

МИНИСТЕРСТВО НАУКИ И ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ АВТОНОМНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«САМАРСКИЙ НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ИМЕНИ АКАДЕМИКА С.П. КОРОЛЕВА»
(САМАРСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)

На правах рукописи

Крамлих Андрей Васильевич

**МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ
ОТКАЗОУСТОЙЧИВОГО УПРАВЛЕНИЯ УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ
МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

**2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением
летательных аппаратов**

**Диссертация на соискание учёной степени
доктора технических наук**

Научный консультант:
доктор технических наук, профессор
Белоконов Игорь Витальевич

Самара – 2026

Оглавление

Введение.....	5
1 Формулировка и анализ состояния проблемы.....	14
1.1 Формулировка проблемы	14
1.1.1 Особенности МКА	15
1.1.2 Типовой состав измерительных и исполнительных средств системы управления угловым движением МКА	15
1.1.3 Возможные причины отказов измерительных и исполнительных средств системы управления угловым движением КА	16
1.2 Существующие подходы к детектированию отказов измерительных средств и исполнительных устройств СУД КА	26
1.3 Выводы по первой главе.....	32
2 Архитектура системы управления угловым движением МКА.....	34
2.1 Цифровой двойник системы управления угловым движением МКА	34
2.1.1 Системы координат, используемые в цифровом двойнике.....	35
2.1.2 Математические модели движения МКА и измерений, используемые в цифровом двойнике.....	37
2.1.3 Методика детектирования отказов измерительных средств	41
2.2 Выводы по второй главе.....	44
3 Повышение отказоустойчивости контура обратной связи за счёт адаптации к возможным отказам измерительных средств.....	45
3.1 Математическая постановка задачи определения ориентации малоразмерного космического аппарата	45
3.2 Схемы и алгоритмы комплексирования разнотипных измерений для определения ориентации малоразмерного космического аппарата	47
3.2.1 Алгоритмы определения параметров углового движения МКА с использованием информации глобальных навигационных спутниковых систем .	47
3.2.2 Алгоритмы определения ориентации МКА по одномоментным разнотипным измерениям.....	56

3.2.3	Алгоритм определения параметров углового движения МКА на основе фильтра Калмана, использующего только магнитометрические измерения.....	59
3.2.4	Реконфигурация алгоритмического обеспечения обратной связи системы управления угловым движением малоразмерного космического аппарата	75
3.3	Выводы по третьей главе.....	77
4	Квазиоптимальное терминальное программное управление угловым движением МКА, учитывающее внешние моменты	78
4.1	Математическая постановка задачи.....	79
4.2	Синтез квазиоптимального терминального программного управления угловым движением МКА, учитывающего внешние моменты	80
4.3	Численное моделирование	82
4.3.1	Локализация коэффициентов.....	84
4.3.2	Выбор наиболее эффективного функционального ряда	87
4.3.3	Выбор количества членов ряда.....	92
4.3.4	Сравнение предлагаемого подхода с обратными задачами динамики.....	95
4.3.5	Расширение предлагаемого подхода для решения задачи переориентации больших космических аппаратов	97
4.4	Выводы по четвёртой главе	99
5	Построение отказоустойчивой прямой цепи системы управления угловым движением МКА.....	101
5.1	Синтез программного терминального управления угловым движением МКА в случае отказов исполнительных устройств	101
5.1.1	Математическая постановка задачи	102
5.1.2	Численный пример синтеза программного терминального управления угловым движением МКА в случае отказов одного или двух каналов управления	104
5.2	Синтез законов управления угловым движением МКА в случае высокой деградации исполнительных устройств.....	120
5.2.1	Постановка задачи.....	121

5.2.2 Синтез квазиадаптивного и адаптивного законов терминального управления угловым движением МКА в случае высокой деградации исполнительных устройств	122
5.2.3 Компьютерная апробация квазиадаптивного и адаптивного законов управления угловым движением МКА в случае высокой деградации исполнительных устройств	127
5.3 Выводы по пятой главе.....	143
Заключение	146
Список сокращений и условных обозначений.....	149
Список литературы	151
Приложение А	176
Приложение Б	181
Приложение В.....	183
Приложение Г	185
Приложение Д.....	186
Приложение Е	207

Введение

Одной из ключевых тенденций мировой космонавтики последних 25 лет является использование малоразмерных космических аппаратов (МКА) нанокласса – наноспутников – для решения широкого класса задач как в околоземном космическом пространстве, так и в дальнем космосе. В настоящее время наблюдается не только рост количества запускаемых и планируемых к запуску МКА, но и повышение требований к продолжительности их активного функционирования. При этом усложняются и конструкция МКА – появляются трансформируемые элементы (например, раскрываемые панели солнечных батарей или крупногабаритные антенны), двигательные установки. Повышение требований к продолжительности активного существования МКА совместно с усложнением их конструкций влечёт за собой необходимость повышения отказоустойчивости бортовых обеспечивающих систем МКА при жёстких ограничениях на массу, габариты и энергозатраты и с учётом значительного влияния внешних возмущений на угловое движение.

Для выполнения большинства научных и прикладных исследований в космосе, например, для изучения геофизических полей, необходимо обеспечить требуемое угловое положение МКА в пространстве. При этом, в отличие от задач дистанционного зондирования Земли, допустимая погрешность определения ориентации осей чувствительности научной аппаратуры не превышает нескольких градусов. Решение задачи определения ориентации возлагается на систему управления угловым движением (СУД) МКА, традиционно состоящую из блока измерительных средств и исполнительных устройств. К типовым датчикам, наиболее часто используемым на МКА, относятся магнитометры, датчики освещённости (ДО), датчики Солнца (ДС), датчики угловых скоростей (ДУС), построители местной вертикали и, реже, звёздные датчики (ЗД). Среди исполнительных устройств наибольшее распространение получили магнитные катушки, маховики и двигатели ориентации.

Исследования показали, что одной из основных причин невыполнения целевой миссии космическим аппаратом (КА) является отказ в СУД. При этом

отказ может возникнуть в датчиках, исполнительных устройствах или контроллере СУД. В случае возникновения отказа в СУД вся миссия может быть поставлена под угрозу. Для повышения надёжности выполнения целевой миссии необходимо реализовать на борту процедуры детектирования и парирования отказов. Учитывая ограничения, присущие такому классу КА, разработка методов и алгоритмов обеспечения отказоустойчивого управления угловым движением МКА при сохранении возможности решения целевых задач, пусть даже с худшим качеством, является актуальной научной проблемой.

Степень разработанности темы. Проблема управления угловым движением КА считается одной из основных с начала создания космической техники. Традиционно осуществляется её декомпозиция на две проблемы:

- проблема управления – формирование программ и законов управления в текущих условиях функционирования (формирование прямой цепи);
- проблема определения параметров движения относительно центра масс (формирование обратной связи).

Проблеме управления угловым движением КА посвящены работы Алексеева К.Б., Алпатова А.П., Белецкого В.В., Бранца В.Н., Велищанского М.А., Дорошина А.В., Зубова Н.Е., Коваленко А.П., Крищенко А.П., Левского М.В., Микрина Е.А., Молоденкова А.В., Овчинникова М.Ю., Охоцимского Д.Е., Петрова Б.Н., Платонова В.Н., Раушенбаха Б.В., Ролдугина Д.С., Сарычева В.А., Тихонова А.А., Челнокова Ю.Н., Crassidis J.L., Giri D.K., Junkins J.L., Lee C.D., Markley F.L., Sidi M.J., Vadali S.R., Wertz J.R. и др.

Проблеме определения параметров движения относительно центра масс КА посвящены работы Иванова Д.С., Сазонова В.В., Сарычева В.А., Титова А.М., Хацкевича И.Г., Щукина В.П., Farrell J.L., Hajiyeve C., Markley F.L., Mortari D., Psiaki M.L., Shuster M.D., Wahba G. и др.

Вопросами повышения отказоустойчивости бортовых систем КА в целом и СУД в частности посвящены работы Ахметова Р.Н., Иванова В.П., Ключникова В.Ю., Овчинникова М.Ю., Петрова Б.Н., Портнова-Соколова Ю.П.,

Соловьева С.В., Сомова Е.И., Baldi P., Harland D.M., Horri N.M., Kumar K.D., Palmer P., Sadigh S.M., Saleh J.H., Shen Q., Soken H.E., Tsiotras P., Xiao B. и др.

Большинство исследователей сосредотачивается на решении одной из указанных выше проблем. Отличительной особенностью данной работы является то, что решаются совместно обе проблемы применительно к МКА с учётом:

- внешних моментов, оказывающих значительное влияние на его угловое движение;
- типовых измерительных средств, наиболее часто используемых на МКА;
- невозможности обеспечить резервирование исполнительных устройств.

Комплексные исследования обеспечения отказоустойчивости управления угловым движением МКА с учётом указанных особенностей до настоящего времени не проводились.

Целью работы является обеспечение отказоустойчивости управления угловым движением малоразмерных космических аппаратов.

Для достижения поставленной цели в работе решены следующие **научно-технические задачи**:

- разработка архитектуры отказоустойчивой системы управления угловым движением малоразмерного космического аппарата, функционирование которой адаптируется к возможным отказам или деградации измерительных средств и исполнительных устройств;
- разработка методики детектирования отказов измерительных средств, обеспечивающей отбраковку аномальных измерений, основанной на использовании прогнозных значений измерений, рассчитываемых по бортовым моделям движения;
- разработка метода определения параметров углового движения МКА на основе геометрической видимости навигационных космических аппаратов глобальных навигационных спутниковых систем;
- разработка схем и алгоритмов комплексирования разнотипных измерений для определения ориентации МКА;

- формирование квазиоптимального терминального программного управления угловым движением МКА в штатном случае функционирования, учитывающего внешние моменты;
- формирование терминального программного управления угловым движением МКА в случае отказов отдельных каналов управления исполнительных устройств;
- синтез законов управления угловым движением МКА в случае высокой степени деградации исполнительных устройств.

Объектом исследования является система управления угловым движением малоразмерного космического аппарата.

Предмет исследования – архитектура, методическое и алгоритмическое обеспечение системы управления угловым движением малоразмерного космического аппарата, позволяющей сохранить возможность решения целевых задач.

Метод проведения исследований – расчётно-теоретический. При решении перечисленных научно-технических задач использовались методы теории движения искусственных спутников Земли, методы теории управления, методы теории обработки измерений, численные методы, математическое моделирование.

Научная новизна работы заключается в следующем:

1. Разработана архитектура системы управления угловым движением малоразмерного космического аппарата, включающая цифровой двойник в контуре обратной связи, ранее не используемый в системах управления МКА и предназначенный для автономного детектирования отказов измерительных средств МКА, а также адаптации бортового программного обеспечения.
2. Разработан метод определения параметров углового движения МКА на основе геометрической видимости навигационных космических аппаратов глобальных навигационных спутниковых систем для различного количества навигационных антенн без использования радиointерферометрии.

3. Разработаны сильносвязанные и слабосвязанные схемы и алгоритмы комплексирования разнотипных измерений наиболее часто используемых измерительных средств для определения ориентации МКА.

4. Разработан алгоритм определения параметров движения относительно центра масс МКА, адаптирующийся к возможным отказам измерительных средств, на основе комплекса оригинальных алгоритмов определения ориентации МКА, без использования адаптивных фильтров и нелинейных наблюдателей.

5. Для штатного случая функционирования исполнительных устройств и случая отказа одного или двух каналов управления исполнительных устройств получено квазиоптимальное терминальное программное управление угловым движением МКА, учитывающее внешние моменты.

6. Получены адаптивный и квазиадаптивный законы управления угловым движением МКА в случае высокой деградации каналов управления исполнительных устройств, позволяющие перераспределить управление на исправные органы исполнительных устройств с целью создания необходимых управляющих моментов и сохранения приемлемого качества управления.

Достоверность результатов обеспечивается обоснованностью принятых допущений в математических моделях; применением известных методов теории управления и обработки измерительной информации, численных методов при проведении вычислительных экспериментов с математическими моделями; сравнением с результатами, опубликованными другими авторами по схожим проблемам.

Практическая значимость. Сформулированные рекомендации по применению разработанных алгоритмов и полученные результаты могут быть использованы для повышения отказоустойчивости системы управления угловым движением МКА. Результаты проведённых исследований использовались при разработке СУД наноспутников семейства СамСат, создаваемых на межвузовской кафедре космических исследований.

Содержание исследований и полученные результаты соответствуют п. 8, 10, 11, 12 направлений исследований паспорта научной специальности 2.5.16.

Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов (технические науки).

Исследования по теме диссертации осуществлялись при поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (РФФИ), Российского научного фонда (РНФ) и программы госзадания Минобрнауки РФ:

– «Исследование возможности построения адаптивных алгоритмов определения ориентации низковысотных космических аппаратов на основе комплексирования разнотипной информации» (грант РФФИ № 12-08-31516_мол_а, 2012-2013 гг., руководитель);

– «Разработка комплекса управления, навигации и связи космического аппарата нанокласса для оперативного выявления признаков природных катастроф» (грант РНФ № 17-79-20215, 2017-2020, руководитель);

– «Определение микроускорений на борту свободного летящих космических платформ, используя приемник спутниковой радионавигации и магнитометр» (грант РФФИ № 06-08-00244-а, 2006-2007 гг., ответственный исполнитель);

– «Исследование возможности использования спутниковых радионавигационных технологий для контроля процесса развертывания космической тросовой системы» (грант РФФИ № 09-08-00842-а, 2009-2010 гг., ответственный исполнитель);

– «Исследование возможности глобального оперативного мониторинга движения орбитальных ступеней ракет-носителей и разгонных блоков на базе современных навигационных и коммуникационных технологий» (грант РФФИ № 11-08-00644-а, 2011-2012 гг., ответственный исполнитель);

– «Разработка и исследование концепции построения системы связи и навигации для группировки научно-образовательных наноспутников стандарта CubeSat, запускаемых попутным образом с верхних ступеней ракет-носителей «Союз» (грант РФФИ № 13-08-97015-р_поволжье_а, 2012-2014 гг., ответственный исполнитель);

– «Развитие методологии, методов и средств проведения научно – образовательных и прикладных экспериментов в космосе, использующих

группировки космических аппаратов нанокласса, построенных на базе унифицированной платформы стандарта CubeSat3U» (проектная часть госзадания 3.1421.2014/К, 2014-2016, ответственный исполнитель);

– «Разработка методов и средств проведения перспективных фундаментальных космических исследований на базе наноспутников для занятия и удержания лидерских позиций в освоении и использовании космического пространства» (проект 0777-2020-0018, финансируемый из средств госзадания победителям конкурса научных лабораторий образовательных организаций высшего образования, подведомственных Минобрнауки России, 2020-2023, исполнитель);

– «Разработка цифрового макета наноспутника стандарта кубсат, предназначенного для мониторинга ледового и водного покрытия и проведения гравиметрических исследований Арктической зоны РФ и Северного морского пути с помощью ГНСС ГЛОНАСС» (заказчик ФГУП «ВНИИФТРИ», 2023-2026, исполнитель).

Апробация работы и публикации. Основные положения работы докладывались на всероссийских и международных конференциях и семинарах: XIII, XIV, XV Международных научно-технических семинарах «Современные технологии в задачах управления, автоматики и обработки информации» (г. Алушта, 2004 г., 2005 г., 2006 г.); VIII, IX Всероссийских молодёжных научных конференциях с международным участием «Королёвские чтения» (г. Самара, 2005 г., 2007 г.); Научной сессии Санкт-Петербургского государственного университета аэрокосмического приборостроения (г. Санкт-Петербург, 2006 г.); V Международной конференции «Авиация и космонавтика – 2006» (г. Москва, 2006 г.); XII, XIII, XXI, XXV Всероссийских научно-технических семинарах по управлению движением и навигации летательных аппаратов (г. Самара, 2005 г., 2007 г., 2018 г., 2022 г.); 1-ой Международной конференции МАА-РАКЦ «Космос для Человечества» (г. Королёв, 2008 г.), I, II Международных конференциях «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках» (г. Самара, 2008 г., 2011 г.); XX, XXIII-XXVII, XXVIX, XXXI Санкт-Петербургских международных конференциях по

интегрированным навигационным системам (г. Санкт-Петербург, 2013 г, 2016-2020 гг., 2022 г., 2024 г.); XV, XVIII мультиконференциях по проблемам управления (г. Санкт-Петербург, 2022 г.; г. Тула, 2025 г.); V Европейском симпозиуме по наноспутникам формата CubeSat (г. Брюссель, 2013 г.); III, IV, XIII Всероссийской научно-технической конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники (Козловские чтения)» (г. Самара, 2013 г., 2015 г., 2024 г.); I, II, V, VI Российских симпозиумах по наноспутникам с международным участием «RusNanoSat» (г. Самара, 2015 г., 2017 г., 2023 г., 2025 г.); международном семинаре «Навигация и управление движением» (г. Самара, 2020 г.); XIII Всероссийском съезде по теоретической и прикладной механике (г. Санкт-Петербург, 2023 г.) и др.

