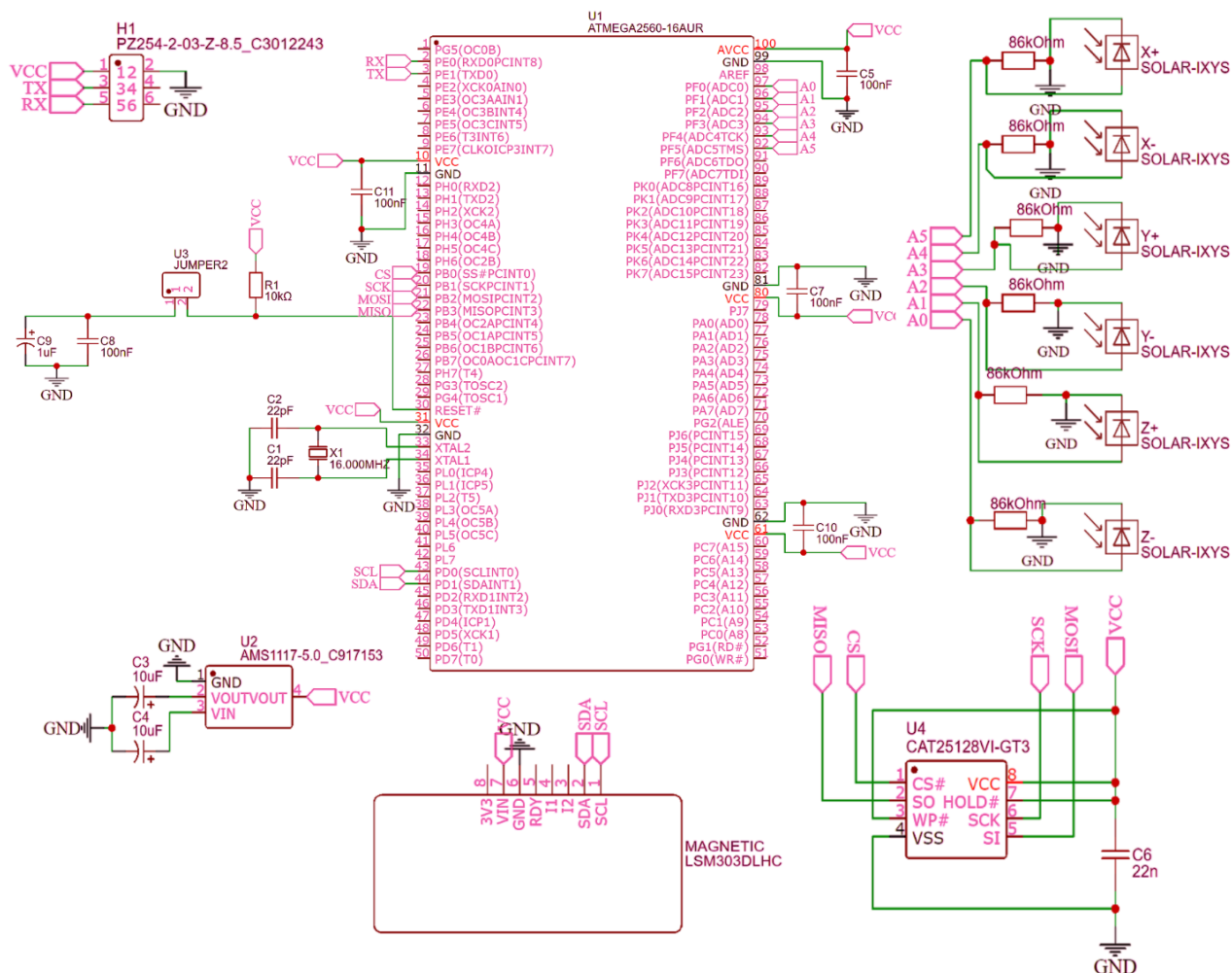


Рисунок 5.5 – Электрическая схема системы ориентации

Подключение:

- кварцевый резонатор на 16 МГц для микроконтроллера;
- 86 кОм резисторы для токового ограничения от солнечных панелей (A0–A5);
- интерфейс I2C для магнитометра;
- интерфейс SPI для записи на SD-карту;
- стабилизатор AMS1117 (12 В → 5 В).

Также может использоваться резервный источник питания (например, аккумулятор).

Электронная схема проектировалась в среде EasyEDA, а печатная плата изготовлена на станке с ЧПУ (VMC650, Китай). Визуализация платы представлена на рисунках 5.6 и 5.7.

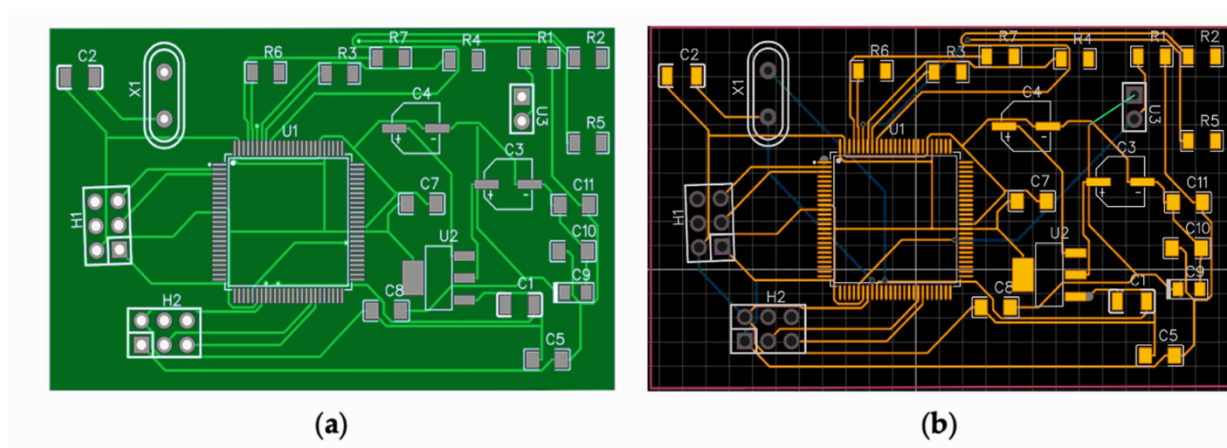


Рисунок 5.6 – Разводка элементов двухсторонней платы (а – лицевая сторона, б – обратная)

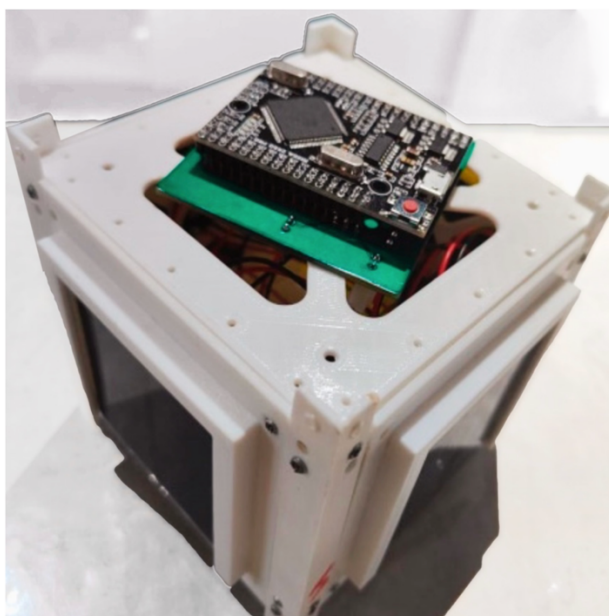


Рисунок 5.7 – Изготовленная плата на станке с ЧПУ

5.1.3 Загрузка программы в ПЛИС-контроллер

В этом разделе подробно рассматривается процесс загрузки программы на кристалл Cyclone X, встроенный в контроллер Vidor 4000. Основной алгоритм реализуется на встроенном процессоре Nios II, а вспомогательная логика организована с использованием микроконтроллера SAMD21, который отвечает за сбор данных по интерфейсам ADC и I²C. Полученные данные передаются на ПЛИС по 8-битной параллельной шине.

Такой метод широко применяется в цифровой электронике – от управления периферийными модулями до обработки потоков данных в реальном времени. Использование параллельной шины позволяет достичь

высокой скорости передачи данных и минимальной задержки между поступлением информации и её логической обработкой на стороне ПЛИС.

Аппаратная конфигурация Nios II. На первом этапе была произведена низкоуровневая настройка встроенного процессора Nios II. Конфигурация выполнялась в графической среде Qsys, которая является частью пакета Intel Quartus Prime. В ней был создан проект, включающий:

- блок параллельного ввода/вывода (PIO);
- интерфейс памяти;
- и ядро процессора Nios II.

Все эти компоненты были связаны между собой, после чего была сгенерирована VHDL-обвязка – описание аппаратной логики системы. На рисунке 5.8 показан интерфейс.

System: unsaved Path: clk_0						
Name	Description	Export	Clock	Reset	TPS	
clk_0	Clock Source	clk	clk			
clk_in	Clock Input	clk opted				
clk_in_reset	Reset Input		clk_0			
rst	Reset Controller		double-clk			
rst_n	Clock Input		clk_p	clk_0		
nios2_gen2_0	Nios II Processor	Double-clk	double-clk			
data_master	Avalon Memory Mapped Master	Double-clk	double-clk			
instruction_m	Avalon Memory Mapped Master	Double-clk	double-clk			
onchip_memc	Avalon Memory Mapped Master	Double-clk	double-clk	clk_jck		
onchip_memc	Avalon Memory Mapped Slave		double-clk			
onchip_memc	Avalon Memory Mapped Slave	Double-clk	clk			
onchip_memc	Avalon Memory 2.0	Double-clk	double-clk	clk_k		
pront1*	Avalon Memory Mapped Slave					
Rest	Start Address 0x00040000		Double-clk	[clk]	0x4fff	0x1fff
reset1	Reset Input	Double-clk	double-clk			
reset2	Reset Input	Double-clk	double-clk			
rst_in	Reset Input		double-clk	[clk]	0x0000	0xffff
clk_in	Clock Input		double-clk			
reset1	Reset Input		double-clk			
clk_in	Clock Input	Double-clk	clk	[clk]	0x0520	0xffff
external connection	External Connection	Double-clk	double-clk			

Рисунок 5.8 – Разработка аппаратной платформы в среде QSYS

Программирование процессора. На втором этапе была разработана управляющая программа, выполняемая непосредственно на Nios II. Программа получает данные от микроконтроллера SAMD21, далее передаёт их по 8-битной параллельной шине в кристалл Cyclone X.