Результаты исследований опубликованы в 51 печатной работе, в том числе 12 работ [25, 27 –34, 43, 185, 198] опубликованы в рецензируемых научных изданиях, рекомендуемых ВАК Минобрнауки России (отнесённые к категориям К-1 или К-2); 6 работ [19, 20, 35, 123, 133, 138] - в рецензируемых научных изданиях, индексируемых базой данных RSCI; 23 работы опубликованы в изданиях, индексируемых международными базами Scopus и Web of Science [26-28, 30-32, 42-48, 127, 128, 135, 136, 143, 144, 162, 164, 166, 167]; 10 работ - в сборниках трудов и тезисов конференций.

Получены 2 свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ.

Положения, выносимые на защиту (пункт паспорта специальности 2.5.16):

1. Архитектура контура управления угловым движением малоразмерного космического аппарата, включающая цифровой двойник, ранее не используемый в системах управления МКА и предназначенный для автономного детектирования отказов измерительных средств МКА (п. 10).

2. Метод определения параметров углового движения МКА на основе геометрической видимости навигационных космических аппаратов глобальных навигационных спутниковых систем для различного количества навигационных антенн без использования радиоинтерферометрии (п. 12).

3. Комплекс алгоритмов определения ориентации МКА на основе комплексирования разнотипных измерений, наиболее часто используемых датчиков с данными о геометрической видимости навигационных космических аппаратов (п. 12).

4. Алгоритм определения параметров движения относительно центра масс МКА, адаптирующийся к возможным отказам измерительных средств, на основе комплекса разработанных оригинальных алгоритмов определения ориентации МКА, без использования адаптивных фильтров и нелинейных наблюдателей (п. 10).

5. Алгоритм синтеза квазиоптимальных терминальных программных управлений угловым движением МКА в штатном случае и в случае отказа одного или двух каналов управления исполнительных устройств, учитывающие внешние моменты (п. 8, 10, 11).

6. Алгоритм синтеза адаптивного и квазиадаптивного законов управления угловым движением МКА в случае высокой деградации каналов управления исполнительных устройств, позволяющий перераспределить управление на исправные органы исполнительных устройств с целью создания необходимых управляющих моментов и сохранения приемлемого качества управления (п. 8, 10).

Личный вклад автора. Содержание диссертации и основные положения, выносимые на защиту, отражают персональный вклад автора. Все результаты диссертации получены автором лично, либо под его руководством. Из совместных работ в диссертацию вошёл только тот материал, который непосредственно принадлежит автору; заимствованный материал обозначен ссылками.

1 Формулировка и анализ состояния проблемы

1.1 Формулировка проблемы

В настоящее время МКА нанокласса активно применяются в космических миссиях по исследованию и освоению космического пространства. Наибольшей популярностью пользуется стандарт кубсат (англ. – CubeSat), который позволяет создавать полнофункциональные МКА при сравнительно невысоких материальных и временных затратах. Спецификации стандарта кубсат были разработаны в 1999 г. Калифорнийским политехническим и Стэнфордским университетами [1, 2], чтобы упростить создание сверхмалых КА. Стандартная единица 1U представляет собой куб со стороной 10 см массой до 1,33 кг [3]. После успехов в создании МКА форматов 1U и 3U было предложено создавать и использовать более крупные кубсат, предоставляющие значительно большие возможности, такие как 6U, а также 12U и 27U, которые уже относятся к классу микроспутников [4].

По данным интернет-ресурса Nanosats Database [5], по состоянию на 30 апреля 2025 года 91 страной было создано и запущено 2956 МКА (из которых стандарта CubeSat – 2730), включая 18 межпланетных. На Россию приходится 198 МКА, выведенных на орбиту. По прогнозам [5], до конца 2029 года планируется запустить более 1900 МКА. Наряду с этим возрастают требования ко времени их активного функционирования. При этом усложняются и сами МКА – появляются трансформируемые элементы (например, панели солнечных батарей или крупногабаритные антенны), двигательные установки, что, в свою очередь, влечёт за собой необходимость повышения отказоустойчивости бортовых обеспечивающих систем МКА при жёстких ограничениях на массу, габариты и энергозатраты и с учётом значительного влияния внешних возмущений на угловое движение.

Исследования [6–8] показали, что основной причиной невыполнения целевой миссии КА является выход из строя системы управления угловым движением, который может быть вызван отказом измерительных средств, исполнительных устройств или бортового контроллера СУД. Для повышения надёжности

выполнения целевой миссии КА необходимо обеспечить на борту выявление дефектов и парирование отказов в СУД.

1.1.1 Особенности МКА

Сравнительно невысокие материальные и временные затраты на проектирование, изготовление и запуск МКА обеспечиваются использованием неспециализированной элементной базы при создании бортовых систем и сокращённой программой наземных испытаний.

Вышеперечисленные факторы необходимо дополнить следующими особенностями, присущими МКА:

- математическая модель углового движения МКА является существенно нелинейной [9–15];
- внешние моменты (гравитационный, аэродинамический, магнитный и др.) оказывают значительное влияние на угловое движение МКА, что приводит к необходимости их учёта при проектировании алгоритмов управления угловым движением МКА [16–19];
- жёсткие ограничения на габариты и энергетику не позволяют обеспечить резервирование исполнительных устройств.

Из вышеизложенного можно утверждать, что существующие подходы к повышению отказоустойчивости управления угловым движением больших КА напрямую не могут быть использованы для МКА.

1.1.2 Типовой состав измерительных и исполнительных средств системы управления угловым движением МКА

Для выполнения большинства научных и прикладных исследований в космосе, например для изучения геофизических полей (магнитосферы и ионосферы Земли), необходимо обеспечить требуемое угловое положение МКА в пространстве. При этом, в отличие от задач дистанционного зондирования Земли, погрешность определения ориентации осей чувствительности научной аппаратуры может достигать нескольких градусов (приемлемой считается величина, не превышающая 5°). Решение этой задачи возлагается на систему управления

угловым движением МКА, традиционно состоящую из блока датчиков и исполнительных устройств [20].

К типовым измерительным средствам, наиболее часто используемым на МКА, относятся следующие [13, 21-28]: магнитометры, датчики освещённости, датчики Солнца, датчики угловых скоростей, построители местной вертикали и, реже, звёздные датчики.

К вышеперечисленным типовым измерительным средствам, используемым на МКА, следует добавить навигационные приёмники (НП), которые могут использоваться не только для высокоточной пространственно-временной привязки данных целевой аппаратуры [29-32], но и для грубой оценки ориентации по анализу геометрической видимости навигационных космических аппаратов [33–49].

Среди исполнительных устройств наибольшее распространение получили магнитные катушки, маховики и двигатели ориентации [9, 13, 15, 50, 51].

1.1.3 Возможные причины отказов измерительных и исполнительных средств системы управления угловым движением КА

Деграция измерительных средств и исполнительных устройств на КА связана с комплексом факторов: воздействием высокоэнергетических частиц, физическим старением, воздействием радиации, температурными колебаниями, механическими нагрузками и др.

Характеристики магнитометров зависят от физических принципов, на которых основана их работа.

К наиболее распространённым типам магнитометров относятся [52–54]:

- феррозондовые (Fluxgate magnetometers);
- магниторезистивные магнитометры (AMR, GMR, TMR);
 - анизотропные магниторезистивные датчики (AMR – Anisotropic Magnetoresistance);
 - магнитометры на основе гигантского магнитосопротивления (GMR – Giant Magnetoresistance);
 - магнитометры на основе туннельного магнитосопротивления (TMR – Tunnel Magnetoresistance);

- магнитоимпедансные магнитометры (GMI — Giant Magneto-Impedance);
- оптические (атомные) магнитометры (Optically Pumped / SERF);
- катушечные (индукционные) магнитометры;
- МЭМС магнитометры, основанные на силе Лоренца;
- магнитометры на основе эффекта Холла;
- сверхпроводящие квантовые интерферометры (SQUID – Superconducting Quantum Interference Device);
- протонные магнитометры (PPM – Proton Precession Magnetometer).

Наиболее распространённые типы магнитометров и их характеристики приведены в таблице 1.1 и на рисунке 1.1 [52–54].

Таблица 1.1 – Типы, принципы работы и характеристики магнитометров

Тип магнитометра	Принцип работы	Характеристики	Применение
Феррозондовые	основан на нелинейной магнитной проницаемости ферромагнитного сердечника	– высокая точность (до $\sim 0,1$–$1,0$ нТл); – хорошая стабильность и линейность. – умеренное энергопотребление; – относительно компактные, но крупнее некоторых других типов.	широко используются в космических миссиях, включая МКА
Магниторезистивные	изменение электрического сопротивления материала под	– компактные, дешёвые, низкое энергопотребление; – точность ниже, чем у	широко применяются в МКА благодаря малым габаритам и

Тип магнитометра	Принцип работы	Характеристики	Применение
	действием магнитного поля	феррозондовых (~10–100 нТл); – чувствительны к температуре и требуют калибровки.	невысокой стоимости
Магнитоимпедансные	изменение импеданса проводника в магнитном поле	Высокая чувствительность при малых размерах	пока редко используются в космосе, но активно исследуются [55]
Оптические (атомные)	измерение изменения энергетических уровней атомов (обычно щелочных металлов) под действием магнитного поля	– очень высокая чувствительность (<0,1 пТл). – крупные, сложные, высокое энергопотребление.	В основном в наземных и крупных космических миссиях (например, Swarm от ESA), не используются в МКА из-за габаритов и сложности.
катушечные (индукционные)	измерение электродвижущей силы, индуцированной изменяющимся магнитным полем	– работают только с переменным полем; – не подходят для измерения статического	для геологии и геофизики; для изучения взаимодействия солнечного ветра с магнитосферой Земли и

Тип магнитометра	Принцип работы	Характеристики	Применение
		геомагнитного поля.	волновых процессов в космической плазме; неразрушающего контроля [54, 56]
МЭМС, основанные на силе Лоренца	используется механическое воздействие магнитного поля на движущийся заряд	– возможна реализация 3-осевого датчика на одном кристалле; – малые габариты и масса; – низкое энергопотребление; – уязвимости к вибрациям.	Большинство таких датчиков – COTS (commercial off-the-shelf), не прошедшие радиационные и термовакуумные испытания.
на основе эффекта Холла	эффект Холла	– очень маленькие габариты; – низкое энергопотребление; – высокий уровень шума и дрейф нуля	разрешение и точность недостаточны для СУД КА и/или мониторинга магнитосферы.
сверхпроводящие квантовые интерферометры	квантовые эффекты в сверхпроводниках	– наиболее чувствительные из всех (~фТл);	медицина, физика материалов и др.

Тип магнитометра	Принцип работы	Характеристики	Применение
		– требуют криогенного охлаждения	
протонные магнитометры	основан на ядерном магнитном резонансе протонов (ядер водорода)	– скалярный; – отсутствует дрейф нуля со временем; – высокое энергопотребление и циклический режим.	Не подходит для СУД КА

Самыми распространёнными типами магнитометров для измерения МПЗ на борту КА являются AMR, GMR и TMR магнитометры благодаря их компактным размерам, низкому энергопотреблению. AMR-магнитометры имеют большую температурную стабильность, в то время как TMR более широкий линейный диапазон.

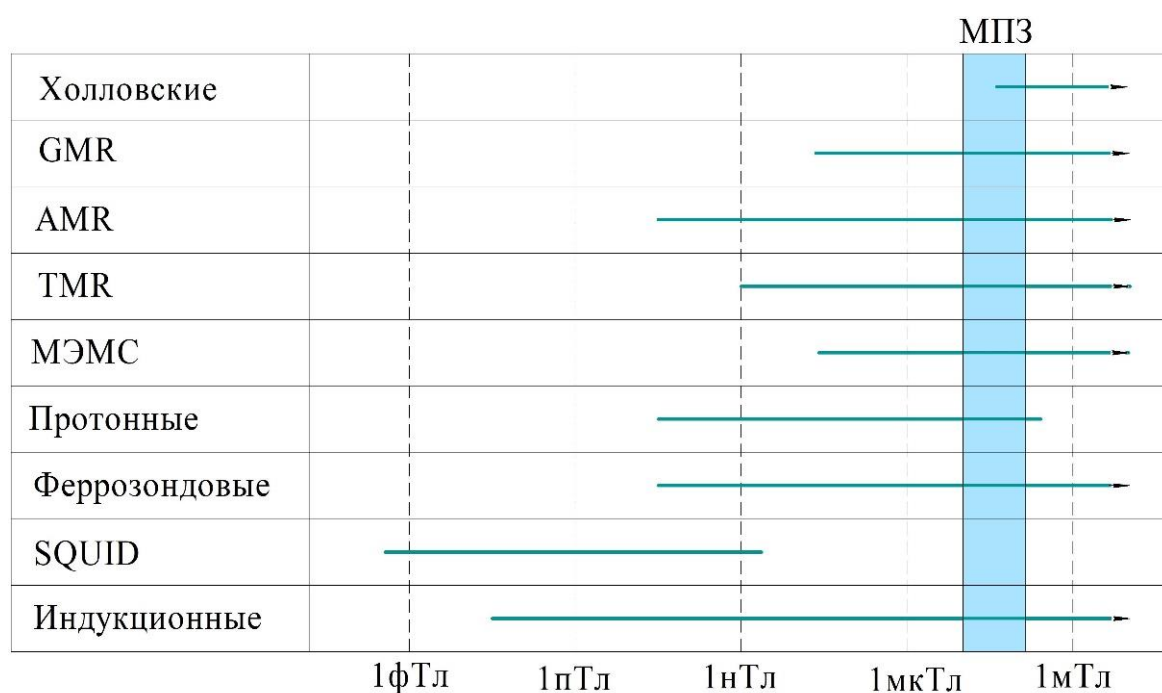


Рисунок 1.1 – Сравнительная характеристика диапазонов измерений различных типов магнитометров

В таблице 1.2 приведена информация о влиянии различных факторов космического пространства на деградацию магнитометров, наиболее часто используемых на МКА [57-67].

Таблица 1.2 – Факторы, влияющие на деградацию магнитометров

Фактор деградации	Влияние
Радиационное воздействие	– дрейф нуля; – снижение чувствительности; – повреждение полупроводниковых элементов; – увеличение шумов.
Температурные колебания и термомеханические напряжения	– температурный дрейф нуля и масштабного коэффициента; – механические напряжения в материалах; – изменение магнитных свойств сердечников.
Загрязнение и изменение магнитных свойств материалов	– образование магнитных плёнок на сенсорах; – паразитные намагниченности; – искажение слабых магнитных сигналов.
Электромагнитные помехи от бортовых систем	– наложение паразитных полей на измеряемое поле; – переменные помехи при включении систем.
Механические повреждения	– смещение катушек/сердечников; – магнитострикционные эффекты; – повреждение контактов.
Деградация электроники	– долговременный дрейф нуля и коэффициента усиления; – увеличение уровня шума; – потеря точности калибровки.
Ограниченность калибровки	– накопление некомпенсированных ошибок; – неучтённые изменения магнитного «следа» КА.

К основным типам ДУС можно отнести [68]:

- роторные гироскопы:
 - гироскопы на кардановом подвесе;
 - гироскопы со сферическим шарикоподшипниковым подвесом;
 - гироскопы с упругим подвесом (роторный вибрационный гироскоп, динамически настраиваемый гироскоп);
 - гироскопы с неконтактным подвесом ротора (электростатические, газовые, жидкостные);
- волновые твердотельные гироскопы:
 - с объёмным резонатором;
 - с кольцевым резонатором;
- микромеханические гироскопы;
- оптические гироскопы:
 - лазерные гироскопы;
 - волоконно-оптические гироскопы;
- твердотельные микромеханические гироскопы на поверхностных акустических волнах.

В таблице 1.3 приведена информация о влиянии различных факторов космического пространства на деградацию микромеханических и оптических ДУС [69-72].

Таблица 1.3 – Факторы, влияющие на деградацию ДУС

Фактор деградации	Влияние
Радиационное воздействие	– дрейф нуля и изменение масштабного коэффициента; – появление временных или постоянных ошибок.
Температурные колебания	– дрейф нуля и изменение масштабного коэффициента; – изменение физических свойств материалов.

Фактор деградации	Влияние
Электромагнитные помехи от бортовых систем	– увеличение уровня собственного шума датчика; – смещение и дрейф нуля.
Деградация электроники	– долговременный дрейф нуля и коэффициента усиления; – увеличение уровня шума; – потеря точности калибровки.

Приборы ориентации по Солнцу подразделяются по точности на грубые и точные [13, 15, 25, 73-75].

В таблице 1.4 приведена информация о влиянии различных факторов космического пространства на деградацию ДО/ДС, наиболее часто используемых на МКА [76-78].

Таблица 1.4 – Факторы, влияющие на деградацию ДО/ДС

Фактор деградации	Влияние
Радиационное воздействие	– старение оптики, фильтров и защитных покрытий; – появление паразитных сигналов
Температурные колебания	механические напряжения в материалах и появление микротрещин
Загрязнение оптических поверхностей	появление паразитных сигналов
Механические повреждения	образование кратеров, трещин, царапин, эрозия поверхности

Звёздные датчики различаются по ширине поля зрения (широкопольные и узкопольные), количеству одновременно наблюдаемых звёзд, числу оптических блоков, типу матрицы (ПЗС (прибор с зарядовой связью)/КМОП ((комплементарная структура металл-оксид-полупроводник)), габаритам и целевому применению (от крупных КА до МКА) [13, 15, 79].

В таблице 1.5 приведена информация о влиянии наиболее значимых факторов космического пространства на деградацию звёздных датчиков [80-82].

Таблица 1.5 – Факторы, влияющие на деградацию звёздных датчиков

Фактор деградации	Влияние
Радиационное воздействие	накопление статического заряда на поверхностях датчика и на чувствительной электронике, в том числе ПЗС-матрицах и КМОП-сенсорах, что приводит к электрическим пробоям, деградации чувствительности, выходу из строя элементов и искажениям в измерениях параметров
Температурные колебания	механические деформации компонентов датчика, изменение оптических характеристик линз и матрицы, а также нестабильность фокусного расстояния, положения главной точки, и размеров дисторсии изображения, что снижает точность угловых измерений
Механические повреждения	ухудшение прозрачности оптических элементов, изменении отражающих свойств поверхностей или потеря точности механических соединений

Двигатель-маховик (маховик) – электромеханическое устройство, изготавливающееся на основе управляемого моментного бесконтактного двигателя постоянного тока [83, 84]. Конструктивно маховик состоит из двухфазного синхронного двигателя с постоянными магнитами, ротора, выполненного в виде маховика, шарикоподшипниковых опор, корпуса, основания и блока электроники, содержащего регулятор тока, вторичный источник питания, сигнальный и силовой интерфейсы [84]. Электродвигатель обеспечивает реверсивное вращение ротора-маховика, его торможение, а величина создаваемого им вращающего (управляющего) момента при этом может плавно меняться в заданном диапазоне в соответствии с сигналом управления, подаваемым на вход маховика [85]. Маховики, могут быть оснащены гермокамерой, которая служит не только для уменьшения аэродинамической составляющей момента сопротивления вращению

ротора, но и обеспечивает комфортные условия работы шарикоподшипниковых опор, что повышает их надёжность и увеличивает срок службы [84].

В таблице 1.6 приведена информация о влиянии наиболее значимых факторов космического пространства на деградацию маховиков [85, 86].

Таблица 1.6 – Факторы, влияющие на деградацию маховиков

Фактор деградации	Влияние
Радиационное воздействие	деградация обмоток электродвигателя; отказ датчиков положения; возникновение электрического разряда в подшипниках
Температурные колебания	деградация обмоток электродвигателя; тепловое расширение материалов подшипников и корпуса могут создавать дополнительные механические напряжения, влияющие на работу подшипников и приводящие к преждевременному износу
Механические повреждения	неравномерное распределение момента трения в подшипниках приводит к изменениям момента двигателя и является одной из ведущих причин отказов двигателей-маховиков; неравномерное распределение смазки по поверхностям подшипников

Магнитные катушки, используемые в СУД МКА можно разделить на два типа – с ферромагнитным сердечником и без него [87-94]. Магнитные катушки без сердечника подразделяются на воздушные катушки и плоские катушки на печатных платах. Выбор типа магнитной катушки определяется компромиссом между массой, энергопотреблением и создаваемым моментом:

- плоские воздушные катушки оптимальны по производству массы и мощности для заданного дипольного момента [94, 95];

- катушки с сердечником обеспечивают максимальный момент при ограниченной мощности, но имеют большую массу [89, 94];

- плоские катушки на печатных платах минимизируют объем и массу, но требуют высоких токов для создания значимого момента [89, 94].

В таблице 1.7 приведена информация о влиянии наиболее значимых факторах космического пространства на деградацию маховиков [87, 88, 96].

Таблица 1.7 – Факторы, влияющие на деградацию маховиков

Фактор деградации	Влияние
Радиационное воздействие	деградация ферромагнитного сердечника (снижение относительной магнитной проницаемости и изменение формы петли гистерезиса)
Температурные колебания	локальный перегрев из-за чрезмерных токов или недостаточного теплоотвода может привести к необратимым изменениям магнитных свойств
Механические повреждения	неравномерное распределение момента трения в подшипниках приводит к изменениям момента двигателя и является одной из ведущих причин отказов маховиков

1.2 Существующие подходы к детектированию отказов измерительных средств и исполнительных устройств СУД КА

Существующие подходы к обнаружению и диагностике неисправностей измерительных средств и исполнительных устройств подразделяются на две группы [97] (рисунок 1.2): на основе моделей [98-104] и на основе базы данных [105-109]. В первом случае используются: теория фильтрации (фильтр Калмана и его модификации) [98, 99], H_∞ – регуляторы [100], наблюдатели [101-103], скользящее управление [104]. Во втором привлекаются такие методы, как метод опорных векторов [105], нейронные сети [106], статистический последовательный анализ [107], методы анализа независимых компонент [108] и нечёткой кластеризации С-средних [109]. Подробнее познакомиться с каждым из подходов можно, например, в работах [98-109].

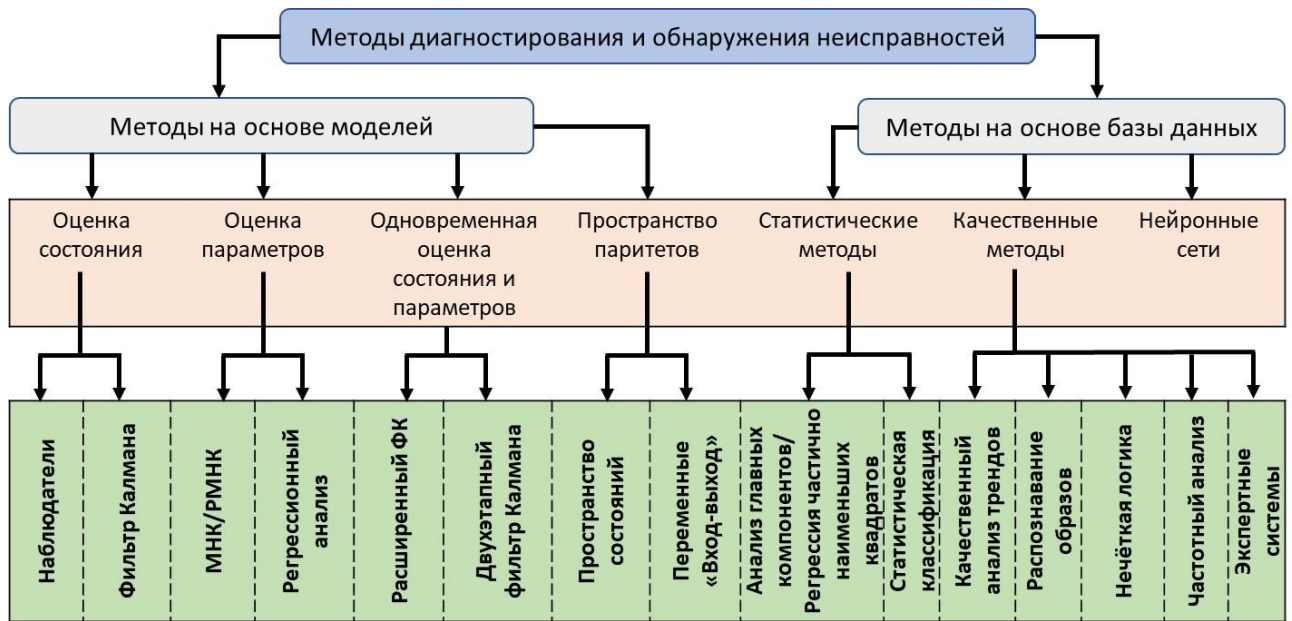


Рисунок 1.2 – Классификация методов диагностирования и обнаружения неисправностей системы управления ориентацией космического аппарата

На рисунке 1.2 приняты следующие обозначения: МНК – метод наименьших квадратов; РМНК – рекурсивный МНК; ФК – фильтр Калмана.

Каждый из подходов имеет свои достоинства и недостатки. В таблице 1.8 кратко описаны достоинства и недостатки упомянутых методов диагностирования и обнаружения неисправностей СУД КА.

Таблица 1.8 – Характеристики методов диагностирования и обнаружения неисправностей СУД КА

Подход	Достоинства	Недостатки
1. Методы на основе моделей		
Оценка состояния	– хорошо разработана теория и практические методы реализации; – проверена на множестве примеров в аэрокосмической отрасли; – относительно низкие требования к объёму данных;	– сильная зависимость от точности математической модели; – чувствительность к непрогнозируемым возмущениям и шумам; – не обеспечивает прямую информацию о величине неисправности;

Подход	Достоинства	Недостатки
	– может обеспечить высокую точность при наличии хорошей математической модели движения.	– требует точного знания параметров системы для настройки наблюдателя.
Оценка параметров	– может напрямую оценивать величину отказа (например, коэффициент снижения эффективности маховики); – применимо для мультипликативных отказов; – предоставляет информацию о степени развития неисправности (деградации); – позволяет прогнозировать прогрессирующие отказы.	– требует предварительного знания параметрической структуры возможных неисправностей; – повышенная вычислительная сложность по сравнению с методами группы «Оценка состояния» или методов группы «Пространство паритетов»; – возможны проблемы идентифицируемости параметров при ограниченной возбудимости (при работе исполнительных устройств на малой мощности).
Одновременная оценка состояния и параметров	– наиболее полная информация о состоянии и параметрах системы одновременно; – может быть использован при наличии нескольких возможных режимов отказа;	– высокая вычислительная сложность – для практической реализации потребуется разработка эффективных алгоритмов; – критическая зависимость от точности математической модели;

Подход	Достоинства	Недостатки
	– позволяет правильно отслеживать переходные процессы при возникновении отказов; – хорошо зарекомендовали себя на практике (например, в миссии Mars Express).	– требует точного знания статистических характеристик шумов движения и измерений; – может быть численно неустойчивым при неправильной инициализации (начальной настройки параметров).
Пространство паритетов	– может быть эффективно реализован с низкой вычислительной сложностью; – хорошо работает для линейных систем; – позволяет чётко выявлять структурные изменения в системе.	– ограниченная применимость к нелинейным системам; – требует полного и точного знания математической модели движения; – сложность при работе с системами, имеющими ограничения на управление; – требует хорошей фильтрации возмущений без явного механизма расчёта порогов.
2. Методы на основе данных		
Статистические методы	– не требуют построения точной математической модели динамической системы;	– требуют очень большого объёма качественных данных для обучения;

Подход	Достоинства	Недостатки
	– могут автоматически выявлять закономерности в больших наборах данных; – хорошо работают с высокоразмерными системами; – потенциально могут обнаруживать новые, непредвиденные типы неисправностей.	– сложность интерпретации результатов (какие переменные на что влияют); – сложность реализации на бортовом компьютере КА из-за ограничений на оперативную и энергонезависимую память на борту и пропускную способность канала передачи данных; – требуют регулярного переучивания при изменении условий функционирования.
Качественные методы	– могут работать с неполной, неточной или противоречивой информацией; – совпадают с инженерной интуицией и экспертными знаниями (например, структура диагностических правил/тестов близка к тому, как инженеры (специалисты) устно описывают признаки отказов); – могут описывать качественные	– требуют тщательного сбора и формализации экспертных знаний; – часто менее точны чем количественные методы при наличии численных данных; – сложность верификации и валидации; – при большом количестве возможных режимов отказа становятся неэффективными.

Подход	Достоинства	Недостатки
	закономерности, сложные для математической формализации; – относительно простая реализация при наличии экспертного знания.	
Нейронные сети	– очень высокое качество диагностики; – не требуется явного построения математической модели системы; – хорошо обрабатывают многомерные входные сигналы (измерения с множества разнотипных датчиков); – позволяет автоматически находить нелинейные комбинации признаков, которые лучше всего разделяют «штатное функционирование» и разные типы отказов.	– сложность использования на борту КА из-за ограничений на объём энергонезависимой памяти и высоких требований к вычислительной мощности на борту КА; – требуют огромного количества данных для надёжной подготовки (обучения нейронной сети); – плохая обобщаемость – может хорошо работать на тренировочных данных, но плохо на новых.

Повысить отказоустойчивость системы управления движением КА можно за счёт избыточности – аппаратурной, программной, информационной и др., что позволяет в случае возникновения на борту КА какой-либо неисправности выполнить реконфигурацию СУД. При отказах исполнительных устройств процедура заключается в перераспределении управления на исправные органы с

целью создать необходимые управляющие моменты и сохранить приемлемое качество управления [110-112].

Если в исполнительных устройствах СУД КА не предусмотрена избыточность и при этом нет заранее заложенного алгоритма управления, перераспределяющего функции вышедших из строя органов на исправные, то сохранить управляемость КА можно путём перехода в «безопасный» режим [97, 113]. При обнаружении сбоев в работе КА его бортовой компьютер отключает все исполнительные устройства, в результате циклограмма научных экспериментов приостанавливается до тех пор, пока специалисты центра управления полётом (ЦУП) не решат выявленную проблему. Таким образом, «безопасный» режим представляет собой неуправляемое движение КА, при котором функционирует минимально необходимый набор обеспечивающих систем. Факт нештатного функционирования КА на практике устанавливается специалистами ЦУП по анализу телеметрии. Это практически единственный подход, применяемый при ликвидации нештатных ситуаций на борту КА [97], его эффективность была продемонстрирована на примере КА FUSE (Far Ultraviolet Spectroscopic Explorer) [97, 114] и МКА CERISE [97, 115].

1.3 Выводы по первой главе

Как показал анализ, приведённый в разделе 1.1, к ключевым факторам, влияющим на деградацию измерительных средств и исполнительных устройств, можно отнести – радиационное воздействие, термоциклирование и механические повреждения. Влияние первых двух факторов можно снизить за счёт создания дополнительной защиты и системы обеспечения терморегулирования, но это, в свою очередь, повлечёт за собой увеличение массы и энергопотребления.

Краткий анализ достоинств и недостатков методов диагностирования и обнаружения отказов показал, что выбор метода должен быть основан на специфических требованиях миссии, доступных ресурсах (программных, аппаратных, энергетических) и характеристиках СУД конкретного КА.

Ввиду жёстких ограничений на массу и габариты на МКА затруднительно обеспечить избыточность исполнительных устройств СУД. В то же время при

длительных задержках связи, в частности в ходе межпланетных миссий, или при кратковременных сеансах связи, усложнении научных исследований «безопасный» режим может оказаться неэффективным. В связи с этим видится актуальным создание адаптивных автономных систем детектирования и парирования отказов измерительных средств и исполнительных систем МКА (без резервирования исполнительных устройств), которые могут быть построены на базе современных энергоэффективных бортовых вычислительных средств.

2 Архитектура системы управления угловым движением МКА

2.1 Цифровой двойник системы управления угловым движением МКА

Чтобы обеспечить отказоустойчивость системы управления угловым движением МКА в тех миссиях, где это является критически важным, предлагается её адаптивная модификация, основанная на одновременной работе СУД МКА и его цифрового двойника [20]. В случае выявления неисправностей измерительных или исполнительных устройств в цифровом двойнике вырабатывается решение о реконфигурации алгоритмического обеспечения СУД МКА (рисунок 2.1).