Фрагмент кода, представленный на рисунке 5.9, демонстрирует, как данные из SAMD21 считываются, обрабатываются и направляются в нужные регистры ПЛИС. Особое внимание уделено синхронизации сигналов записи, что критично для корректной передачи данных при высокой скорости.

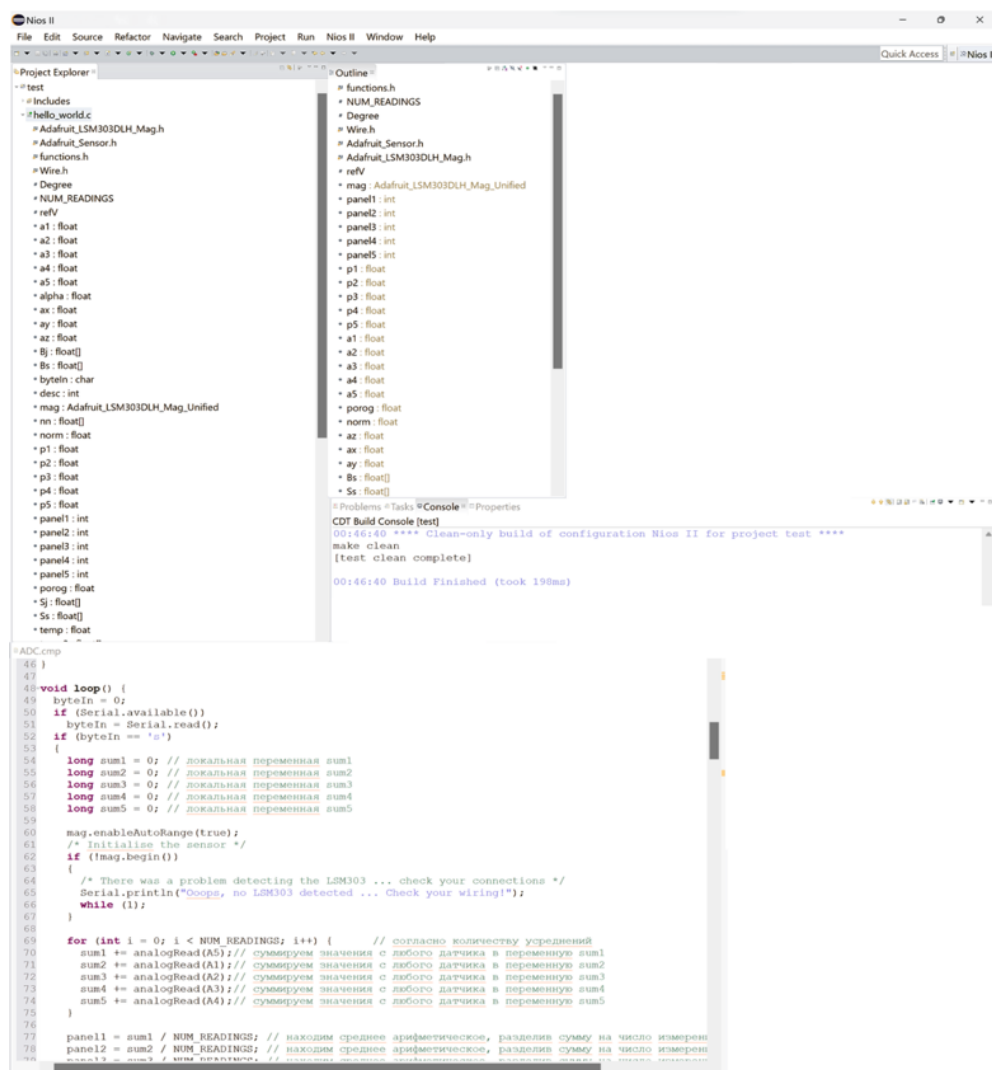


Рисунок 5.9 – Программирование процессора Nios II для управления передачей данных

В этой части проекта показан полный цикл программирования аппаратной платформы Vidor 4000 с использованием встроенного процессора Nios II и микроконтроллера SAMD21. Архитектура на базе параллельной передачи данных продемонстрировала свою надёжность и пригодность для применения в системах ориентации наноспутников и других встраиваемых космических платформах.

5.1.4 Проведение эксперимента по исследованию системы ориентации

В данном разделе представлены результаты лабораторного исследования разработанной пассивной системы ориентации наноспутника CubeSat, проведённого в условиях университета. Целью эксперимента являлась проверка работоспособности сенсоров ориентации и алгоритма

определения вектора направления на Солнце, а также сопоставление этих данных с измерениями магнитометра.

Эксперименты проводились в ТОО «НИИ «ПРИКЛАДНЫХ НАУК И ТЕХНОЛОГИЙ»» и ТОО «SAN Assessment».

Для проведения эксперимента использовалась лабораторная установка, состоящая из источника света, имитирующего солнечное излучение, и подвесной конструкции с глобусом, к которому крепился макет CubeSat. Конфигурация испытательного стенда представлена на рисунке 5.10.

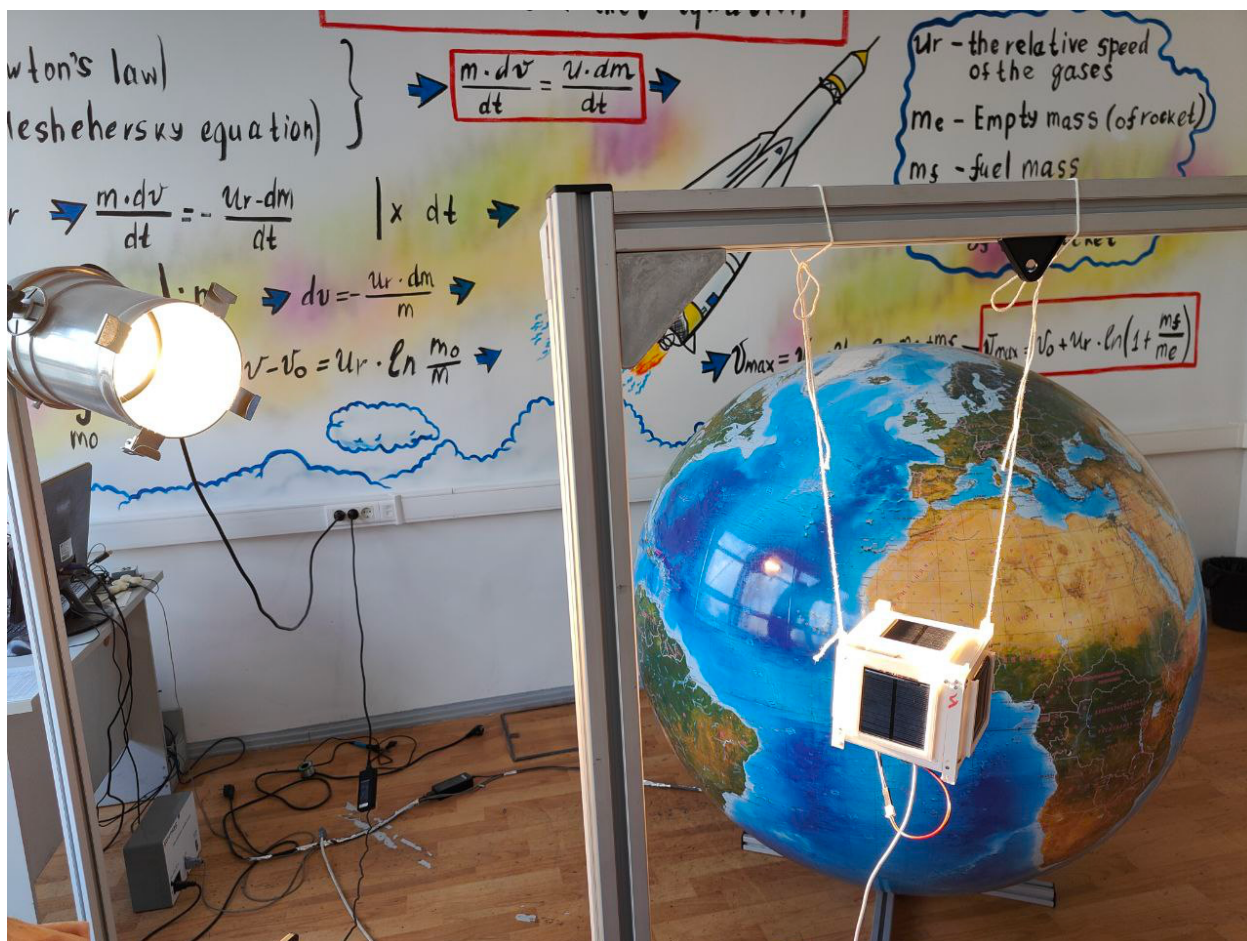


Рисунок 5.10 – Экспериментальная установка для исследования спутников CubeSat

Перед началом измерений была проведена калибровка измерительного оборудования. С помощью онлайн-калькулятора были получены данные о положении Земли в гелиоцентрической системе координат на 24 апреля 2023 года [108], а также рассчитано магнитное поле в геоцентрической системе координат для конкретной геолокации лаборатории [109].

Эксперимент проводился в два этапа.

Первый этап – исследование на основе солнечных датчиков. CubeSat был установлен на трёхосевом подвесе на расстоянии 32 см от источника света. Цель этапа – определить вектор "спутник – Солнце" и сопоставить его с

В первом случае ориентации как на рисунке 5.16, солнечные лучи попадали на две панели CubeSat – +x и +y, что позволило установить соответствие между направлениями панелей и реальной ориентацией спутника.