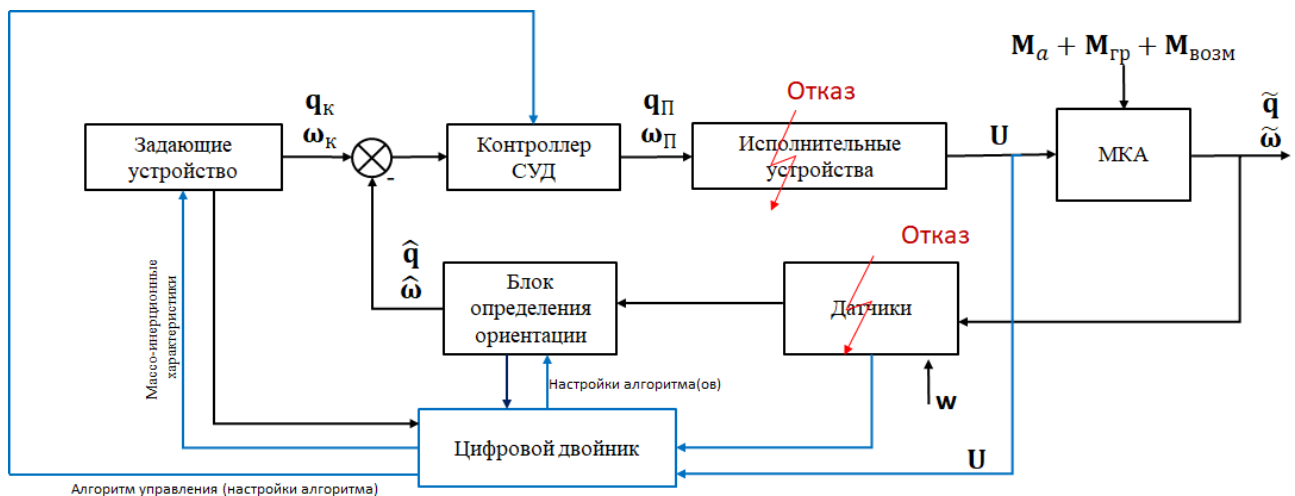


Рисунок 2.1 – Структурная схема контура управления угловым движением МКА с цифровым двойником

Задача построения адаптивной к отказам системы управления угловым движением МКА разделена на две [20]:

- построение отказоустойчивой обратной связи системы управления – определение ориентации МКА при выходе из строя одного или нескольких измерительных средств;
- построение отказоустойчивой прямой цепи системы управления – сохранение управляемости в случае отказов или деградации отдельных исполнительных устройств.

В соответствии с [116], цифровой двойник изделия – система, состоящая из цифровой модели изделия и двусторонних информационных связей с ним (при его наличии) и/или его составными частями.

В данном случае цифровой двойник СУД представляет собой совокупность математических моделей и алгоритмов определения ориентации МКА и управления его угловым движением, в задачи которого входит [20]:

- моделирование движения центра масс МКА;
- моделирование неуправляемого углового движения МКА;
- моделирование измерений датчиков, установленных на борту МКА;
- калибровка измерительных устройств;
- идентификация параметров бортовой модели МКА;
- моделирование работы алгоритмов определения ориентации МКА;
- моделирование управляемого углового движения МКА.

Схема взаимодействия моделей и алгоритмов в цифровом двойнике СУД представлена на рисунок 2.2.

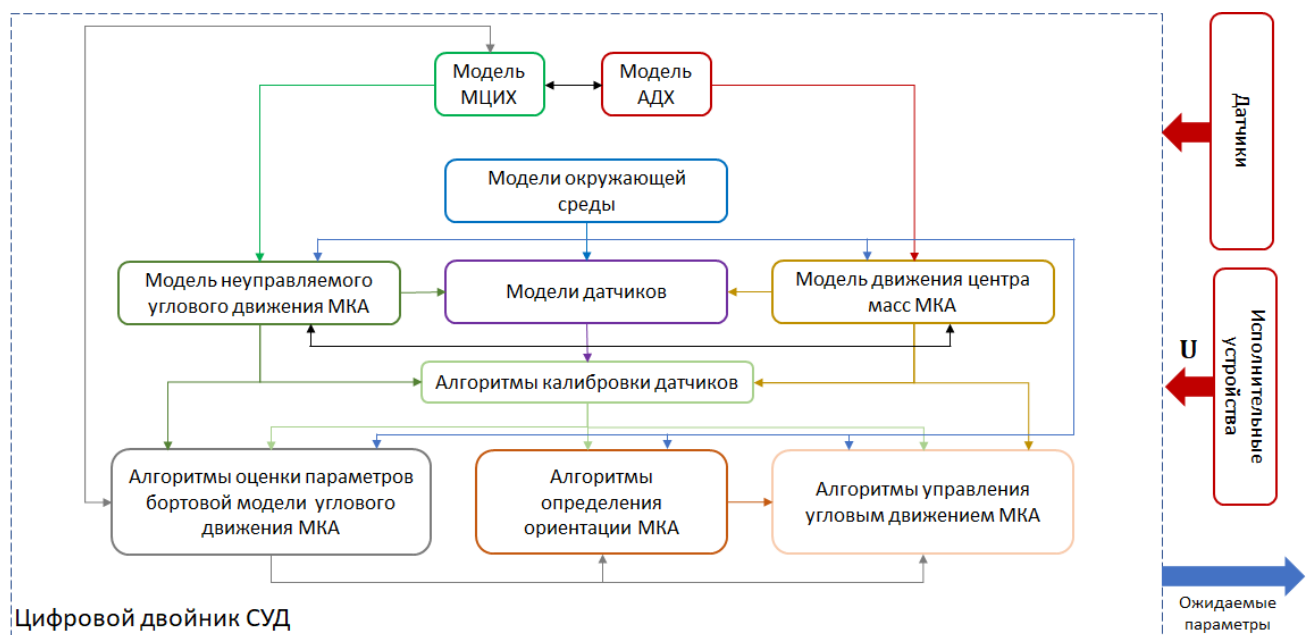


Рисунок 2.2 – Схема взаимодействия моделей и алгоритмов в цифровом двойнике (МЦИХ – массоцентровочные и инерционные характеристики (масса, положение центра масс, тензор инерции); АДХ – аэродинамические характеристики (положение центра давления, коэффициент лобового сопротивления))

2.1.1 Системы координат, используемые в цифровом двойнике

Опишем основные системы координат, используемые в цифровом двойнике.

Абсолютная геоцентрическая система координат (АГСК) $ox_a y_a z_a$: начало o в центре Земли, ось ox_a направлена в точку весеннего равноденствия, ось oz_a – по

оси суточного вращения Земли (перпендикулярно плоскости экватора), ось ou_a лежит в плоскости экватора Земли и дополняет систему до правой (рисунок 2.3).

Орбитальная система координат $OXYZ$ (ОСК): начало O в центре масс МКА, ось OZ направлена по радиус-вектору МКА, ось OX перпендикулярна оси OZ , принадлежит плоскости траектории МКА и направлена в сторону движения МКА, ось OY дополняет систему $OXYZ$ до прямоугольной правой (рисунок 2.3).

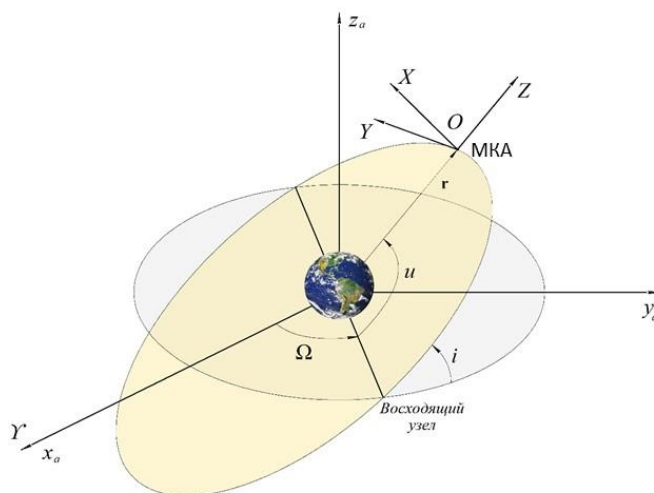


Рисунок 2.3 – Абсолютная и орбитальная системы координат (Ω – долгота восходящего узла, i – наклонение орбиты, u – аргумент широты)

Связанная система координат $Oxyz$ (ССК): начало O в центре масс МКА, оси сонаправлены с главными центральными осями инерции (рисунок 2.4).

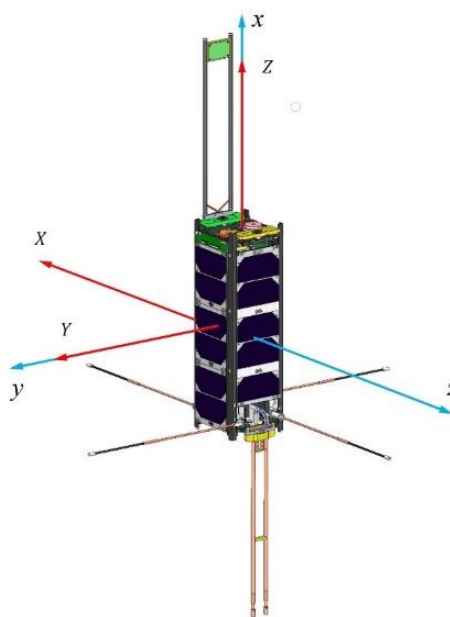


Рисунок 2.4 – Направление осей связанной системы координат

2.1.2 Математические модели движения МКА и измерений, используемые в цифровом двойнике

Модель движения центра масс МКА в АГСК векторной форме описывается уравнением [20, 117]:

$$\ddot{\mathbf{r}} = -\mu \frac{\mathbf{r}}{|\mathbf{r}|^3} + \sum_{k=1}^K \mathbf{a}_{J_k} + \mathbf{a}_{\text{атм}}, \quad (2.1)$$

где $\mathbf{r} = [x_a \ y_a \ z_a]^T$ – радиус-вектор МКА;

$\mu = 398600 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли;

$\mathbf{a}_{J_k}$ – возмущающее ускорение от k -й зональной гармоники;

$\mathbf{a}_{\text{атм}}$ – возмущающее ускорение от сопротивления атмосферы;

K – количество учитываемых зональных гармоник.

Модель пространственного движения МКА относительно центра масс под действием аэродинамического, гравитационного, а также управляющего моментов на круговой орбите описывается векторным уравнением

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_{ep} + \mathbf{U}, \quad (2.2)$$

где $\mathbf{I} = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$ – тензор инерции МКА;

$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}^{bo} + \boldsymbol{\omega}^{oa}$ – вектор абсолютной угловой скорости;

$\boldsymbol{\omega}^{bo} = [\omega_x^{bo}, \omega_y^{bo}, \omega_z^{bo}]^T$ – вектор угловой скорости МКА относительно ОСК;

$\boldsymbol{\omega}^{oa} = [0, \omega_{\text{орб}}, 0]^T = \left[0, \sqrt{\frac{\mu}{|\mathbf{r}|^3}}, 0 \right]^T$ – угловая скорость ОСК относительно АГСК;

$\mathbf{M}_a = \rho C_D S [\mathbf{d} \times \mathbf{V}^b] |\mathbf{V}^b|$ – вектор аэродинамического момента;

$\mathbf{M}_{ep} = \frac{3\mu}{|\mathbf{r}|^3} (\boldsymbol{\eta}^b \times \mathbf{I} \boldsymbol{\eta}^b)$ – вектор гравитационного момента;

$\mathbf{U} = [u_x, u_y, u_z]^T$ – вектор управляющего момента исполнительных устройств;

$\boldsymbol{\eta}^b$ – вектор местной вертикали в ССК;

ρ – плотность атмосферы на высоте МКА;

C_D – коэффициент лобового сопротивления;

S – площадь миделевого сечения;

$\mathbf{d}$ – вектор, соединяющий центр масс и центр давления;

$\mathbf{V}^b$ – вектор орбитальной скорости МКА в проекциях на оси ССК.

В [16] показано, что угловое ускорение МКА, обусловленное аэродинамическим моментом, значительно выше, чем у КА с большими размерами и массой (при одинаковых значениях относительного запаса статической устойчивости и объёмной плотности). В связи с этим для повышения точности модели аэродинамического момента предлагается использовать NRLMSISE-00 [118], поскольку плотность в ней рассчитывается с учётом концентрации газов (молекулярные азот и кислород, атомарные азот и кислород, гелий, водород, аргон), которая зависит от пространственно-временного положения МКА, солнечной активности и текущего состояния магнитного поля Земли. Снизить погрешность определения аэродинамических характеристик МКА можно с помощью панельного метода [119] или метода прямого моделирования Монте-Карло [120], которые позволяют получить коэффициенты лобового сопротивления, подъёмной и боковой сил, а также координаты центра давления с учётом как диффузного взаимодействия частиц с поверхностью, так и их тепловых скоростей.

Динамические уравнения (2.2) дополним кинематическим уравнением в векторной форме с нормированным кватернионом:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \mathbf{\Omega} \mathbf{q}, \quad (2.3)$$

где $\mathbf{q}$ – нормированный кватернион;

$$\mathbf{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x^{bo} & -\omega_y^{bo} & -\omega_z^{bo} \\ \omega_x^{bo} & 0 & \omega_z^{bo} & -\omega_y^{bo} \\ \omega_y^{bo} & -\omega_z^{bo} & 0 & \omega_x^{bo} \\ \omega_z^{bo} & \omega_y^{bo} & -\omega_x^{bo} & 0 \end{bmatrix} - \text{кососимметричная матрица.}$$

Математическую модель измерений магнитометра можно представить как [20, 121]

$$\mathbf{B}_m = \mathbf{S} \cdot \mathbf{N} \cdot (\mathbf{A}_{si} \cdot \mathbf{B}_t + \mathbf{b}_{hi}) + \mathbf{b}_{so} + \boldsymbol{\beta}(t) + \boldsymbol{\varepsilon}, \quad (2.4)$$

где $\mathbf{B}_t$ – истинное значение вектора индукции измеряемого внешнего магнитного поля Земли;

$\mathbf{B}_m$ – вектор измерений магнитометра;

$\mathbf{A}_{si}$ – матрица комплексной ошибки, вызванной влиянием магнитомягких материалов;

$\mathbf{b}_{hi}$ – вектор смещения нуля, обусловленного магнитотвердыми материалами;

$\mathbf{N}$ – матрица неортогональности осей магнитометра;

$\mathbf{S}$ – диагональная матрица масштабирования по измерительным осям магнитометра;

$\mathbf{b}_{so}$ – вектор инструментального смещения нуля;

$\boldsymbol{\beta}(t)$ – вектор температурного смещения нуля, компоненты которого изменяются во времени и зависят от температуры окружающей среды;

$\boldsymbol{\varepsilon}$ – вектор шумов измерений, компоненты которого принимаются случайными величинами с нормальным законом распределения и нулевым математическим ожиданием.

Для моделирования измерений $\mathbf{B}_t$ применяется получившая широкое распространение модель магнитного поля Земли (МПЗ) – International Geomagnetic Reference Field (IGRF), разработанная Международной ассоциацией геомагнетизма и аэронавтики (International Association of Geomagnetism and Aeronomy – IAGA). Модель представляет собой набор коэффициентов разложения магнитного потенциала Земли в ряд по сферическим функциям и содержит коэффициенты не только для года эпохи (обновляются каждые пять лет), но и учитывающие вековые изменения [22]. На практике чаще всего используются 13 гармоник разложения магнитного потенциала Земли.

Математическую модель измерений датчика угловых скоростей можно представить в виде [20, 122]

$$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}_t + \mathbf{N}_{\omega} \boldsymbol{\omega}_t + \mathbf{S}_{\omega} \boldsymbol{\omega}_t + \mathbf{b}_{\omega} + \boldsymbol{\varepsilon}, \quad (2.5)$$

где $\boldsymbol{\omega}$ – вектор измерений датчика угловых скоростей;

ω_t – вектор истинной угловой скорости;

$\mathbf{b}_\omega$ – вектор, элементами которого являются вызванные смещением нуля погрешности для каждой оси чувствительности;

$\mathbf{S}_\omega$ – матрица погрешностей масштабного коэффициента;

$\mathbf{N}_\omega$ – матрица погрешностей неортогональности осей датчика угловой скорости;

ε – вектор случайных шумов измерений, компоненты которого принимаются случайными величинами с нормальным законом распределения и нулевым математическим ожиданием.

Моделирование измерений ω_t выполняется при использовании уравнений (2.2)–(2.3).

Датчик Солнца измеряет вектор направления на Солнце в ССК [13], при этом модель измерения имеет вид [24]

$$\mathbf{S}_b = \mathbf{W}\mathbf{S}_r + \varepsilon, \quad (2.6)$$

где $\mathbf{S}_r$ – вектор направления на Солнце в базовой системе координат (например, ОСК);

$\mathbf{W}$ – матрица перехода от базовой системы координат в ССК;

$\mathbf{S}_b$ – вектор направления на Солнце в ССК;

ε – вектор случайных шумов измерений, компоненты которого принимаются случайными величинами с нормальным законом распределения и нулевым математическим ожиданием.

Для имитации измерений вектора направления на Солнце в базовой системе координат используется модель планетарного движения Variations Séculaires des Orbites Planétaires (VSOP) – набор коэффициентов для вычисления гелиоцентрических координат планет [123].

2.1.3 Методика детектирования отказов измерительных средств

В основе методики детектирования отказов измерительных средств лежат математические модели движения (2.1)–(2.3) и измерений (2.4)–(2.6), которые реализованы в цифровом двойнике [20].

Чтобы компенсировать последствия воздействия факторов космического пространства на чувствительные элементы измерительных средств СУД МКА, например смещение нуля, необходимо периодически проводить их калибровку [13, 124, 125]. Процедура диагностики отказов измерительных средств состоит из нескольких этапов [20].

Этап 1. Идентификация параметров МКА (бортовой модели движения – массы, тензора инерции) по результатам обработки измерений, произведённых на предыдущем этапе полёта [126, 127].

Этап 2. Прогнозирование параметров движения центра масс МКА по уравнениям (2.1) и углового движения МКА по уравнениям (2.2)–(2.3) на требуемый момент времени.

Этап 3. Расчёт в ОСК по соответствующим моделям векторов измерений (далее – векторов модельных измерений).

Этап 4. Пересчёт вектора модельного измерения из ОСК в ССК, полученный результат назовём расчётным измерением.

Этап 5. Вычисление величины δ как разницы между расчётным и измеренным значениями. Если δ не превышает $\delta_{\text{макс}}$, то измерения используются в контуре управления, в противном случае происходит реконфигурация алгоритма определения ориентации МКА.

Величина $\delta_{\text{макс}}$ задаётся для каждого типа измерений с учётом уровня их шума по результатам наземных испытаний (наземной калибровки). Если наземные испытания провести невозможно, берутся номинальные (паспортные) значения.

Проиллюстрируем применение методики на модельной задаче анализа магнитометрических измерений. Условия модельной задачи: МКА совершает неуправляемое угловое движение (орбита круговая, высота 500 км, наклонение 97°); измерения магнитометра откалиброваны; шум магнитометра (3σ) составляет

величину 1200 нТл; anomальные измерения моделировались по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и заданной дисперсией; вероятность появления anomального измерения принималась равной 0,01.

На рисунке 2.5 для $\delta_{\text{макс}} = \pm 1200 \text{ нТл}$ показаны anomальные измерения и область, выделяющая измерения, которые будут использованы в СУД.

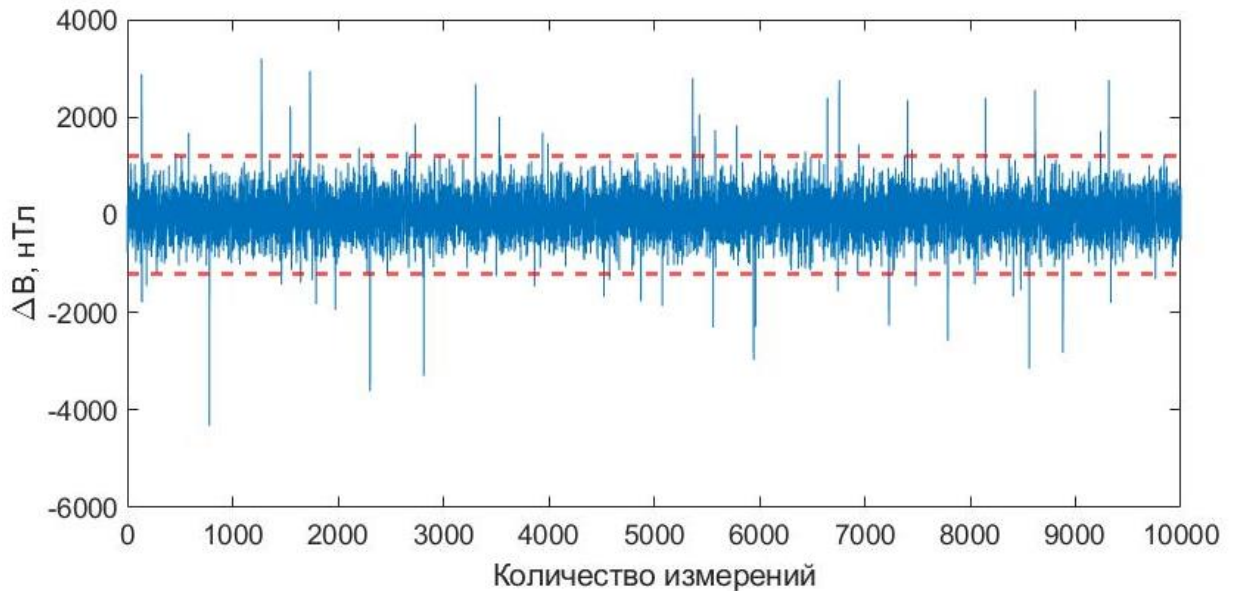


Рисунок 2.5

На рисунке 2.6 показаны модули неоткалиброванного измеренного вектора напряжённости МПЗ (с МКА СамСат-Ионосфера) и рассчитанного по модели IGRF.

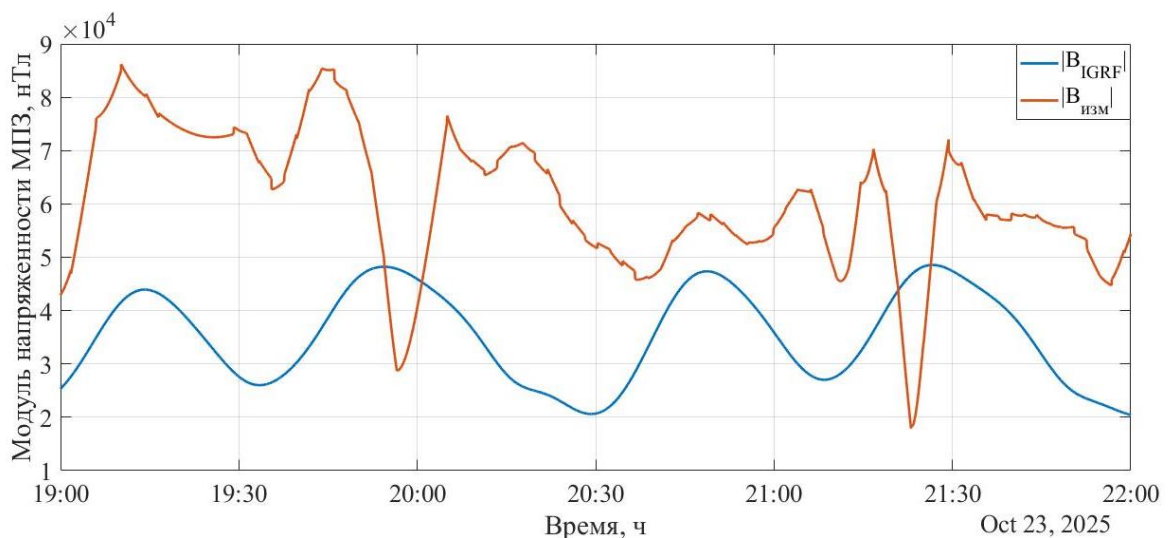


Рисунок 2.6 – Измеренные и модельные значения МПЗ

Как видно из рисунка 2.6 из-за наличия смещения нуля магнитометра необходимо периодически проводить калибровку магнитометров на борту МКА.

На рисунке 2.7 показаны модули откалиброванного измеренного вектора напряжённости МПЗ (с МКА СамСат-Ионосфера) и рассчитанного по модели IGRF.

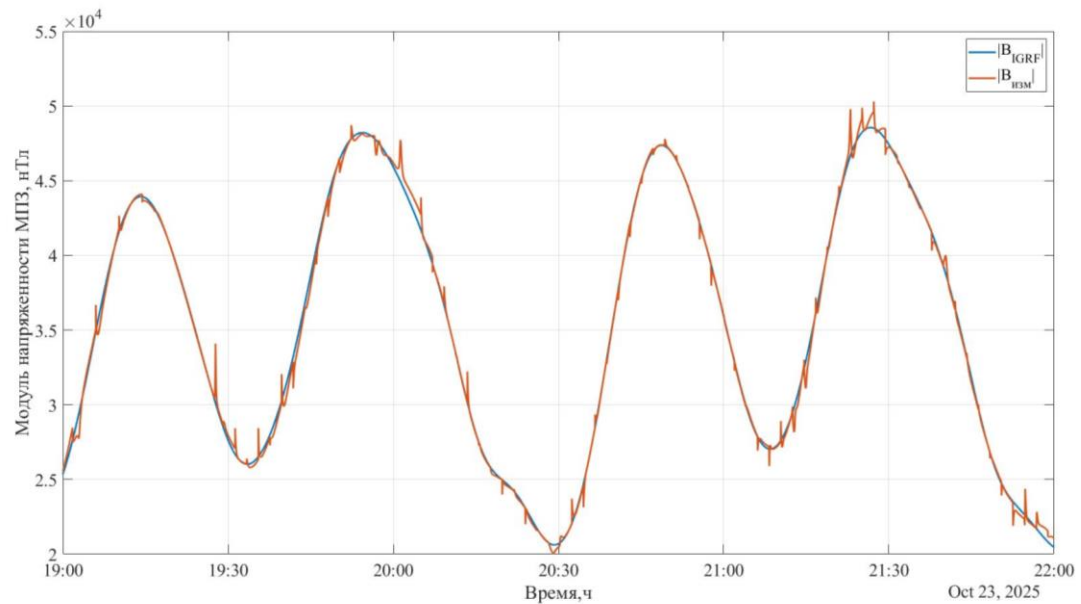


Рисунок 2.7 – Измеренные и модельные значения МПЗ после калибровки

На рисунке 2.8 для $\delta_{\text{макс}} = \pm 1200 \text{ нТл}$ показаны аномальные измерения, полученные на борту МКА СамСат-Ионосфера, и область, выделяющая измерения, которые были использованы в СУД.

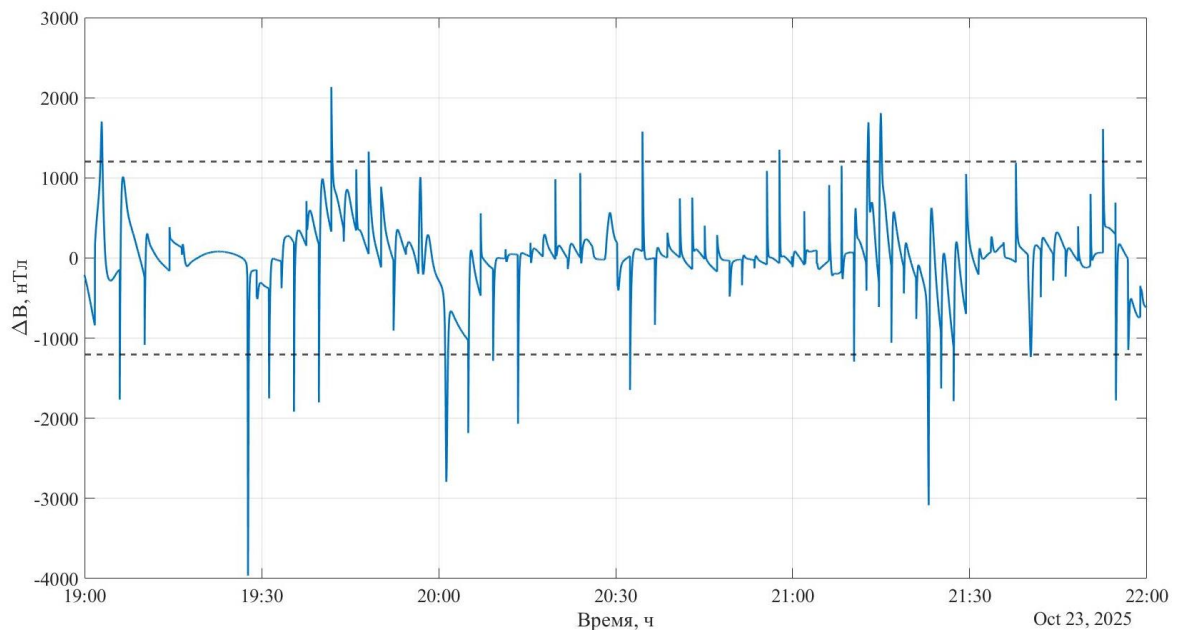


Рисунок 2.8 – Область измерений

2.2 Выводы по второй главе

Для детектирования отказов измерительных средств, которыми наиболее часто оснащаются МКА, предложен цифровой двойник, позволяющий спрогнозировать измерения на требуемый момент времени, что обеспечивает возможность адаптации бортовой математической модели к текущим условиям функционирования и состоянию МКА. Описана методика диагностики дефектов измерительных средств путём сравнения прогнозных значений, рассчитанных в цифровом двойнике, с измеренными.

Предложенный подход относится к методам на основе моделей, увеличивает нагрузку на бортовые вычислительные средства МКА, однако позволяет предотвратить обработку недостоверных измерительных данных в контуре обратной связи.

3 Повышение отказоустойчивости контура обратной связи за счёт адаптации к возможным отказам измерительных средств

3.1 Математическая постановка задачи определения ориентации малоразмерного космического аппарата

Параметры углового движения МКА включают параметры ориентации (например, углы Эйлера, Крылова; направляющие косинусы; кватернион и др.) и угловые скорости [49]. Матрица перехода $\mathbf{W}$ от ОСК к ССК при использовании углов Эйлера имеет вид [49]

$$\mathbf{W} = [w_{ij}] = \begin{bmatrix} c(\alpha_n) & s(\alpha_n)s(\psi) & -s(\alpha_n)c(\psi) \\ s(\varphi)s(\alpha_n) & c(\varphi)c(\psi) - s(\varphi)c(\alpha_n)s(\psi) & c(\varphi)s(\psi) + s(\varphi)c(\alpha_n)c(\psi) \\ c(\varphi)s(\alpha_n) & -s(\varphi)c(\psi) - c(\varphi)c(\alpha_n)s(\psi) & -s(\varphi)s(\psi) + c(\varphi)c(\alpha_n)c(\psi) \end{bmatrix}, \quad (3.1)$$

где $c(\cdot)$ – косинус;

$s(\cdot)$ – синус;

w_{ij} - направляющие косинусы $(i, j = \overline{1, 3})$;

$\alpha_n \in [0, \pi]$ – пространственный угол атаки;

$\psi, \varphi \in [-\pi, \pi]$ – углы прецессии и собственного вращения, соответственно.

Матрица $\mathbf{W}$, параметризованная с помощью кватерниона, имеет вид [33, 49]

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 \end{bmatrix}. \quad (3.2)$$

Математическую модель векторного измерителя (магнитометра, датчика Солнца и др.) в обобщённом виде можно записать как

$$\mathbf{C}_v(t) = \mathbf{W}(t)\mathbf{v}_{\text{опб}}(t) + \boldsymbol{\varepsilon}(\sigma_v, t). \quad (3.3)$$

где $\mathbf{W}(t)$ – матрица перехода от ОСК к ССК;

$\mathbf{v}_{\text{орб}}(t)$ – измеряемый вектор в ОСК, рассчитанный по соответствующей модели;

$\varepsilon(\sigma_v, t)$ – шум измерений, представляющий собой случайную величину, распределённую по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и известной дисперсией (σ_v^2);

σ_v – среднеквадратическое отклонение (СКО).

Математическую модель измерений ДУС (5) в обобщённом виде можно записать как

$$\mathbf{C}_\omega(t) = \boldsymbol{\omega}_{\text{изм}} = \boldsymbol{\omega}(\mathbf{W}(t), t) + \varepsilon_\omega(\sigma_\omega, t), \quad (3.4)$$

где $\varepsilon_\omega(\sigma_\omega, t)$ – шум измерений;

σ_ω – СКО.

Традиционная математическая постановка задачи определения параметров углового движения МКА, в качестве которых для определённости возьмём кватернион ($\mathbf{q}$) и вектор угловой скорости ($\boldsymbol{\omega}$), формулируется следующим образом: произвести оценку вектора состояния $\mathbf{x} = [\mathbf{q}, \boldsymbol{\omega}]^T$ по набору векторов измерений $\mathbf{C}(t)$, проводимых на борту МКА.

Решение поставленной задачи сводится к минимизации квадратичной целевой функции

$$\Phi(\mathbf{x}, T) = \sum_{k=1}^N [\mathbf{v}_{k, \text{орб}}(t) - \tilde{\mathbf{C}}_k(t)]^T [\mathbf{v}_{k, \text{орб}}(t) - \tilde{\mathbf{C}}_k(t)] \rightarrow \min, \quad (3.5)$$

где $\mathbf{v}_{k, \text{орб}}(t)$ – вектор измерений k -го измерителя (в ССК);

N – число разнотипных измерителей;

$\tilde{\mathbf{C}}_k(t)$ – вектор модельных измерений k -го измерителя (в ССК);

T – интервал сбора измерительной информации или решения задачи (может быть равен нулю, если определяется только кватернион по одномоментным измерениям).