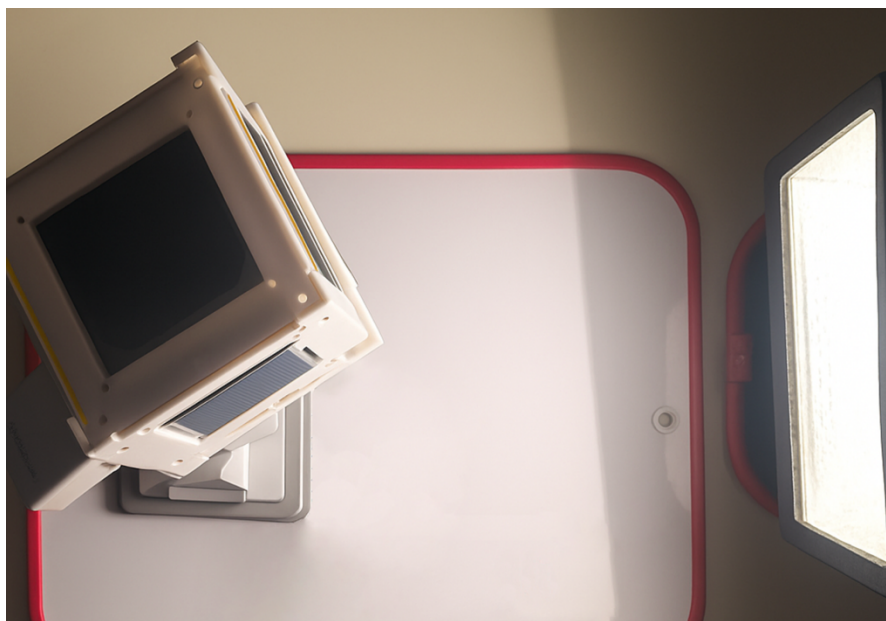


Рисунок 5.16 – Эксперимент 1: Освещение двух граней спутника

В следующем опыте была протестирована ситуация, при которой солнечные лучи освещают три панели одновременно как на рисунке 5.17. CubeSat был размещён так, чтобы освещение приходилось на три соседние панели, имитируя наклонный угол освещения. Магнитометр при этом ориентировался вдоль локального магнитного поля.

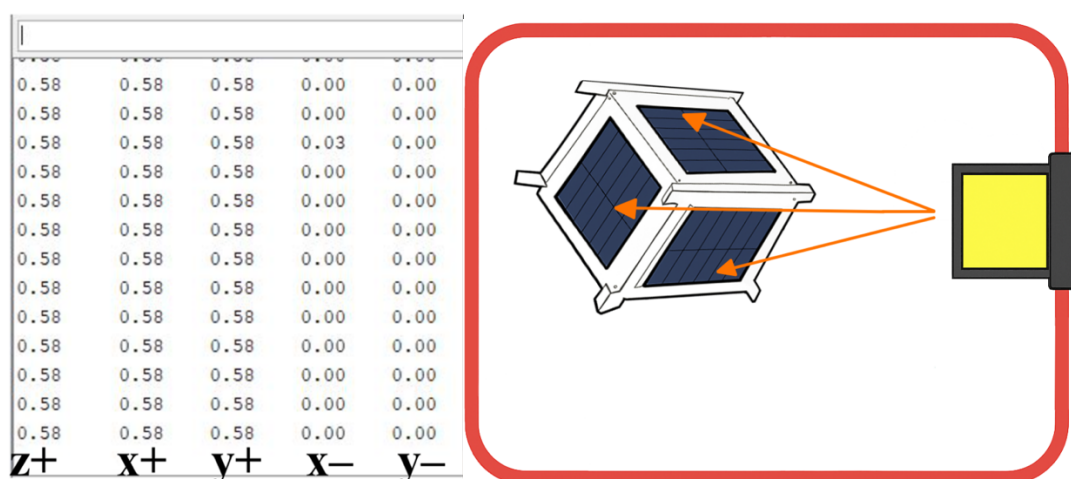


Рисунок 5.17 – Эксперимент 2: Освещение трёх сторон спутника

В результате обоих экспериментов были получены точные данные о направлении спутника и уровне освещённости его панелей. Результаты подтвердили работоспособность и точность предлагаемой системы ориентации CubeSat. Было установлено, что при заданной конфигурации спутник сохраняет устойчивую ориентацию, а солнечные лучи равномерно распределяются по освещаемым панелям.

5.2 Анализ полученных данных

В данной подглаве проводится подробный анализ экспериментальных данных, полученных в ходе предыдущих опытов. Особое внимание уделяется сравнению теоретических и экспериментальных значений кватернионных компонентов, а также вычислению среднеквадратичной и абсолютной ошибок.

В первой серии экспериментов CubeSat вращался вдоль оси Z. Были зафиксированы значения кватернионов при различных углах поворота, как приведено в таблице 5.3.

Таблица 5.3 – Данные ориентации спутника по двум панелям

Угол поворота	Кватернион (Эксперимент)	Теоретический кватернион	Угол поворота	Кватернион (Эксперимент)	Теоретический кватернион
0	0.95, -0.17, -0.07, -0.01	1, 0, 0, 0	200	-0.22, -0.28, -0.09, 0.98	-0.17, 0.0, 0.0, 0.98
20	0.94, -0.35, 0.01, -0.07	0.98, 0.0, 0.0, 0.17	220	-0.29, -0.23, -0.07, 1.00	-0.34, 0.0, 0.0, 0.93
40	0.92, -0.39, 0.02, -0.35	0.93, 0.0, 0.0, 0.34	240	-0.50, -0.25, -0.11, 0.89	-0.49, 0.0, 0.0, 0.86
60	0.89, -0.42, 0.02, -0.54	0.86, 0.0, 0.0, 0.49	260	-0.65, -0.25, -0.12, 0.79	-0.64, 0.0, 0.0, 0.76
80	0.76, -0.24, 0.01, 0.77	0.76, 0.0, 0.0, 0.64	280	-0.74, -0.26, -0.13, 0.68	-0.76, 0.0, 0.0, 0.64
100	-0.50, -0.18, -0.08, 0.97	0.64, 0.0, 0.0, 0.76	300	-0.84, -0.26, -0.14, 0.58	-0.86, 0.0, 0.0, 0.50
120	0.31, -0.20, -0.09, 0.88	0.50, 0.0, 0.0, 0.86	320	-0.91, -0.26, -0.13, 0.44	-0.93, 0.0, 0.0, 0.34
140	0.35, -0.22, 0.08, 0.95	0.34, 0.0, 0.0, 0.93	340	-0.96, -0.26, -0.14, 0.24	-0.98, 0.0, 0.0, 0.17
160	0.22, -0.26, -0.07, 0.99	0.17, 0.0, 0.0, 0.98	360	-0.98, -0.20, -0.09, 0.11	-0.99, 0.0, 0.0, 0.0
180	0.02, -0.27, -0.08, 0.99	0.0, 0.0, 0.0, 0.99	—	—	—

Графическое представление сравнения кватернионных компонент представлено на рисунке 5.18. Компоненты X, Y, Z и скалярная часть w отражают расхождение между теоретической моделью и измеренными экспериментальными значениями.

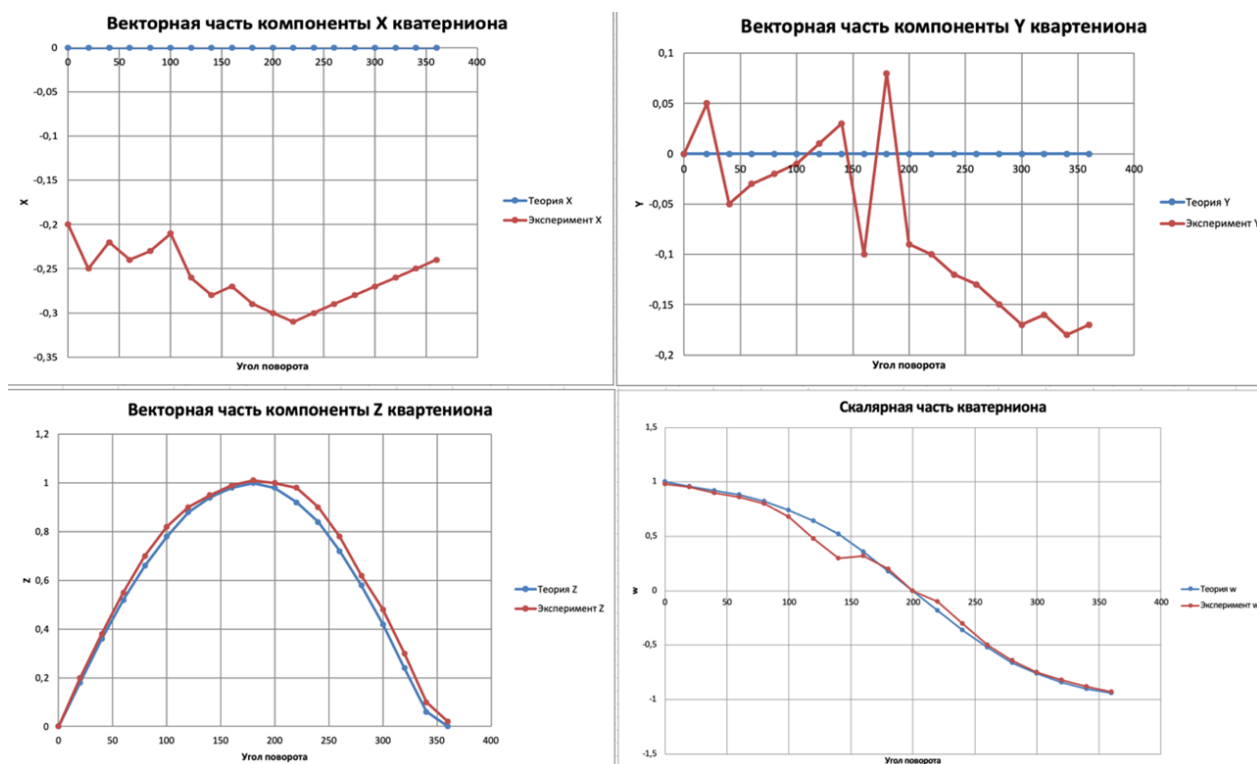


Рисунок 5.18 – Графики компонент кватерниона в сравнении с теорией

Для расчета средней абсолютной ошибки использовалась формула (5.5)

$$\text{Средняя ошибка} = (|q1 - p1| + |q2 - p2| + |q3 - p3| + |q4 - p4|)/4 \quad (5.5)$$

где $q1, q2, q3, q4$ – теоретические компоненты кватерниона;
 $p1, p2, p3, p4$ – экспериментальные значения.