При постановке и решении задачи определения параметров углового движения МКА предполагается, что все используемые датчики откалиброваны.

3.2 Схемы и алгоритмы комплексирования разнотипных измерений для определения ориентации малоразмерного космического аппарата

3.2.1 Алгоритмы определения параметров углового движения МКА с использованием информации глобальных навигационных спутниковых систем

Для расширения возможностей реконфигурации алгоритмического обеспечения обратной связи СУД кратко опишем алгоритмы определения ориентации МКА на основе геометрической видимости навигационных космических аппаратов (НКА) глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) (рисунок 3.1).

Исходными данными являются

- параметры движения центра масс (ПДЦМ) МКА: координаты и проекции скорости в АГСК;
- координаты НКА ГНСС (для определённости будем считать, что навигационный приёмник работает по сигналам ГНСС ГЛОНАСС и GPS);
- вектор направляющих косинусов (НК) фазовых центров навигационных антенн (ФЦНА) в ССК.

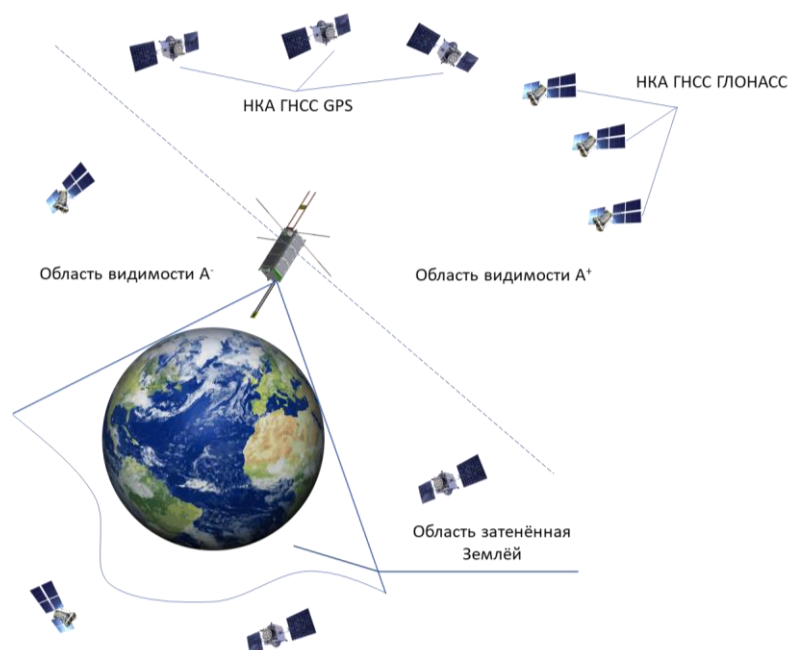


Рисунок 3.1 – К определению ориентации оси МКА

В таблице 3.1 приведён перечень разработанных алгоритмов определения ориентации МКА на основе геометрической видимости НКА [33-38, 40, 41, 44-49, 128].

На этапе проектирования МКА разработчику предоставляется возможность выбора алгоритмов определения ориентации МКА на основе геометрической видимости НКА (таблица 3.1). Схема выбора алгоритма, в зависимости от количества антенн навигационного приёмника (НП), приведена на рисунке 3.2.

Таблица 3.1 – Алгоритмы определения ориентации МКА на основе геометрической видимости НКА

Алгоритм	Кол-во навигационных антенн	Одномоментные измерения	Отыскиваемые параметры
Алгоритм 1	1	Да	Два угла
Алгоритм 2	2 (расположены на одной оси)	Да	Два угла
Алгоритм 3	2, 3	Да	Три угла (кватернион)
Алгоритм 4		Нет	Три угла, три угловые скорости

На рисунке 3.3 показаны схемы алгоритмов 1-4.

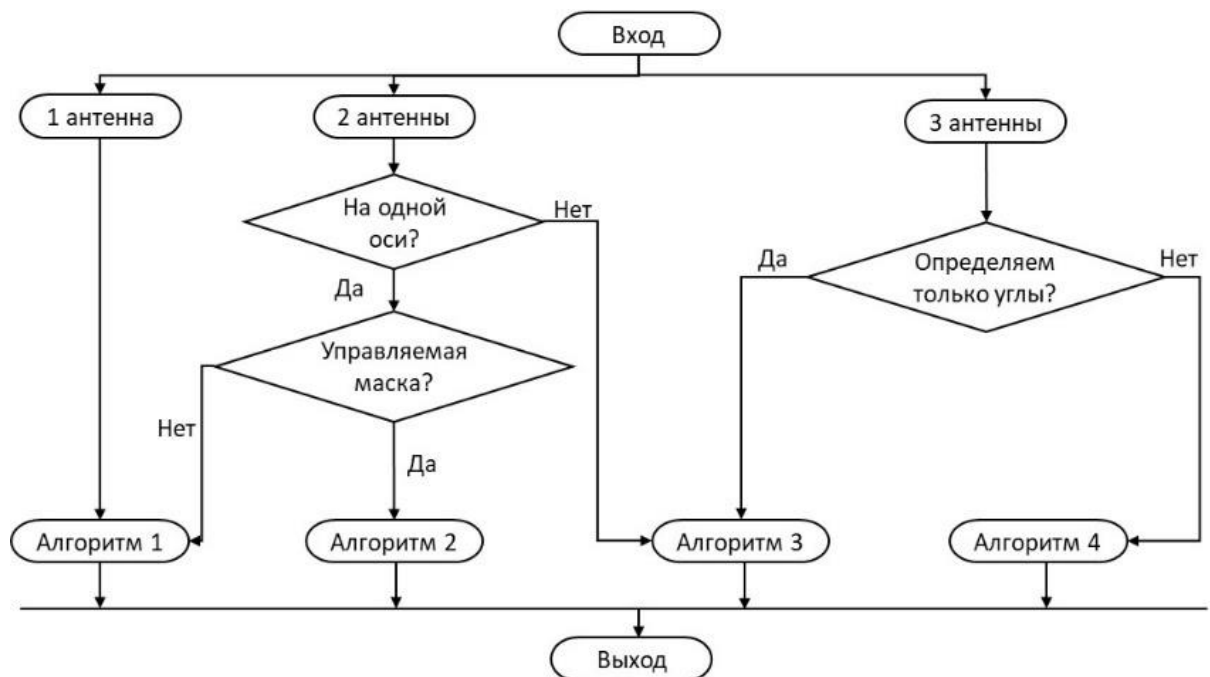


Рисунок 3.2 – К выбору алгоритма определения ориентации МКА на основе геометрической видимости

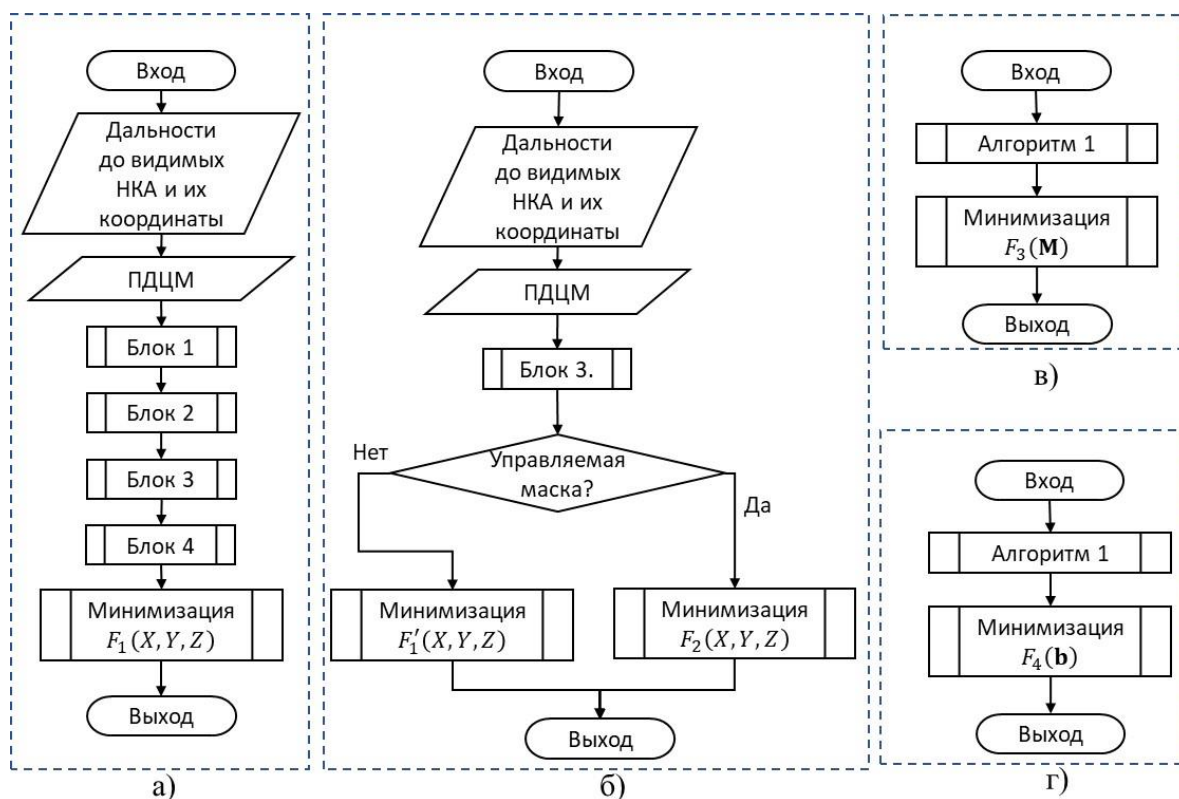


Рисунок 3.3 – Схемы алгоритмов определения ориентации МКА по анализу геометрической видимости НКА

(а – алгоритм 1; б – алгоритм 2; в – алгоритм 3; г – алгоритм 4)

В блоке 1 рассчитываются координат невидимых НКА согласно интерфейсным контрольным документам – для ГНСС ГЛОНАСС, для ГНСС GPS [29].

В блоке 2 рассчитываются дальности до невидимых НКА.

В блоке 3 по известной матрице нормированные дальности до всех НКА пересчитываются из АГСК в ОСК.

В блоке 4 исключаются из рассмотрения невидимые НКА, затенённые Землёй.
Условие затенения Землёй

$$Z_k < 0 \text{ и } |Z_k| > \cos\left(\arcsin\left(\frac{R_3}{R_3 + H}\right)\right), \quad k = \begin{cases} 1, N_{\text{ГЛОНАСС}} \\ 1, N_{\text{GPS}} \end{cases}$$

где $R_3 = 6371$ км – средний радиус Земли;

H – высота круговой орбиты МКА;

$N_{\text{ГЛОНАСС}}, N_{\text{GPS}}$ – количество функционирующих НКА ГНСС ГЛОНАСС и GPS, соответственно.

Целевая функция (ЦФ) $F_1(X, Y, Z)$, отражающая геометрическую видимость НКА, записывается в виде

$$F_1(X, Y, Z) = \sum_{i=1}^{N_B} (X_i X + Y_i Y + Z_i Z - 1)^2 + \sum_{j=1}^{N_{HB}} (X_j X + Y_j Y + Z_j Z + 1)^2, \quad (3.6)$$

где X, Y, Z – направляющие косинусы ФЦНА в ОСК;

N_B, N_{HB} – количество видимых и невидимых НКА, соответственно;

X_s, Y_s, Z_s – компоненты s -го единичного вектора до видимых НКА ($s = i$) и невидимых НКА ($s = j$), соответственно.

Целевая функция (3.6) для случая двух антенн, расположенных на одной оси без управляемой маски, записывается в виде

$$F'_1(X, Y, Z) = \sum_{i=1}^{N^+} (X_i X + Y_i Y + Z_i Z - 1)^2 + \sum_{j=1}^{N^-} (X_j X + Y_j Y + Z_j Z + 1)^2, \quad (3.7)$$

где N^+, N^- – количество видимых НКА навигационной антенной (ширина диаграммы направленности равна 90°), расположенной в положительном и отрицательном направлениях оси, соответственно.

Для случая двух антенн, расположенных на одной оси с управляемой маской, целевая функция будет иметь вид [41]

$$\begin{aligned} F_2(X, Y, Z) = & \alpha_1 \left[\sum_{i=1}^{N^- - N_{иск}^-} (X_i X + Y_i Y + Z_i Z - 1)^2 + \sum_{j=1}^{N^+ - N_{иск}^+} (X_j X + Y_j Y + Z_j Z - 1)^2 \right] + \\ & + \alpha_2 \left[\sum_{l=1}^n \left[\sum_{k=1}^{N_{иск}^-} (X_k X + Y_k Y + Z_k Z - c_l)^2 + \sum_{s=1}^{N_{иск}^+} (X_s X + Y_s Y + Z_s Z - c_l)^2 \right] \right], \end{aligned} \quad (3.8)$$

где α_1, α_2 – весовые коэффициенты;

$N_{иск}^-, N_{иск}^+$ – количество видимых НКА при изменении ширины диаграммы направленности навигационной антенны;

$c_l = \cos(\gamma)$ – косинус угла (γ) полураствора антенны НП.

Отличие целевой функции (3.8) от (3.6) или (3.7) заключается в наличии регуляризующего слагаемого, которое появляется в результате перехода НКА из категории «видимый» в категорию «невидимый» из-за изменения ширины диаграммы направленности навигационной антенны [41].

Отыскание минимума ЦФ (3.6)–(3.8) сводится к решению системы трёх линейных уравнений

$$\mathbf{F} \cdot \mathbf{A}_X = \mathbf{b},$$

где $\mathbf{F} \in R^{3 \times 3}$ – симметричная вещественная матрица;

$\mathbf{A}_X = [X \ Y \ Z]^T$ – вектор направляющих косинусов ФЦНА в ОСК;

$\mathbf{b} \in R^{3 \times 1}$ – вещественный вектор.