Анализ результатов первого эксперимента показал, что средняя ошибка не превышает 1,2%, что подтверждает приемлемое соответствие между экспериментальными данными и теоретической моделью. График средней ошибки между данными показан на рисунке 5.19.



Рисунок 5.19 – Ошибка системы ориентации

Во втором эксперименте, цель которого заключалась в одновременном освещении трёх граней CubeSat, также были получены значения кватернионов, приведённые в таблице 5.4.

Таблица 5.4 – Информация о системе ориентации наноспутника

Грани CubeSat	Кватернион
+z, +x, +y	-0.33, -0.35, -0.12, -0.99
+z, +x, -y	-0.53, 0.15, 0.03, -0.99
+z, -x, -y	0.67, -0.16, 0.44, -0.90
+z, +y, -x	-0.26, -0.51, 0.24, -0.85

На рисунке 5.17 представлена пространственная визуализация направления кватерниона при освещении трёх граней спутника.

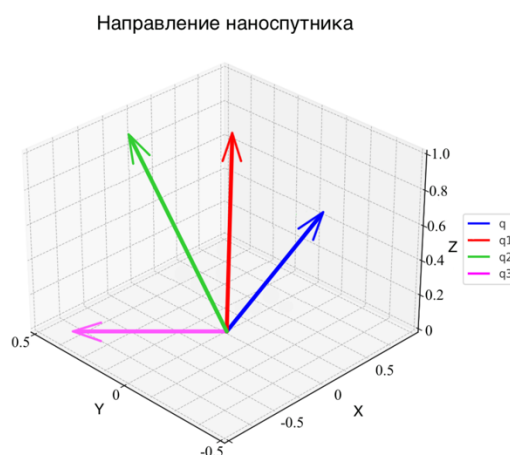


Рисунок 5.17 – Направление кватерниона при освещении трёх панелей

Выводы по результатам анализа:

- первый эксперимент показал успешную настройку и поддержку ориентации CubeSat, что подтверждает пригодность системы ориентации для практического применения в космосе;
- во втором эксперименте было достигнуто равномерное освещение трёх граней спутника, что подтвердило высокую устойчивость системы к ориентационным колебаниям;
- эффективность применяемых алгоритмов подтверждена – они позволяют точно определять ориентацию и успешно её поддерживать;
- система ориентирования может быть адаптирована для реальных миссий в космосе, особенно при условиях, где важно поддерживать точное направление и равномерную освещённость панелей.

Проведённый анализ демонстрирует надёжность и практическую применимость разработанной системы ориентации CubeSat, подтверждая её пригодность для использования в космических миссиях.

5.3 Сравнение с существующими решениями

В данной подглаве проведён сравнительный анализ разработанной системы ориентации наноспутника с другими существующими решениями, применяемыми в области малых космических аппаратов. Рассматривались такие параметры, как точность ориентации, устойчивость системы при различных условиях освещённости, эффективность алгоритмов и простота их реализации.

Система ориентации CubeSat, разработанная в рамках данного исследования, представляет собой значительное достижение в области навигации и управления ориентацией для малых космических аппаратов. Чтобы объективно оценить её эффективность, была проведена оценка по сравнению с рядом уже известных методов, широко применяемых в индустрии.

Прежде всего, рассмотрим точность и устойчивость ориентации. Проведённые эксперименты показали, что разработанная система, несмотря на использование недорогих сенсоров (магнитометр и солнечный датчик), обеспечивает высокую точность ориентации и демонстрирует стабильную работу. Это даёт основания сравнивать её с более сложными и дорогими спутниковыми системами.

Согласно данным таблицы 5.5, при наличии солнечного освещения предложенная система демонстрирует более высокую точность, чем классические методы определения ориентации, включая TRIAD (метод трёхосевой ориентации) и даже комбинированные подходы с кватернионной фильтрацией. В условиях отсутствия солнечного света, точность снижается, однако остаётся выше, чем у метода TRIAD, и лишь немного уступает расширенному Калмановскому фильтру. Таким образом, при повышении

качества магнитометра возможно значительное улучшение точности даже в затемнённых участках орбиты.

Наиболее важным преимуществом предлагаемого решения является то, что оно сочетает в себе низкую стоимость реализации и достаточную точность, делая его особенно пригодным для недорогих и массовых космических миссий на базе CubeSat.

Таблица 5.5 – Сравнение с другими существующими решениями

Метод	Используемые датчики	Точность при освещении солнцем	Точность в тени
TRIAD (определение трёхосной ориентации) [108]	Магнитометр, солнечный датчик	$\pm 3^\circ$	$\pm 14^\circ$
MEKF (модифицированный расширенный Калмановский фильтр) [108]	Магнитометр, солнечный датчик	$\pm 3^\circ$	$\pm 10^\circ$
Комбинированный метод (TRIAD + кватернион)	Магнитометр, солнечный датчик	$\pm 2^\circ$	$\pm 12^\circ$

5.4 Выводы по результатам экспериментов

В данной подглаве представлены обобщённые выводы, основанные на результатах экспериментальных исследований, проведённых для оценки точности различных методов ориентации наноспутника в условиях наличия и отсутствия солнечного освещения.

Целью эксперимента было сравнение точности определения ориентации CubeSat при различных условиях освещённости – как при прямом попадании солнечного потока на солнечные панели, так и в условиях тени, характерных для околоземной орбиты. В ходе опытов использовались методы, основанные на применении магнитометра и солнечного датчика, а также их комбинации.

Наиболее эффективным оказался комбинированный подход, использующий как данные от магнитного, так и от солнечного сенсора. В условиях хорошего освещения этот метод позволил достичь точности ориентации $\pm 2^\circ$, что является высокоэффективным показателем для систем, построенных на бюджетных компонентах. При этом в условиях отсутствия солнечного потока точность снизилась, составив $\pm 12^\circ$, что объясняется уменьшением информативности солнечных панелей и снижением степени определённости векторной ориентации.

Результаты эксперимента подтверждают, что выбор метода определения ориентации должен основываться на характере орбитальной миссии и ожидаемых условиях эксплуатации. Например, при миссиях, предполагающих длительное пребывание спутника в тени Земли, необходимо учитывать ограниченность данных от солнечных датчиков и использовать более точные магнитометры или альтернативные методы (например, гироскопы или звёздные датчики).

Можно заключить следующее:

- комбинированный подход показал наилучшую универсальность – его можно использовать как в освещённых, так и в затемнённых условиях, при этом он остаётся достаточно точным;
- метод выбора системы ориентации должен определяться с учётом конкретной задачи, особенностей орбиты, длительности пребывания в тени и требований к точности;
- полученные результаты демонстрируют высокую эффективность недорогих решений при правильной архитектуре алгоритма и грамотной калибровке датчиков, что делает данный подход перспективным для малобюджетных космических миссий.

Заключение

В ходе выполнения диссертационной работы была проведена комплексная научно-исследовательская и проектно-техническая работа по разработке, моделированию и экспериментальному подтверждению системы пассивной ориентации наноспутника на основе солнечных и магнитных датчиков. Работа охватывает как теоретические аспекты ориентации малых космических аппаратов, так и практическую реализацию аппаратно-программного комплекса для определения положения спутника в пространстве.

Проблема ориентации наноспутников является одной из ключевых в современной космической технике. От точности и надёжности системы ориентации зависит успех научных экспериментов, навигационных и коммуникационных миссий, а также ресурс спутника. Учитывая ограничения по массе, габаритам и энергопотреблению, особую актуальность приобретает разработка пассивных систем ориентации, использующих естественные внешние поля – солнечное излучение и магнитное поле Земли.

На основе анализа современных исследований была предложена математическая модель ориентации наноспутника с использованием кватернионов, векторов солнечного освещения и магнитного поля. Применение кватернионной математики позволило избежать сингулярностей и неточностей, связанных с использованием углов Эйлера, и обеспечить высокую точность расчётов при минимальных вычислительных затратах.

Модель была реализована в среде MATLAB с применением инструментария Aerospace Toolbox. Для расчётов использовались актуальные орбитальные параметры спутника, полученные из TLE-файлов. Были смоделированы различные сценарии движения спутника по орбите, определены моменты прохождения освещённых и затенённых участков, а также проведена калибровка показаний магнитометра. Полученные данные продемонстрировали работоспособность модели и позволили выполнить её верификацию.

Особое внимание было уделено выбору конструкции и материала корпуса спутника. Проведены прочностные расчёты с учётом гравитационных и инерционных нагрузок, определена оптимальная геометрия корпуса и подобраны материалы, устойчивые к температурным и механическим воздействиям. Использование алюминиевых сплавов позволило достичь необходимого баланса между прочностью и малой массой.

Моделирование теплового режима также показало важность применения пассивных методов регулирования температуры. Были рассмотрены граничные условия – как в затенённых участках орбиты, так и в периодах прямого солнечного освещения. Разработанная тепловая модель позволила оценить температурные колебания для различных компонентов наноспутника и определить допустимые режимы эксплуатации.

Практическая часть диссертационной работы включала проведение серии лабораторных экспериментов по определению характеристик солнечных панелей, в частности – зависимости вырабатываемого тока от угла падения света. В результате было подтверждено соответствие поведения солнечных элементов теоретической модели освещённости. Полученные данные применимы при построении ориентировочных алгоритмов и расчёте угла ориентации на основе фототоков.

Кроме того, была разработана и реализована электронная схема ориентационной системы с использованием микроконтроллера ATmega2560, солнечных сенсоров и магнитометра. Была создана печатная плата, обеспечивающая подключение всех датчиков и сохранение данных на SD-карту. Питание системы было организовано через линейный стабилизатор с возможностью подключения резервного источника.

Разработанный опытный образец прошёл первичное тестирование в лабораторных условиях. Работа системы подтверждена, а её архитектура показала стабильную работу как при подаче внешнего освещения, так и в его отсутствии. Полученные экспериментальные данные, включая измерения кватернионов ориентации, продемонстрировали высокую точность модели и пригодность подхода для использования в реальных космических условиях.

Таким образом, в результате исследования:

- разработана и верифицирована математическая модель ориентации наноспутника, учитывающая влияние внешних природных факторов и реализуемая на маломощных микроконтроллерах;
- создана эффективная система пассивной ориентации, применимая для низкоорбитальных спутниковых миссий, с подтверждённой точностью и устойчивостью к помехам;
- проведена оценка конструкционных и тепловых характеристик наноспутника, обеспечивающая надёжную работу всех модулей в условиях орбитального полёта;
- реализована аппаратная часть системы, включая проектирование и изготовление печатной платы, что позволило протестировать всю систему в реальных условиях.

Представленная система ориентации на базе пассивных датчиков и недорогой элементной базы является эффективным решением для образовательных, исследовательских и пилотных космических миссий. Она обеспечивает точное определение ориентации при минимальных энергозатратах и простоте реализации, что особенно важно в условиях ограниченного бюджета и малых размеров спутников.

Полученные в ходе работы результаты могут быть использованы в дальнейшем при разработке новых поколений CubeSat, создании учебных спутников и коммерческих малых аппаратов. Кроме того, предложенные алгоритмы и инженерные решения могут быть адаптированы для более сложных систем навигации и ориентации, включая гибридные подходы, сочетающие пассивные и активные методы.

В течение 2024 и 2025 годов по теме настоящего исследования и смежным направлениям были опубликованы научные статьи в международных и республиканских изданиях. Среди них: «Development of a portable and compact robotic ankle rehabilitation system», «Development of an Artificial Vision for a Parallel Manipulator Using Machine-to-Machine Technologies», «Development of a Control Algorithm for an Ankle Joint Rehabilitation Device», «Design, Simulation and Functional Testing of a Novel Ankle Exoskeleton with 3DOFs», «Design and Operation Requirements for a Foot and Ankle Prosthesis», «Improved Accuracy through Optimised Projectile Flight Control», «Development of an Ankle Exoskeleton: Design, Modeling, and Testing», «Analysing the Integration of Artificial Intelligence into Rehabilitation Ankle Joint Exoskeletons», «Метод численного анализа точности магнитометра на борту наноспутников в условиях систематических искажений», «Обзор и анализ реактивных систем залпового огня для бортовой системы управления», «Моделирование конструктивной компоновки головки самонаведения противотанковой ракеты», «Математическая модель телеметрируемых параметров со структурной неоднородностью», «Машинное обучение системы управления и наведения ракеты», «Разработка инженерного образца системы телеметрии для высокоскоростных боевых снарядов», «Разработка математической модели бортового комплекса управления» и «Психологическое обеспечение деятельности войск в боевых условиях». Эти публикации подтверждают научную значимость и практическую востребованность полученных результатов и демонстрируют активное участие автора в развитии междисциплинарных направлений на стыке космических технологий, мехатроники и искусственного интеллекта.

В целом, выполненная диссертация представляет собой завершённый цикл разработки – от постановки задачи и теоретического моделирования до практической реализации и испытаний опытного образца. Работа имеет как научную, так и прикладную ценность и может быть рекомендована к внедрению в рамках программ образовательных и исследовательских космических проектов.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

- 1 Poghosyan, Armen & Golkar, Alessandro. (2016). CubeSat evolution: Analyzing CubeSat capabilities for conducting science missions. Progress in Aerospace Sciences. 88. 10.1016/j.paerosci.2016.11.002.
- 2 Liddle, Doug & Holt, Antony & Jason, Susan & O'Donnell, Kathryn & Stevens, Edward. (2020). Space science with CubeSats and nanosatellites. Nature Astronomy. 4. 1026-1030. 10.1038/s41550-020-01247-2.
- 3 Nagel, Gustavo & Novo, Evlyn & Kampel, M.. (2020). Nanosatellites applied to optical Earth observation: a review. Ambiente e Agua - An Interdisciplinary Journal of Applied Science. 15. 1. 10.4136/ambi-agua.2513.
- 4 Camps, Adriano. (2019). Nanosatellites and Applications to Commercial and Scientific Missions. 10.5772/intechopen.90039.
- 5 Fuchs, Christian & Murillo, Nadia & Chou, Pai & Liou, Jing-Jia & Cheng, Yu-Min & Wen, Xiaoqing & Holst, Stefan & Tavoularis, Antonios & Furano, Gianluca & Magistrati, Giorgio & Marinis, Kostas & Lu, Shyue-Kung & Plaat, Aske. (2019). Fault Tolerant Nanosatellite Computing on a Budget.
- 6 Shkolnik, Evgenya. (2018). On the Verge of an Astronomy CubeSat Revolution. 10.48550/arXiv.1809.00667.
- 7 Lassakeur, Abdelmadjid & Underwood, Craig & Taylor, B & Duke, R. (2020). Magnetic Cleanliness Program on CubeSats and Nanosatellites for Improved Attitude Stability. Journal of Aeronautics and Space Technologies (Havacilik ve Uzay Teknolojileri Dergisi). 13. 25-41.
- 8 Nieto, Cristóbal & Emami, Reza. (2019). CubeSat Mission: From Design to Operation. Applied Sciences. 9. 3110. 10.3390/app9153110.
- 9 Villela, Thyrso & Costa, César & Brandão, Alessandra & Bueno, Fernando & Leonardi, Rodrigo. (2019). Towards the Thousandth CubeSat: A Statistical Overview. International Journal of Aerospace Engineering. 2019. 1-13. 10.1155/2019/5063145.
- 10 Статистика запусков наноспутников. <https://www.nanosats.eu/>. 15.05.2025
- 11 База данных наноспутников. <https://www.n2yo.com/satellite/?s=44427#results>. 15.05.2025.
- 12 Информация о спутнике. <https://www.nasa.gov/missions/small-satellite-missions/nasas-elana-43-prepares-for-firefly-aerospace-launch/>. 15.05.2025.
- 13 Спутник. ACRUX-1. <https://www.melbournspace.com.au/post/acrux-1-mission-success>. 15.05.2025.
- 14 Спутники Virgin Orbit. <https://www.space.com/virgin-orbit-first-space-launch-jan-17-2021>. 24.04.2025.
- 15 Исследование спутника Binar 1. <https://www.curtin.edu.au/news/podcasts/binar-1-and-space-science-part-2/>. 25.02.2023.

16 Демонстрационная миссия Get Away Special Passive Attitude Control Satellite (GASPACS). <https://www.usu.edu/physics/gas/projects/gaspacs>. 23.05.2025.

17 Космическая миссия raspberry-pi-zero-powers-cubesat-space-mission. <https://www.raspberrypi.com/news/raspberry-pi-zero-powers-cubesat-space-mission/>. 19.05.2025.

18 Проект Steamsat. https://web.archive.org/web/20200630161922/https://satrevolution.com/projects/st_eamsat/. 21.05.2025.

19 Проект AURORASAT-1. <https://aurorapt.space>. 19.05.2025.

20 Проект спутникаFRSN. <https://sites.google.com/gicom.com.ar/satelitefrsn/home?authuser=0>. 19.05.2025.

21 Команда программы Oakland Space Systems успешно осуществила запуск наноспутника формата 1U CubeSat с длиной ребра 10 сантиметров на околоземную орбиту. https://web.facebook.com/teamkoios/?ref=py_c&_rdc=1&_rdr. 19.05.2025.

22 Сайт Ethiopian Space Science Society. <https://web.archive.org/web/20150103052723/http://www.ethiosss.org.et/index.php/en/>. 19.05.2025.

23 Проект Cysat. <https://m2i.aere.iastate.edu/cysat/cysat-i-data/>. 01.12.2024.

24 Наноспутник RHOK-SAT Spacecraft <https://www.nanosats.eu/sat/rhok-sat>. 02.12.2024.

25 Проект 1U наноспутника InQube Spacecraft. <https://www.nanosats.eu/sat/inqube>. 10.12.2024.

26 Базовое руководство по наноспутникам. <https://alen.space/basic-guide-nanosatellites/>, 05.01.2025.

27 Rigo, Cezar & Seman, Laio & Camponogara, Eduardo & Morsch Filho, Edemar & Bezerra, Eduardo & Munari, Pedro. (2022). A branch-and-price algorithm for nanosatellite task scheduling to improve mission quality-of-service. European Journal of Operational Research. 303. 10.1016/j.ejor.2022.02.040..

28 Компания Brycotech. <https://brycotech.com/services#systems-engineering/>, 06.01.2025.

29 Ергалиев Д.С., & Сериков Н.С. (2016). Проектный облик студенческого наноспутника ЕНУ. Труды Международного симпозиума «Надежность и качество», 2, 224-226.

30 Hasanov, Mehman & Atayev, Nadir. (2022). Early Conceptual Model of Nanosatellite with Laser Beam Control and Active Transponder System. 1-4. 10.1109/SYNCHROINFO55067.2022.9840919.

31 Gavrilovich, Irina & Krut, Sébastien & Gouttefarde, Marc & Pierrot, François & Dusseau, Laurent. (2014). Test Bench For Nanosatellite Attitude Determination And Control System Ground Tests.

32 Khan, Shoaib & Ali, Anwar & Shiyouni, Yang & Fahad, Shah & Tong, Jijun. (2022). Optimized Design and Analysis of Printed Magnetorquer for a 3-U Nano-

Satellite. *Journal of Aerospace Engineering*. 35. 04021103. 10.1061/(ASCE)AS.1943-5525.0001343.