Матрица $\mathbf{F}$ и вектор $\mathbf{b}$ для целевой функции (3.6) имеют вид

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^{N_B} X_i^2 + \sum_{j=1}^{N_{HB}} X_j^2 & \sum_{i=1}^{N_B} X_i Y_i + \sum_{j=1}^{N_{HB}} X_j Y_j & \sum_{i=1}^{N_B} X_i Z_i + \sum_{j=1}^{N_{HB}} X_j Z_j \\ \sum_{i=1}^{N_B} X_i Y_i + \sum_{j=1}^{N_{HB}} X_j Y_j & \sum_{i=1}^{N_B} Y_i^2 + \sum_{j=1}^{N_{HB}} Y_j^2 & \sum_{i=1}^{N_B} Y_i Z_i + \sum_{j=1}^{N_{HB}} Y_j Z_j \\ \sum_{i=1}^{N_B} X_i Z_i + \sum_{j=1}^{N_{HB}} X_j Z_j & \sum_{i=1}^{N_B} Y_i Z_i + \sum_{j=1}^{N_{HB}} Y_j Z_j & \sum_{i=1}^{N_B} Z_i^2 + \sum_{j=1}^{N_{HB}} Z_j^2 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{b} = \begin{bmatrix} \sum_{i=1}^{N_B} X_i - \sum_{j=1}^{N_{HB}} X_j \\ \sum_{i=1}^{N_B} Y_i - \sum_{j=1}^{N_{HB}} Y_j \\ \sum_{i=1}^{N_B} Z_i - \sum_{j=1}^{N_{HB}} Z_j \end{bmatrix}.$$

Матрица $\mathbf{F}$ и вектор $\mathbf{b}$ для целевой функции (3.8) имеют вид

$$\mathbf{F} = [f_{ij}],$$

$$\text{где } f_{11} = \alpha_1 \left(\sum_{i=1}^{N^- - N_{иск}^-} X_i^2 + \sum_{j=1}^{N^+ - N_{иск}^+} X_j^2 \right) + \alpha_2 \left(\sum_{k=1}^{N_{иск}^-} X_k^2 + \sum_{s=1}^{N_{иск}^+} X_s^2 \right),$$

$$\begin{aligned}
f_{22} &= \alpha_1 \left(\sum_{i=1}^{N^- - N_{\text{уск}}^-} Y_i^2 + \sum_{j=1}^{N^+ - N_{\text{уск}}^+} Y_j^2 \right) + \alpha_2 \left(\sum_{k=1}^{N_{\text{уск}}^-} Y_k^2 + \sum_{s=1}^{N_{\text{уск}}^+} Y_s^2 \right), \\
f_{33} &= \alpha_1 \left(\sum_{i=1}^{N^- - N_{\text{уск}}^-} Z_i^2 + \sum_{j=1}^{N^+ - N_{\text{уск}}^+} Z_j^2 \right) + \alpha_2 \left(\sum_{k=1}^{N_{\text{уск}}^-} Z_k^2 + \sum_{s=1}^{N_{\text{уск}}^+} Z_s^2 \right), \\
f_{12} = f_{21} &= \alpha_1 \left(\sum_{i=1}^{N^- - N_{\text{уск}}^-} X_i Y_i + \sum_{j=1}^{N^+ - N_{\text{уск}}^+} X_j Y_j \right) + \alpha_2 \left(\sum_{k=1}^{N_{\text{уск}}^-} X_k Y_k + \sum_{s=1}^{N_{\text{уск}}^+} X_s Y_s \right), \\
f_{13} = f_{31} &= \alpha_1 \left(\sum_{i=1}^{N^- - N_{\text{уск}}^-} X_i Z_i + \sum_{j=1}^{N^+ - N_{\text{уск}}^+} X_j Z_j \right) + \alpha_2 \left(\sum_{k=1}^{N_{\text{уск}}^-} X_k Z_k + \sum_{s=1}^{N_{\text{уск}}^+} X_s Z_s \right), \\
f_{23} = f_{32} &= \alpha_1 \left(\sum_{i=1}^{N^- - N_{\text{уск}}^-} Y_i Z_i + \sum_{j=1}^{N^+ - N_{\text{уск}}^+} Y_j Z_j \right) + \alpha_2 \left(\sum_{k=1}^{N_{\text{уск}}^-} Y_k Z_k + \sum_{s=1}^{N_{\text{уск}}^+} Y_s Z_s \right), \\
\mathbf{b} &= \begin{bmatrix} \alpha_1 \left(\sum_{i=1}^{N^- - N_{\text{уск}}^-} X_i + \sum_{j=1}^{N^+ - N_{\text{уск}}^+} X_j \right) + \alpha_2 \sum_{l=1}^n c_l \left(\sum_{k=1}^{N_{\text{уск}}^-} X_k + \sum_{s=1}^{N_{\text{уск}}^+} X_s \right) \\ \alpha_1 \left(\sum_{i=1}^{N^- - N_{\text{уск}}^-} Y_i + \sum_{j=1}^{N^+ - N_{\text{уск}}^+} Y_j \right) + \alpha_2 \sum_{l=1}^n c_l \left(\sum_{k=1}^{N_{\text{уск}}^-} Y_k + \sum_{s=1}^{N_{\text{уск}}^+} Y_s \right) \\ \alpha_1 \left(\sum_{i=1}^{N^- - N_{\text{уск}}^-} Z_i + \sum_{j=1}^{N^+ - N_{\text{уск}}^+} Z_j \right) + \alpha_2 \sum_{l=1}^n c_l \left(\sum_{k=1}^{N_{\text{уск}}^-} Z_k + \sum_{s=1}^{N_{\text{уск}}^+} Z_s \right) \end{bmatrix}.
\end{aligned}$$

Выходными данными алгоритмов 1 и 2 являются два угла ориентации, описывающие положение оси, вдоль которой расположена навигационная антенна.

Алгоритм 3 позволяет получить оценку пространственного положения МКА – три угла ориентации или кватернион и включает в свой состав алгоритм 1, по результатам которого получены оценки векторов i -го ФЦНА в ОСК – $\mathbf{A}_X^i$. Далее найденные оценки векторов ФЦНА используются для отыскания пространственной ориентации (матрицы $\mathbf{W}$) из условия минимума целевой функции (решение задачи Вахбы)

$$J(\mathbf{W}) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^k (\mathbf{A}_x^i - \mathbf{W} \cdot \mathbf{A}_X^i)^T (\mathbf{A}_x^i - \mathbf{W} \cdot \mathbf{A}_X^i) \quad (3.9)$$

где k – количество антенн (может быть равным 2 и 3);

$\mathbf{A}_x^i, \mathbf{A}_X^i$ – i -ые векторы ФЦНА в ССК и ОСК, соответственно.

Минимизация целевой функции (3.9) сводится к отысканию оценки оптимального кватерниона [14, 15, 33].

Алгоритмы 1-3 позволяют по одномоментным измерениям оценить ориентацию МКА на момент получения измерений.

Алгоритм 4 позволяет оценить не только ориентацию, но и угловую скорость МКА [40]. Пусть по результатам работы алгоритма 1 или 2 имеется набор векторов ФЦНА в ОСК на некотором интервале времени T . Требуется получить оценки параметров углового движения МКА (углы и угловые скорости) на том же интервале времени. Данная задача сводится к задаче нелинейной многопараметрической оптимизации, а именно к поиску минимума целевой функции [40, 129]

$$F_4(\mathbf{b}) = \sum_{i=X,Y,Z} \sum_{j=1}^N \left(\xi_{ij}(\mathbf{b}) - \boldsymbol{\eta}_{ij} \right)^2, \quad (3.10)$$

где $\xi_{ij}(\mathbf{b})$ – модельные измерения i -го ФЦНА в ОСК;

$\mathbf{b} = [\omega_x(t_0), \omega_y(t_0), \omega_z(t_0), \alpha_n(t_0), \psi(t_0), \varphi(t_0)]^T$ – вектор оцениваемых параметров углового движения МКА;

$\boldsymbol{\eta}_{ij}$ – вычисленные по алгоритмам 1 или 2 значения вектора i -го ФЦНА в ОСК;

N – объём накопленной выборки измерений на интервале времени T ;

t_0 – начальный момент времени.

Минимизация ЦФ (3.10) с использованием моделей движения (2.2), (2.3) и результатов работы алгоритма 1 или 2 осуществляется с применением алгоритма дифференциальной эволюции (АДЭ) [129-137].

Эффективность описанных алгоритмов проиллюстрируем на модельной задаче при следующих исходных данных:

- орбитальные структуры ГНСС ГЛОНАСС и GPS взяты на 01.04.2025;
- угол полураствора антенн принимал значения, равные: 90° (алгоритм 1), 70° , 60° , 50° , 45° (алгоритм 2);
- высота орбиты 500 км, наклонение орбиты – 97° ;

– интервал времени накопления измерений $T=1500$ с (для алгоритма 4).

Результаты моделирование приведены на рисунках 3.4–3.7. В качестве меры ошибки будем использовать главный угол Эйлера [14]

$$\Phi = \arccos\left(\frac{1}{2}\left(\text{trace}\left(\mathbf{W}_{\text{ист}}^T \cdot \hat{\mathbf{W}}\right)-1\right)\right), \quad (3.11)$$

где $\mathbf{W}_{\text{ист}}$ – истинная матрица перехода от ОСК к ССК;

$\hat{\mathbf{W}}$ – оценка матрицы по результатам работы алгоритмов; $\text{trace}(\cdot)$ – след матрицы.

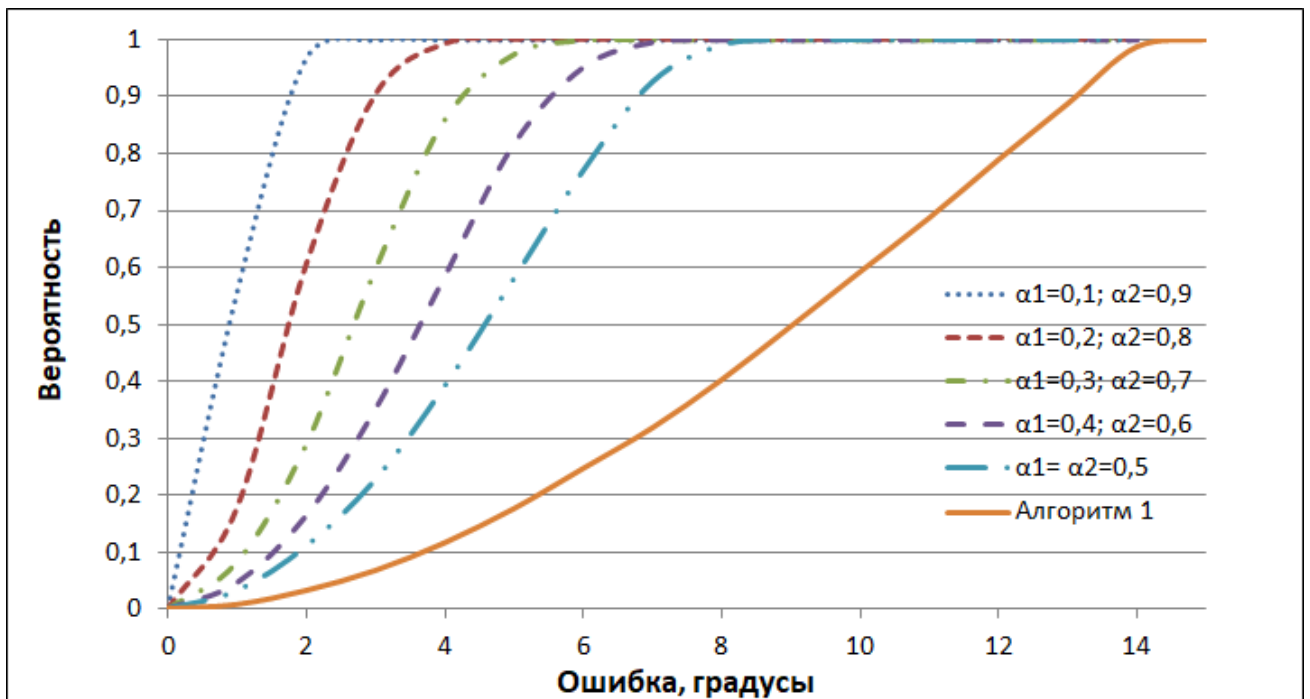


Рисунок 3.4 – Функции распределения вероятности ошибки для $\gamma = 45^\circ$ при различных весовых коэффициентах

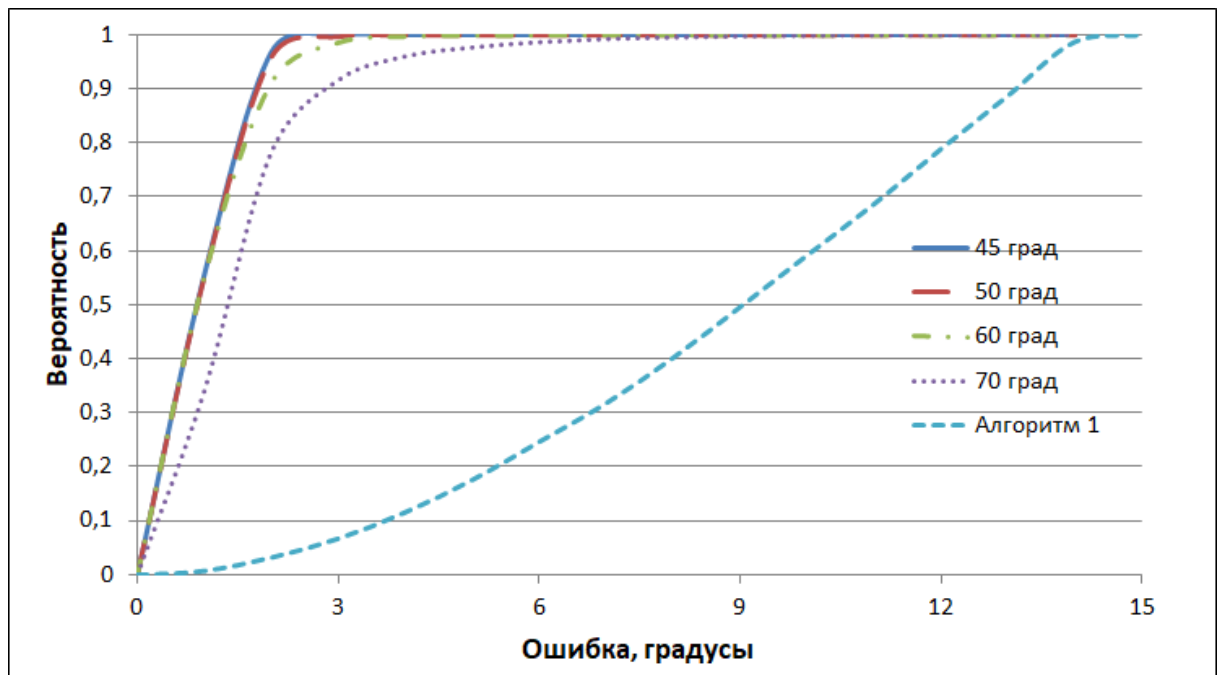


Рисунок 3.5 – Функции распределения вероятности ошибки для различной ширины диаграммы направленности антенны для весовых коэффициентов $\alpha_1 = 0,1$; $\alpha_2 = 0,9$

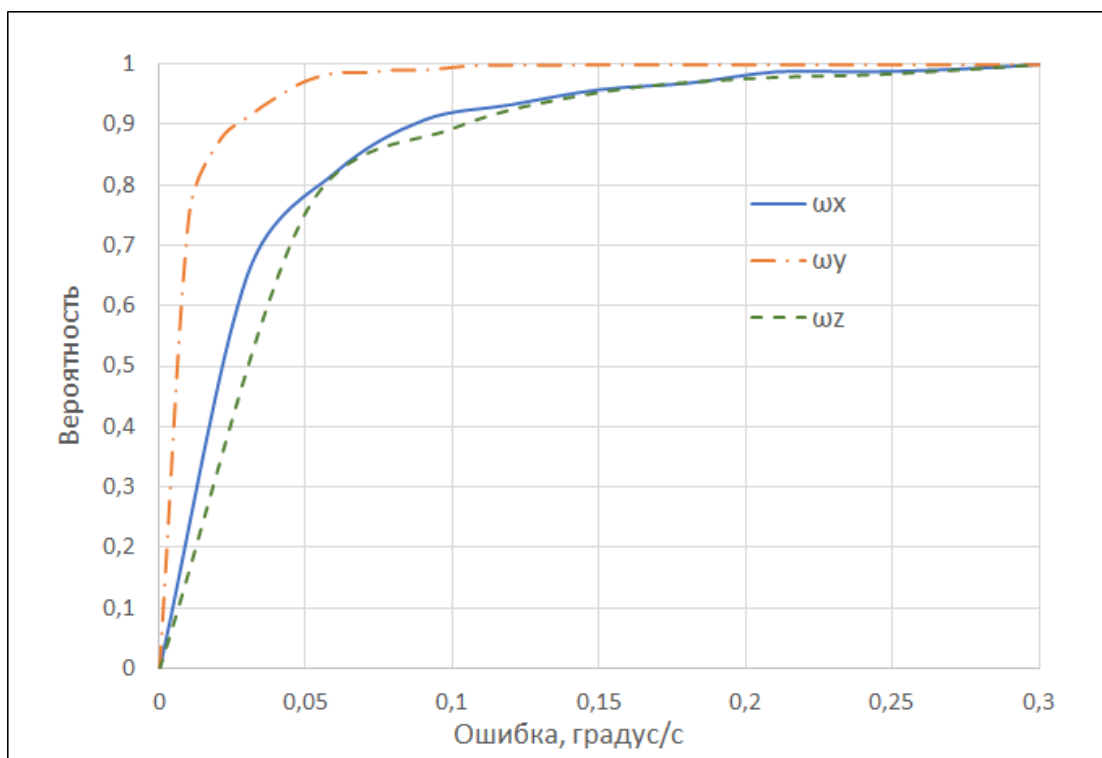


Рисунок 3.6 – Функции распределения вероятности ошибки определения угловой скорости МКА

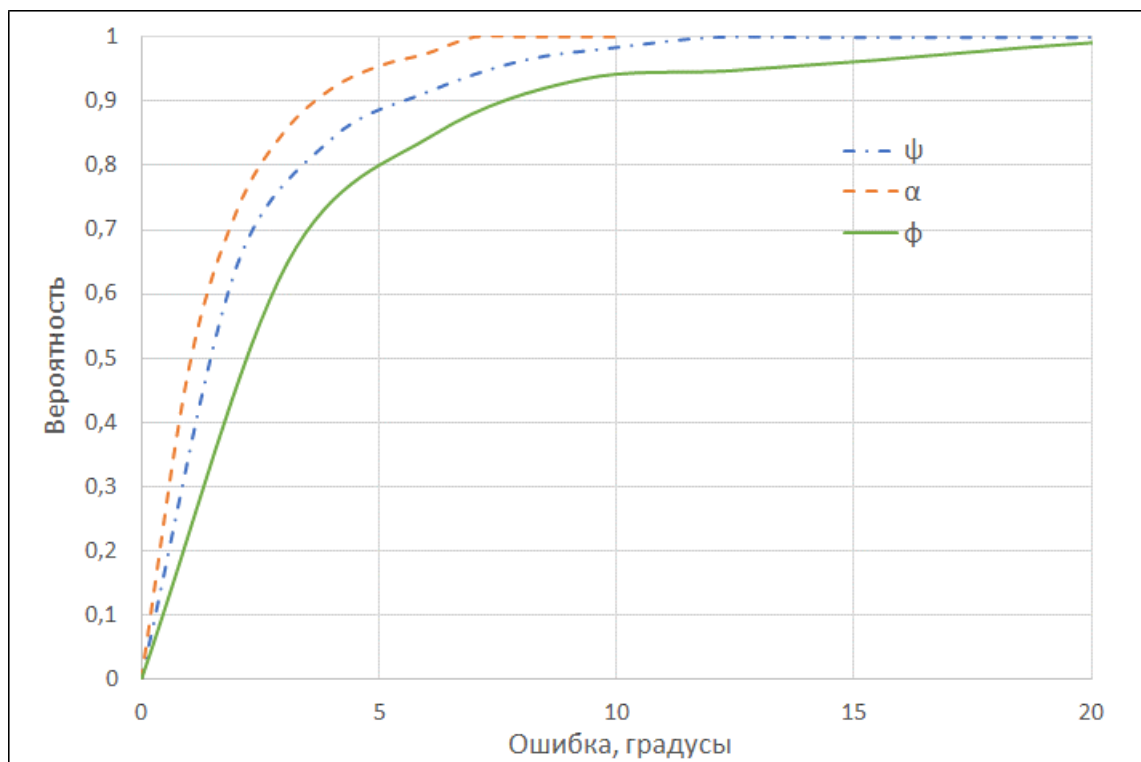


Рисунок 3.7 – Функции распределения вероятности ошибки определения углов ориентации МКА

3.2.2 Алгоритмы определения ориентации МКА по одномоментным разнотипным измерениям

В основе схем комплексирования разнотипных измерений лежит идея использования измеряемой информации (измерения магнитометров, ДС, ДО) и псевдоизмеренной информации (вектора направляющих косинусов ФЦНА) в ССК и той же информации в опорной системе координат (например, в ОСК) в одной и той же точке пространства и в совпадающие моменты времени.