33 El Fatimi, Aziz & Addaim, Adnane & Guennoun, Zouhair. (2023). Development of a hardware emulator of a nanosatellite gyroscope. *EUREKA: Physics and Engineering*. 42-53. 10.21303/2461-4262.2023.002528.

34 Sabogal, Sebastian & George, Alan & Wilson, Christopher. (2020). Reconfigurable Framework for Environmentally Adaptive Resilience in Hybrid Space Systems. *ACM Transactions on Reconfigurable Technology and Systems*. 13. 10.1145/3398380.

35 Yadava, Deigant & Hosangadi, Raunak & Krishna, Sai & Paliwal, Pranjali & Jain, Avi. (2018). Attitude control of a nanosatellite system using reinforcement learning and neural networks. 1-8. 10.1109/AERO.2018.8396409.

36 Yavisya, V.S. & Bendasiuk, N.M.. (2016). Analysis of methods for orientation and stabilization of nano-satellites. 158-161. 10.1109/MSNMC.2016.7783131..

37 Shan, Jie & Toth, C.K.. (2008). *Topographic Laser Ranging and Scanning: Principles and Processing*. CRC Press. 1-590.

38 Finance, Adrien & Dufour, Christophe & Boutéraon, Thomas & Sarkissian, Alain & Mangin, Antoine & Keckhut, Philippe & Meftah, Mustapha. (2021). In-Orbit Attitude Determination of the UVSQ-SAT CubeSat Using TRIAD and MEKF Methods. *Sensors*. 21. 7361. 10.3390/s21217361.

39 Lundberg, Adrian & de Leeuw, Renske & Aliani, Renata. (2020). Using Q methodology: Sorting out subjectivity in educational research. *Educational Research Review*. 31. 100361. 10.1016/j.edurev.2020.100361.

40 Santos, Guilherme & Seman, Laio & Bezerra, Eduardo & Leithardt, Valderi & Mendes, Sales & Frizzo Stefenon, Stefano. (2021). Static Attitude Determination Using Convolutional Neural Networks. *Sensors*. 21. 6419. 10.3390/s21196419.

41 Kinatas, Hasan & Hajiyeve, Chingiz. (2022). QUEST Aided EKF for Attitude and Rate Estimation Using Modified Rodrigues Parameters. *WSEAS Transactions on Systems and Control*. 17. 250-261. 10.37394/23203.2022.17.29.

42 Cortiella, Alexandre & Vidal, David & Jane, Jaume & Juan, Enric & Olivé, Roger & Amézaga, Adrià & Munoz-Martin, Joan & Carreno-Luengo, Hugo & Camps, Adriano. (2017). 3Cat-2: Attitude Determination and Control System for a GNSS-R Earth Observation 6U CubeSat Mission. *European Journal of Remote Sensing*. 49. 759-776. 10.5721/EuJRS20164940.

43 Liu, Yilin & Yu, Ruihang & Xiong, Zhiming & Guo, Yan. (2022). Research on Algorithms for Multi-Vector Attitude Determination. *Mathematical Problems in Engineering*. 2022. 1-12. 10.1155/2022/6137308.

44 Yan, Gongmin & Chen, Ruotong & Jun, Weng. (2021). A super-fast optimal attitude matrix in attitude determination. *Measurement Science and Technology*. 32. 10.1088/1361-6501/ac02f5.

45 Takátsy, János & Bozoki, Tamas & Dálya, Gergely & Kapás, Kornél & Mészáros, László & Pál, András. (2022). Attitude determination for nano-satellites

– II. Dead reckoning with a multiplicative extended Kalman filter. *Experimental Astronomy*. 53. 10.1007/s10686-021-09818-5.

46 RAJA, M.. Comparative Analysis of Low Earth Orbit Satellite Attitude Determination using Sensor Integration and Attitude Estimation using Kalman Filter. 2021 / *INCAS BULLETIN*. 13. 117-132. 10.13111/2066-8201.2021.13.2.12.

47 Dhahbane, Djamel & NEMRA, Abdelkrim & Sakhi, Samir. (2021). Attitude Determination and Attitude Estimation in Aircraft and Spacecraft Navigation. A survey. 187-192. 10.1109/IHSH51661.2021.9378714.

48 Spacecraft attitude determination methods in an educational context. <https://kth.diva-portal.org/smash/record.jsf?pid=diva2%3A1380173&dswid=4650>. 21.05.2025.

49 Mmopelwa, Kesaobaka & Ramodimo, Teddy & Matsebe, Oduetse & Basutli, Bokamoso. (2022). Attitude Determination and Attitude Estimation for Earth Observing 1U CubeSats: A Tutorial. 1-4. 10.1109/SmartNets55823.2022.9994000..

50 Springmann, John. 2013. Satellite Attitude Determination with Low-Cost Sensors..

51 Cilden Guler, Demet & Conguroglu, Ece & Hajiyev, Chingiz. (2017). Single-Frame Attitude Determination Methods for Nanosatellites. *Metrology and Measurement Systems*. 24. 10.1515/mms-2017-0023.

52 Yang, Yaguang. (2025). Spacecraft Modeling, Attitude Determination, and Control: Quaternion-Based Approach, Second edition. 10.1201/9781003584766.

53 Voight, John. (2021). Quaternion Algebras. 10.1007/978-3-030-56694-4.

54 Ubbels, W.J. & Bonnema, A.R. & van Breukelen, Eddie & Doorn, J.H. & Eikhoff, R. & Linden, E. & Aalbers, G.T. & Rotteveel, J. & Hamann, R.J. & Verhoeven, C.J.M.. (2005). Delfi-C3: a student nanosatellite as a test-bed for thin film solar cells and wireless onboard communication. 167 - 172. 10.1109/RAST.2005.1512556.

55 van Breukelen, Eddie & Bonnema, A & Ubbels, W & Hamann, R. DELFI-C3: DELFT UNIVERSITY OF TECHNOLOGY'S NANOSATELLITE.

56 Santoni, Fabio & Piergentili, Fabrizio & Donati, Serena & Perelli, Massimo & Negri, Andrea & Marino, Michele. (2014). An innovative deployable solar panel system for Cubesats. *Acta Astronautica*. 95. 210–217. 10.1016/j.actaastro.2013.11.011.

57 Vertat, Ivo & Vobornik, Ales. (2014). Efficient and Reliable Solar Panels for Small CubeSat Picosatellites. *International Journal of Photoenergy*. 2014. 1-8. 10.1155/2014/537645.

58 Lee, Dae & Cutler, James & Mancewicz, Joe & Ridley, Aaron. (2015). Maximizing Photovoltaic Power Generation of a Space-Dart Configured Satellite. *Acta Astronautica*. 111. 10.1016/j.actaastro.2015.01.022.

59 Lu, Xiaozhou & Tao, Yebo & Xie, Kai & wang, songlin & Xiaoping, Li & Bao, Weimin. (2017). A Novel Sun Sensor Using a Nanosatellite s Solar Panels by Means of Time-Division Multiplexing. *IET Science, Measurement & Technology*. 11. 10.1049/iet-smt.2016.0352.

60 Ivanov, Danil & Ovchinnikov, Michael & Панцырный, О & Селиванов, А & Сергеев, А & Федоров, И & Хромов, О & Yudanov, Nikolay. (2019). Угловое движение наноспутника ТНС-0 № 2 после запуска с борта международной космической станции. Космические исследования. 57. 290-307. 10.1134/S0023420619040034..

61 Движение наноспутника относительно центра масс на околоземных орбитах. <https://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-izdaniya/Dvizhenie-nanosputnika-otnositelno-centra-mass-na-okolozemnyh-orbitah-ucheb-posobie-Tekst-elektronnyi-85067>. 2015.01.022.

62 Soken, Halil & Sakai, Shin-Ichiro. (2015). Magnetometer Calibration for Advanced Small Satellite Missions..

63 Springmann, John & Cutler, James & Bahcivan, Hasan. (2010). Magnetic Sensor Calibration and Residual Dipole Characterization for Application to Nanosatellites. 10.2514/6.2010-7518..

64 Узбекбаев А., Бактыбаев М. МЕТОД ЧИСЛЕННОГО АНАЛИЗА ТОЧНОСТИ МАГНИТОМЕТРА НА БОРТУ НАНОСПУТНИКОВ В УСЛОВИЯХ СИСТЕМАТИЧЕСКИХ ИСКАЖЕНИЙ // SCIENCE AND TECHNOLOGY: CHALLENGES, PROSPECTS AND INNOVATIONS. – 2025.. – С. 215-223. 24-26.04.2025

65 Gondelach, David & Linares, Richard. (2019). Real-Time Thermospheric Density Estimation Via Two-Line-Element Data Assimilation. 10.48550/arXiv.1910.00695.

66 Brown, W.J., Beggan, C.D., Cox, G.A., & Macmillan, S. (2020). The new WMM2020 and IGRF-13 models, and a retrospective analysis of IGRF secular variation.

67 Yin, Yan & Sun, Jinghai & Huang, Lijia & Jiang, Peng & Wang, Xiaochen & Ding, Chibiao. (2023). Moon Imaging Performance of FAST Radio Telescope in Bistatic Configuration with Other Radars. Remote Sensing. 15. 4045. 10.3390/rs15164045.

68 Li, Jun & Li, Zhenglong & Lim, Agnes & Di, Di & Min, Min & Velden, Christopher & Menzel, W.. (2025). Tracking Atmospheric Motions for Obtaining Wind Estimates Using Satellite Observations—From 2D to 3D. Bulletin of the American Meteorological Society. 106. 10.1175/BAMS-D-24-0027.1.

69 СЕДЕЛЬНИКОВ А, В & ЧУГУНКОВ Е, В & ТАНЕЕВА А, С & БРАТКОВА М, Е. (2023). SIMULATION OF SPACECRAFT MOTION CONTROL IN THE SOLAR ORIENTATION PLOT BASED ON MEASUREMENT DATA. Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. 10.25791/pribor.12.2023.1457.

70 Алипбаев К.А., Джамалов Н.К., Бопеев Т.М., Муратов Д.М. Моделирование гравитационного потенциала Земли в среде Matlab/Simulink. // Материалы третьих Фесенковских чтений «Современная астрофизика: традиции и перспективы», РК, г. Алматы, 4-5 октября 2010. – С. 72 – 74.

71 Nurgizat, Y., Ayazbay, A. A., Galayko, D., Balbayev, G., & Alipbayev, K. (2023). Low-Cost Orientation Determination System for CubeSat Based Solely on Solar and Magnetic Sensors. //Sensors. – 2023. – T. 23. – №. 14. – С. 6388.

72 Документация MKR Vidor 4000. <https://docs.arduino.cc/hardware/mkr-vidor-4000/>. 15.05.2025.

73 Carloni, Filippo & Panseri, Leonardo & Conficconi, Davide & Sironi, Mattia & Santambrogio, Marco. (2023). Enabling Efficient Regular Expression Matching at the Edge through Domain-Specific Architectures. 71-74. 10.1109/IPDPSW59300.2023.00023.

74 Yordanov, Deyan & Mateev, Valentin & Marinova, Iliana. (2022). Energy Consumption Monitoring of FPGA Controller. 1-5. 10.1109/BulEF56479.2022.10021147.

75 Brieda, Lubos & Diaz, Kyle & Shah, Rutvi. (2022). New Electric Propulsion Simulation Framework for the Arduino Microcontrollers. 10.2514/6.2022-1356.

76 Melo, Ana & Cafe, Daniel & Borges, Renato. (2020). Assessing Power Efficiency and Performance in Nanosatellite Onboard Computer for Control Applications. IEEE Journal on Miniaturization for Air and Space Systems. PP. 1-1. 10.1109/JMASS.2020.3009835.

77 Gutierrez, Tamara & Bergel, Alexandre & Gonzalez, Carlos & Rojas, Camilo & Diaz Quezada, Marcos. (2021). Systematic Fuzz Testing Techniques on a Nanosatellite Flight Software for Agile Mission Development. IEEE Access. PP. 1-1. 10.1109/ACCESS.2021.3104283.

78 Anwar Ali, M.Rizwan Mughal, Haider Ali, Leonardo Reyneri. Innovative power management, attitude determination and control tile for CubeSat standard NanoSatellites, Acta Astronautica. Volume 96. 2014. Pages 116-127, ISSN 0094-5765, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2013.11.013>.

79 Roldugin, Dmitry & Ovchinnikov, Michael & Ivanov, Danil & Penkov, V.I.. (2016). Магнитные системы ориентации малых спутников. 10.20948/mono-2016-ovchinnikov.

80 Tishchenko, Anatoly & Vasiljev, Eugeny & Tishchenko, Artyom. (2020). Analysis and Synthesis of Control Systems for Spacecraft Solar Arrays. Machines. 8. 64. 10.3390/machines8040064.

81 Kuncar, Ales & Sysel, Martin & Urbanek, Tomas. (2016). Calibration of low-cost triaxial magnetometer. MATEC Web of Conferences. 76. 05008. 10.1051/mateconf/20167605008.

82 Arseno, Dharu & Edwar, Edwar & Harfian, A. & Salsabila, Jihan. (2019). Characterization of On Board Data Handling (OBDH) Subsystem. 223-227. 10.1109/TSSA48701.2019.8985466.

83 (2022). DEVELOPMENT OF ONBOARD CONTROL SYSTEM ARCHITECTURE FOR NANOSATELLITES. Eurasian Physical Technical Journal. 19. 58-66. 10.31489/2022No4/58-66 .

84 Проект KazSTSAT (Kazak Science and Technology SATellite). <https://www.eoportal.org/satellite-missions/kazstsat#kazstsat-kazak-science-and-technology-satellite>. 25.05.2025.

85 Узбекбаев, А., Нұрғизат, Е. ., Сұлтан, А. ., Жетенбаев, Н., & Алипбаев, К. (2024). РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ. *Вестник КазАТК*, 132(3), 612–627. <https://doi.org/10.52167/1609-1817-2024-132-3-612-627>.

86 Auret, J. & Steyn, Willem. (2011). Design of an aerodynamic attitude control system for a CubeSat. 62nd International Astronautical Congress 2011, IAC 2011. 11. 9009-9017.

87 Руководство пользователя VTS версии 3.5 (документ VTS-MU-G-69-SPB-7.3), 2011. – 120 страниц.

88 Jenkins, Alejandro. (2012). The Sun's position in the sky. *European Journal of Physics*. 34. 10.1088/0143-0807/34/3/633.

89 Wei, Dong & Zhao, C.. (2009). Analysis on the Accuracy of the SGP4/SDP4 Model. *Acta Astronomica Sinica*. 50. 332-339. 10.1016/j.chinastron.2009.12.009.

90 Zahran, Mohamed. (2006). In Orbit Performance of LEO Satellite Electrical Power Subsystem - SW Package for Modelling and Simulation Based on MatLab.7 GUI.

91 Lim, Hyung-Chul & Bang, Hyochoong & Lee, Sangjong. (2006). Adaptive Backstepping Control for Satellite Formation Flying with Mass Uncertainty. *Journal of Astronomy and Space Sciences*. 23. 405-414. 10.5140/JASS.2006.23.4.405.

92 CelesTrak: Актуальные двухстрочные элементные наборы NORAD (TLE). <https://celestrak.org/columns/>. 03.05.2025.

93 Информация о CUBESAT XI-V. <https://www.n2yo.com/?s=28895&live=1>. 23.04.2025.

94 Конструкция несущего каркаса типоразмера 1U в контексте инженерного подхода к разработке космических аппаратов. <https://okb5.ru>. 02.04.2025.

95 Александров В. М. Несущая структура типоразмера 1U и инженерный образ мышления. Стандарт третьего поколения. Материаловедение и технология конструкционных материалов: учебное пособие. Часть 1. – Архангельск: Северный (Арктический) федеральный университет, 2015. – 327 с. https://narfu.ru/upload/iblock/c8e/materialovedenie-i-tekhnologiya-konstruktsionnykh-materialov-_chast-1.pdf. 23.05.2025.

96 Yamada, Kouhei & Nagano, Hosei. (2015). Development of a Heat Storage Panel for Micro/Nano-satellites and Demonstration in Orbit. *Applied Thermal Engineering*. 91. 894-900. 10.1016/j.applthermaleng.2015.08.073.

97 Tibbetts, Gary & Lake, Max & Strong, Karla & Rice, Brian. (2007). A Review of the Fabrication and Properties of Vapor-Grown Carbon Nanofiber/Polymer Composites (Preprint). *Composites Science and Technology - COMPOSITES SCI TECHNOL*. 67. 1709-1718. 10.1016/j.compscitech.2006.06.015.

98 Corpino, S. & Caldera, Matteo & Masoero, Marco & Nichele, Fabio & Viola, Nicole. (2015). Thermal design and analysis of a nanosatellite in low earth orbit. *Acta Astronautica*. -. 10.1016/j.actaastro. 2015.05.012.

99 NanoRacks LLC. Документ управления интерфейсом (Interface Control Document) системы выведения CubeSat – NanoRacks CubeSat Deployer (NRCSD). – Хьюстон, Техас: NanoRacks, LLC, 18100 Upper Bay Road, офис 150, 77058, 2015. – P. 425–8553. <https://voyagertechnologies.com>. 23.05.2025.

100 Marley, M. Thermal modeling and evaluation of a nanosatellite system. Presented at the 27th Space Simulation Conference, 2012, pp. 471–483. Also featured at the International Conference on Education in Mathematics, Science and Technology (ICEMST), April 1–4, 2021, Antalya, Turkey.

101 Bulut, Murat & Sözbir, Nedim. (2014). Analytical investigation of a nanosatellite panel surface temperatures for different altitudes and panel combinations. *Applied Thermal Engineering*. 75. 10.1016/j.applthermaleng.2014.10.059.

102 Tibbetts, Gary & Lake, Max & Strong, Karla & Rice, Brian. (2007). A Review of the Fabrication and Properties of Vapor-Grown Carbon Nanofiber/Polymer Composites (Preprint). *Composites Science and Technology - COMPOSITES SCI TECHNOL*. 67. 1709-1718. 10.1016/j.compscitech.2006.06.015.

103 Klugmann-Radziemska, Ewa. (2003). The effect of temperature on the power drop in crystalline solar cells. *Renewable Energy*. 28. 1-12. 10.1016/S0960-1481(02)00015-0.

104 Y. Nurgizat, G. Balbayev and D. Galayko, "Solar sensor for Cubesat attitude determination," *2021 28th IEEE International Conference on Electronics, Circuits, and Systems (ICECS)*, Dubai, United Arab Emirates, 2021, pp. 1-5, doi: 10.1109/ICECS53924.2021.9665513.

105 Документация о ПЛИС контроллере Intel Cyclone 10 <https://www.intel.com/content/www/us/en/products/details/fpga/cyclone/10.html>. 14.05.2025.

106 N. Yerkebulan. (2021). NANOSATELLITE MOTION SIMULATION FOR TESTING THE SUN SENSOR. *Вестник КазАТК*. 118. 34-42. 10.52167/1609-1817-2021-118-3-34-42.

107 Nurgizat Y., Balbayev G., Bakhtiyar B. Study of Strength and Thermal Characteristics of University Nano-Satellites //International Society for Technology, Education, and Science. – 2021.

108 Finance, Adrien & Dufour, Christophe & Boutéraon, Thomas & Sarkissian, Alain & Mangin, Antoine & Keckhut, Philippe & Meftah, Mustapha. (2021). In-Orbit Attitude Determination of the UVSQ-SAT CubeSat Using TRIAD and MEKF Methods. *Sensors*. 21. 7361. 10.3390/s21217361.

109 Калькулятор магнитного поля. <https://www.ngdc.noaa.gov/geomag/calculators/magcalc.shtml#igrfgrid>. 02.05.2025.

Протокол

о проверке на наличие неавторизованных заимствований (плагиата)

Автор: Узбекбаев Арман Махмудович

Соавтор (если имеется):

Тип работы: Магистерская диссертация

Название работы: Исследование системы ориентации бортового комплекса управления CubeSat

Научный руководитель: Мурат Бактыбаев

Коэффициент Подобия 1: 0.7

Коэффициент Подобия 2: 0.1

Микропробелы: 29

Знаки из других алфавитов: 10

Интервалы: 0

Белые Знаки: 0

После проверки Отчета Подобия было сделано следующее заключение:

☐ Заимствования, выявленные в работе, является законным и не является плагиатом. Уровень подобия не превышает допустимого предела. Таким образом работа независима и принимается.

☐ Заимствование не является плагиатом, но превышено пороговое значение уровня подобия. Таким образом работа возвращается на доработку.

☐ Выявлены заимствования и плагиат или преднамеренные текстовые искажения (манипуляции), как предполагаемые попытки укрытия плагиата, которые делают работу противоречащей требованиям приложения 5 приказа 595 МОН РК, закону об авторских и смежных правах РК, а также кодексу этики и процедурам. Таким образом работа не принимается.

☐ Обоснование:

2025-06-05

Дата


Заведующий кафедрой

ОТЗЫВ

НАУЧНОГО РУКОВОДИТЕЛЯ

на магистерскую диссертацию

Узбекбаева Армана Махмудовича

(Ф.И.О. обучающегося)

7M07107 – Робототехника и мехатроника

(шифр и наименование ОП)

На тему: Исследование системы ориентации бортового комплекса управления CubeSat

Магистерская диссертация Узбекбаева Армана Махмудовича посвящена актуальной и научно значимой теме — разработке и исследованию системы ориентации для наноспутников формата CubeSat, построенной на базе ПЛИС с использованием солнечных и магнитных датчиков. Работа выполнена в соответствии с требованиями, предъявляемыми к магистерским диссертациям, и отличается высокой степенью научной новизны, инженерной проработанности и практической значимости.

Актуальность темы обусловлена стремительным развитием малых космических аппаратов, особенно CubeSat, которые широко применяются в телекоммуникациях, дистанционном зондировании Земли, научных экспериментах и технологиях интернета вещей. Обеспечение точной ориентации таких спутников — ключевое условие успешного выполнения их миссий. При этом ограниченные энергетические и вычислительные ресурсы CubeSat предъявляют особые требования к алгоритмам ориентации и аппаратной архитектуре.

Основная цель работы — разработка аппаратно-программной платформы системы ориентации CubeSat на базе ПЛИС Arduino MKR Vidor 4000 SoC с использованием данных солнечных и магнитных датчиков. Для достижения этой цели автором были решены следующие задачи:

- построена математическая модель ориентации наноспутника с учётом характеристик солнечных и магнитных датчиков;
- реализовано моделирование орбитального полета и ориентации спутника в среде VTS и MATLAB;
- проведен анализ различных конфигураций освещения и магнитного поля;
- спроектирована архитектура бортового комплекса управления с учётом требований космической среды;
- собран лабораторный макет на основе Arduino и ПЛИС-контроллера, выполнены испытания и анализ полученных данных.

Следует особо отметить, что диссертация отличается высоким уровнем самостоятельности выполнения. Автор глубоко изучил современное состояние проблемы, проанализировал существующие решения и предложил собственную концепцию аппаратно-программной архитектуры ориентации. Построенные математические модели основаны на использовании кватернионов, что позволяет эффективно решать задачи пространственного ориентирования без сингулярностей, присущих, например, углам Эйлера. Применение кватернионного представления позволило автору упростить вычисления, повысить устойчивость алгоритма и обеспечить точную оценку ориентации даже в условиях помех и ограниченных данных.

Экспериментальная часть работы выполнена на высоком уровне: разработан прототип системы ориентации с солнечными панелями и магнитометром, реализованы алгоритмы сбора и обработки данных, проведены лабораторные испытания,

демонстрирующие работоспособность предложенного решения. Результаты экспериментов обоснованы, подтверждают адекватность математических моделей и свидетельствуют о практической применимости разработанной системы.

Отдельного внимания заслуживает подход автора к выбору аппаратной платформы. Использование Arduino MKR Vidor 4000 SoC, обладающего встроенной ПЛИС (FPGA), позволило реализовать гибкую архитектуру, сочетающую вычислительные возможности микроконтроллера с возможностью аппаратного ускорения операций. Такой подход особенно актуален для малых спутников, где требуется минимизация потребления энергии и повышение надежности. Автор также обоснованно выбрал типы датчиков — цифровой магнитометр и фотоэлектрические солнечные сенсоры, провёл их калибровку и интеграцию в систему управления.

Научная новизна диссертации заключается в разработке комплексного метода ориентации CubeSat с использованием кватернионной фильтрации, аппаратной реализации логики на базе ПЛИС, а также в экспериментальной верификации системы в лабораторных условиях. Предложенные решения могут быть использованы при разработке универсальных платформ для малых космических аппаратов, а также в образовательных и исследовательских проектах.

Работа выполнена грамотно, логично структурирована, содержит 5 глав, введение, заключение, список литературы и приложения. Текст изложен чётким техническим языком, иллюстрирован большим количеством схем, графиков и моделей. Автором использовано более 100 источников, включая современные зарубежные публикации, нормативные документы и технические руководства.

Арман Махмудович проявил себя как целеустремлённый, дисциплинированный и инициативный магистрант, способный к проведению научных исследований, проектированию сложных технических систем и их экспериментальной реализации. Он глубоко владеет тематикой, грамотно аргументирует технические решения, уверенно использует специализированные программные средства (VTS, MATLAB, Quartus, Arduino IDE), умеет анализировать данные и делать обоснованные выводы.

По результатам выполненной работы автором были представлены материалы на научных конференциях, а также подготовлена публикация в профильный журнал, что свидетельствует о научной зрелости и готовности к самостоятельной исследовательской деятельности.

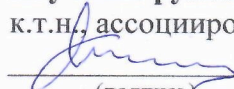
Подводя итог, можно сделать вывод, что диссертация Узбекбаева А.М. соответствует требованиям, предъявляемым к магистерским работам, и заслуживает высокой оценки. Работа отличается научной новизной, практической значимостью, технической проработкой и высоким уровнем исполнения.

Заключение:

Магистерская диссертация Узбекбаева Армана Махмудовича на тему «Исследование системы ориентации бортового комплекса управления CubeSat» соответствует всем требованиям и критериям, установленным к работам данного уровня. Диссертация заслуживает оценки «отлично», а её автор — присвоения академической степени магистра технических наук по образовательной программе 7M07107 — Робототехника и мехатроника.

Научный руководитель

к.т.н., ассоциированный профессор

 Бактыбаев М.К.

(подпись)

«06» июня 2025 г.

РЕЦЕНЗИЯ

на магистерскую диссертацию магистранта образовательной программы
7M07107 - Робототехника и Мехатроника
Узбекбаева А.М.

Тема работы: «Исследование системы ориентации бортового комплекса управления CubeSat»

Объём выполненной работы:

- а) графическая часть — 71 листов
- б) пояснительная записка — 116 страниц

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Магистерская диссертация Узбекбаева А.М. направлена на исследование и моделирование систем ориентации малых космических аппаратов, в частности, спутников формата CubeSat. Данная тема является актуальной в контексте бурного развития космических технологий, миниатюризации элементов управления и усиления интереса к применению малых КА в образовательных, научных и прикладных целях.

Работа охватывает широкий спектр вопросов, включая анализ физических принципов ориентации, выбор средств навигации и стабилизации, разработку алгоритмического обеспечения, а также реализацию численного моделирования в среде MATLAB/Simulink. Автором рассмотрены типовые датчики (гироскопы, магнитометры, солнечные сенсоры), а также реализованы регуляторы ориентации на основе ПИД-контроля.

Теоретический раздел построен последовательно, с корректным использованием профильной технической терминологии. Практическая часть демонстрирует уверенное владение инструментами системного моделирования и способности к разработке функциональной схемы ориентации. Визуализация результатов в виде графиков и блок-схем повышает наглядность и способствует глубокому пониманию исследуемых процессов.

ОТМЕЧАЕМЫЕ ОСОБЕННОСТИ И РЕКОМЕНДАЦИИ

Несмотря на высокое качество представленной работы, уместно обозначить ряд направлений, которые при дальнейшей доработке могли бы усилить как научную, так и прикладную составляющую проекта:

В диссертации обоснован выбор модели ориентации, однако влияние внешних дестабилизирующих воздействий (например, гравитационного градиента, атмосферного сопротивления на низких орбитах, солнечного давления и электромагнитных помех) можно было бы рассмотреть более подробно — как с теоретической точки зрения, так и в рамках моделирования.

В работе представлена программная имитация функционирования ориентационного комплекса, однако описание потенциальной аппаратной реализации (платформа, сенсоры, исполнительные механизмы) представлено лишь фрагментарно. Расширение этого компонента добавило бы проекту практическую завершённость.

В отдельных разделах пояснительной записки язык изложения допускает элементы описательности. Использование более строго академического стиля, в частности при формулировке выводов и обобщений, повысило бы научную выразительность работы.

Важно подчеркнуть, что указанные замечания имеют рекомендательный характер и не снижают в целом положительной оценки выполненного исследования.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Диссертационная работа Узбекбаева Армана соответствует требованиям, предъявляемым к квалификационным работам уровня магистратуры. Автор продемонстрировал глубокое понимание темы, высокий уровень самостоятельности, способность применять методы системного анализа и численного моделирования, а также стремление к практической применимости своих разработок.

Работа выполнена на высоком теоретико-прикладном уровне, отличается актуальностью и новизной постановки задачи. Рекомендуются к защите с оценкой «отлично».

Рецензент



Старший преподаватель кафедры информационных технологий и библиотечного дела Казахского национального женского педагогического университета, PhD Алимбаева Ж. Н.

« 05 » июля 2025 ж