Поскольку комплексирование информации от векторных измерителей (магнитометры, ДС, ДО) хорошо известны и изучены [13-15], рассмотрим сильносвязанную и слабосвязанную схемы комплексирования информации от векторных измерителей с псевдоизмеренной информацией (результат работы алгоритма 1 и 2) [33, 34]. Для примера в качестве векторного измерителя возьмём магнитометр.

Под сильносвязанной схемой комплексирования (рисунок 3.8) рассматриваемого состава измерений понимается схема, при которой задача определения ориентации МКА решается с одновременным использованием всей измерительной информации [33].

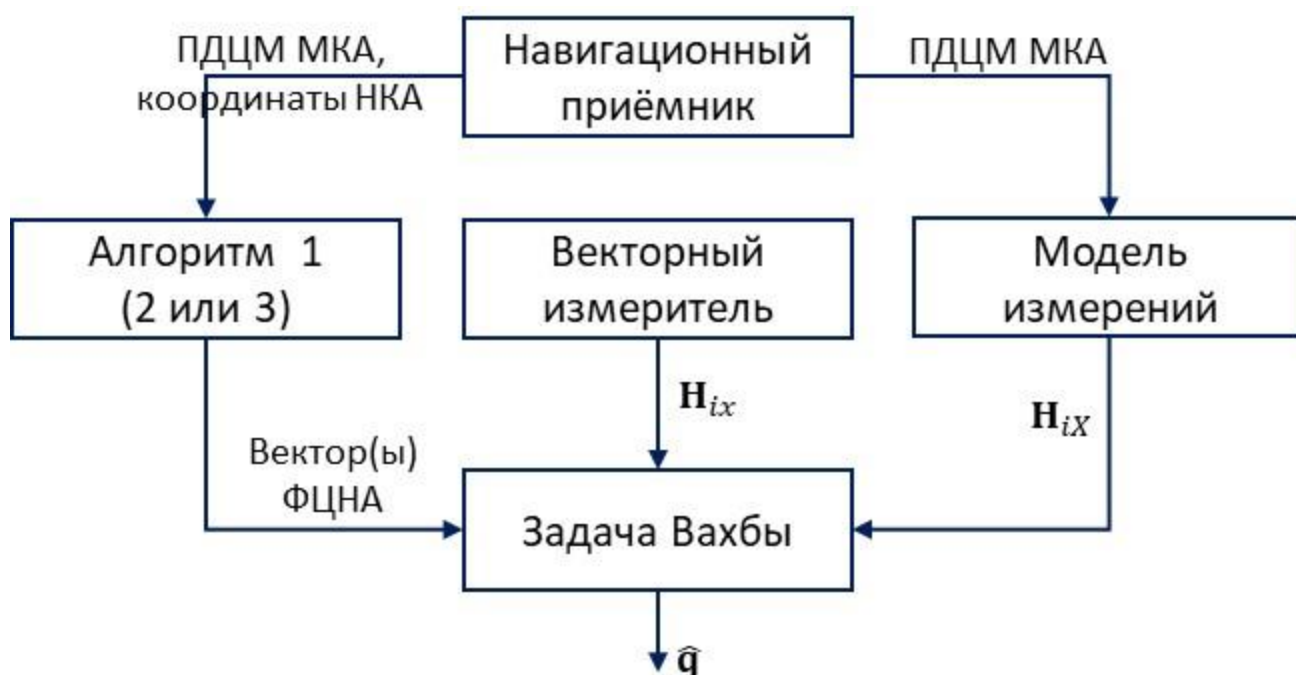


Рисунок 3.8 – Сильносвязанная схема комплексирования

Решение задачи определения пространственной ориентации МКА на основе сильносвязанной схемы комплексирования происходит следующим образом [33]. Информация от НП используется для:

- определения двух углов ориентации МКА (алгоритм 1 или 2) или определения трёх углов ориентации МКА (алгоритм 3);
- расчёта вектора геомагнитной индукции, рассчитанный по модели МПЗ в ОСК.

Информация от трёхосного магнитометра (вектор геомагнитной индукции в ССК), вектора НК ФЦНА (результат работы алгоритма 1 (2 или 3)) поступает на вход алгоритма 3, в основе которого лежит метод векторного согласования. В алгоритме 3 подразумевается, что матрица $\mathbf{W}$ параметризована кватернионом (3.2).

Под слабосвязанной схемой комплексирования (рисунок 3.9) рассматриваемого состава измерений понимается схема, при которой задача определения ориентации МКА решается поэтапно, привлекая по мере необходимости тот или иной вид измерений [34]. В данной схеме матрица $\mathbf{W}$ параметризована углами (3.1).

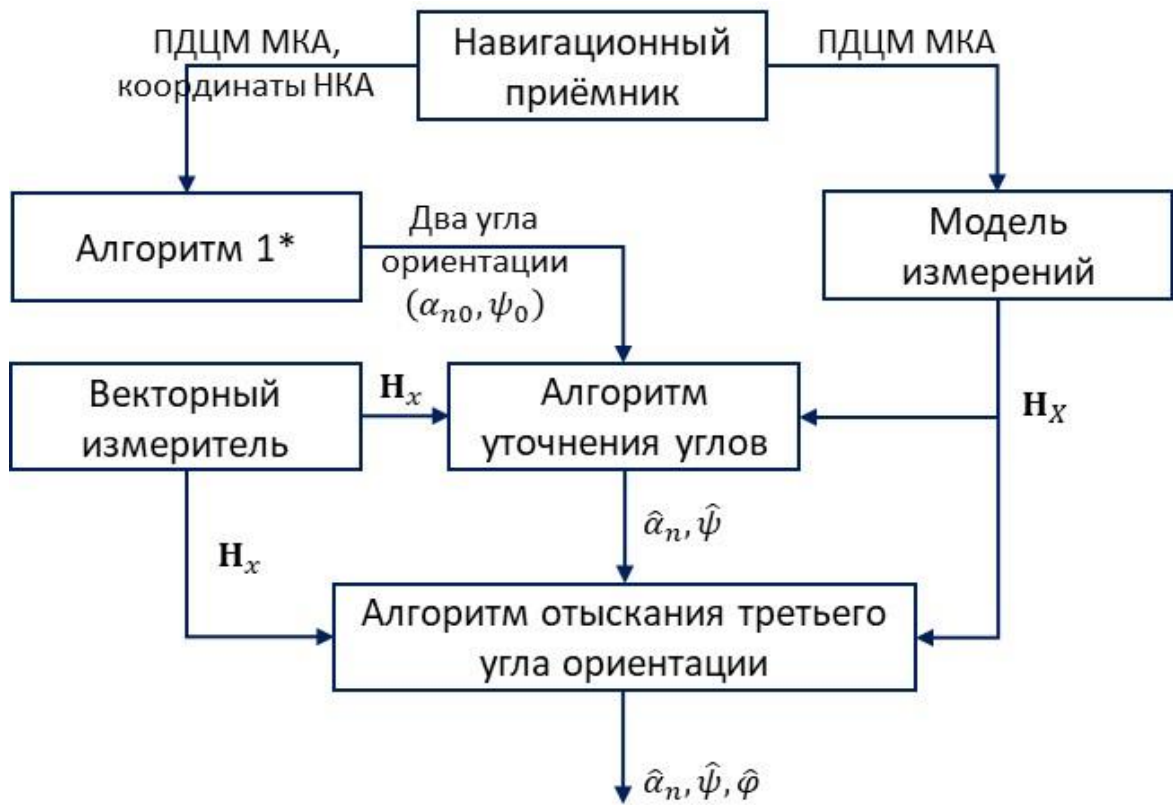


Рисунок 3.9 – Слабосвязанная схема комплексирования

Решение задачи определения пространственной ориентации МКА на основе слабосвязанной схемы комплексирования происходит следующим образом [34].

Информация от НП используется для:

- определения двух углов ориентации МКА (алгоритм 1 или 2);
- расчёта вектора геомагнитной индукции в ОСК по известной модели.

Информация от трёхосного магнитометра используется для уточнения двух ранее найденных углов (этап 1) и для нахождения третьего угла (этап 2) [34].

Этап 1. Уточнение углов α и ψ из условия минимума ЦФ

$$F(\alpha, \psi) = (H_x - H_x \cos \alpha - H_y \sin \alpha \sin \psi + H_z \sin \alpha \cos \psi)^2. \quad (3.12)$$

Этап 2. Аналитическое определение угла собственного вращения (ϕ), из решения системы двух линейных уравнений, записываемых с использованием формулы матричной взаимосвязи

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ -a_{12} & a_{11} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sin \phi \\ \cos \phi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_y \\ H_z \end{bmatrix}, \quad (3.13)$$

где $a_{11} = H_x \sin \hat{\alpha} - H_y \cos \hat{\alpha} \sin \hat{\psi} + H_z \cos \hat{\alpha} \sin \hat{\psi}$;

$$a_{12} = H_y \cos \hat{\psi} + H_z \sin \hat{\psi}.$$

Результаты моделирования работы алгоритмов на основе сильносвязанной и слабосвязанной схем комплексирования показаны на рисунке 3.10.

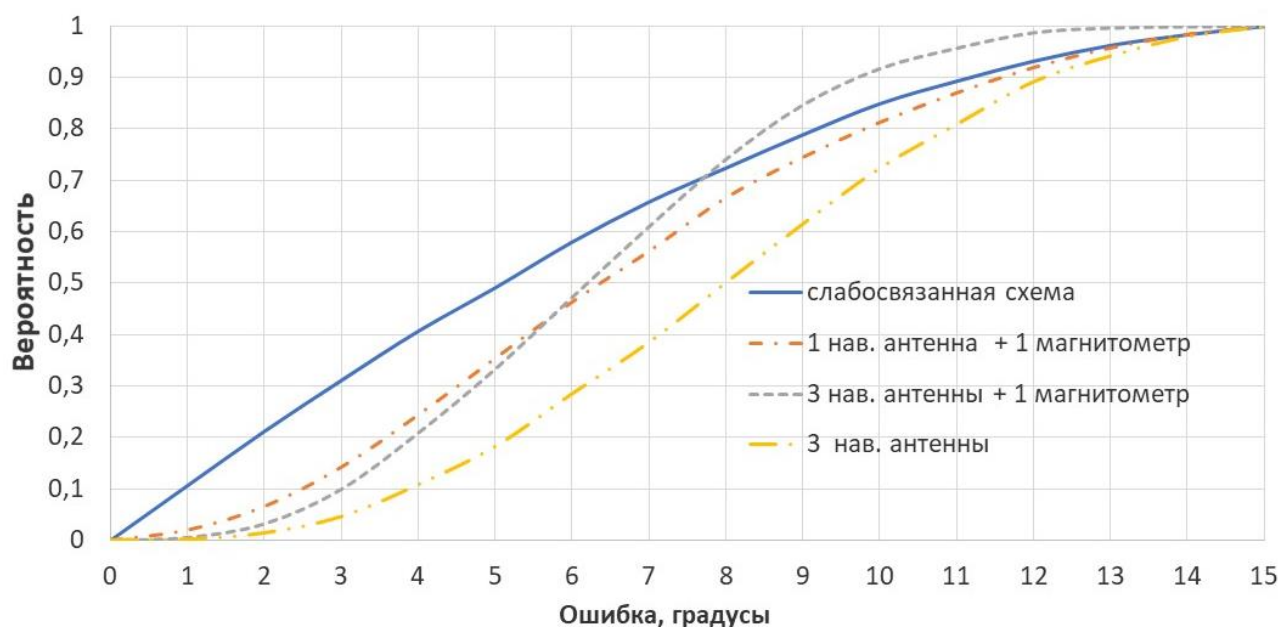


Рисунок 3.10 – Функции распределения вероятности ошибки определения ориентации МКА

3.2.3 Алгоритм определения параметров углового движения МКА на основе фильтра Калмана, использующего только магнитометрические измерения

Учитывая невозможность использования ДС (ДО) на теневых участках орбиты и нежелательность использования МЭМС ДУС из-за их низкой надёжности, недостаточного разрешения и существенного дрейфа нуля со временем [138], требуется разработать фильтр Калмана, использующий только магнитометрические измерения [138, 139].

Задача определения параметров углового движения МКА решается с использованием двухэтапного алгоритма, состоящий из детерминированного алгоритма QUEST [140], использующего измерения магнитометра и ДО или ДС, и фильтра Калмана, основанного только на магнитометрических измерениях [138, 140]. На первой стадии алгоритма формируется начальное приближение (кватернион ориентации), для второй стадии – фильтра Калмана, в котором используются только магнитометрические измерения, поэтому время его

сходимости значительно больше, чем при использовании нескольких разнотипных измерений (рисунок 3.11). Двухэтапный алгоритм позволяет сократить время сходимости фильтра Калмана.

Алгоритм QUEST позволяет отыскать кватернион ориентации МКА из решения задачи Вахбы [12, 140]. В свою очередь, решение задачи Вахбы сводится к отысканию минимума целевой функции $J(\mathbf{W})$

$$J(\mathbf{W}) = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^2 k_i (\mathbf{v}_{ix} - \mathbf{W} \cdot \mathbf{v}_{ix})^T (\mathbf{v}_{ix} - \mathbf{W} \cdot \mathbf{v}_{ix}), \quad (3.14)$$

где k_i – весовые коэффициенты;

$\mathbf{v}_1 = \mathbf{H}$ – вектор геомагнитной индукции;

$\mathbf{v}_2 = \mathbf{S}$ – вектор направления на Солнце.

Задача отыскания минимума целевой функции (3.14) сводится к отысканию вектора Гиббса $\boldsymbol{\beta}$ из решения системы линейных уравнений

$$[(L + \sigma)\mathbf{E} - \mathbf{N}]\boldsymbol{\beta} = \mathbf{Z}, \quad (3.15)$$

где $\mathbf{B} = k_1 \mathbf{H}_x \mathbf{H}_x^T + k_2 \mathbf{S}_x \mathbf{S}_x^T$,

$\mathbf{E}$ – единичная матрица,

$$\mathbf{N} = \mathbf{B} + \mathbf{B}^T,$$

$$\mathbf{Z} = [B_{23} - B_{32} \quad B_{31} - B_{13} \quad B_{12} - B_{21}]^T,$$

$$L = k_1 + k_2,$$

$$\sigma = \text{trace}(\mathbf{B}).$$

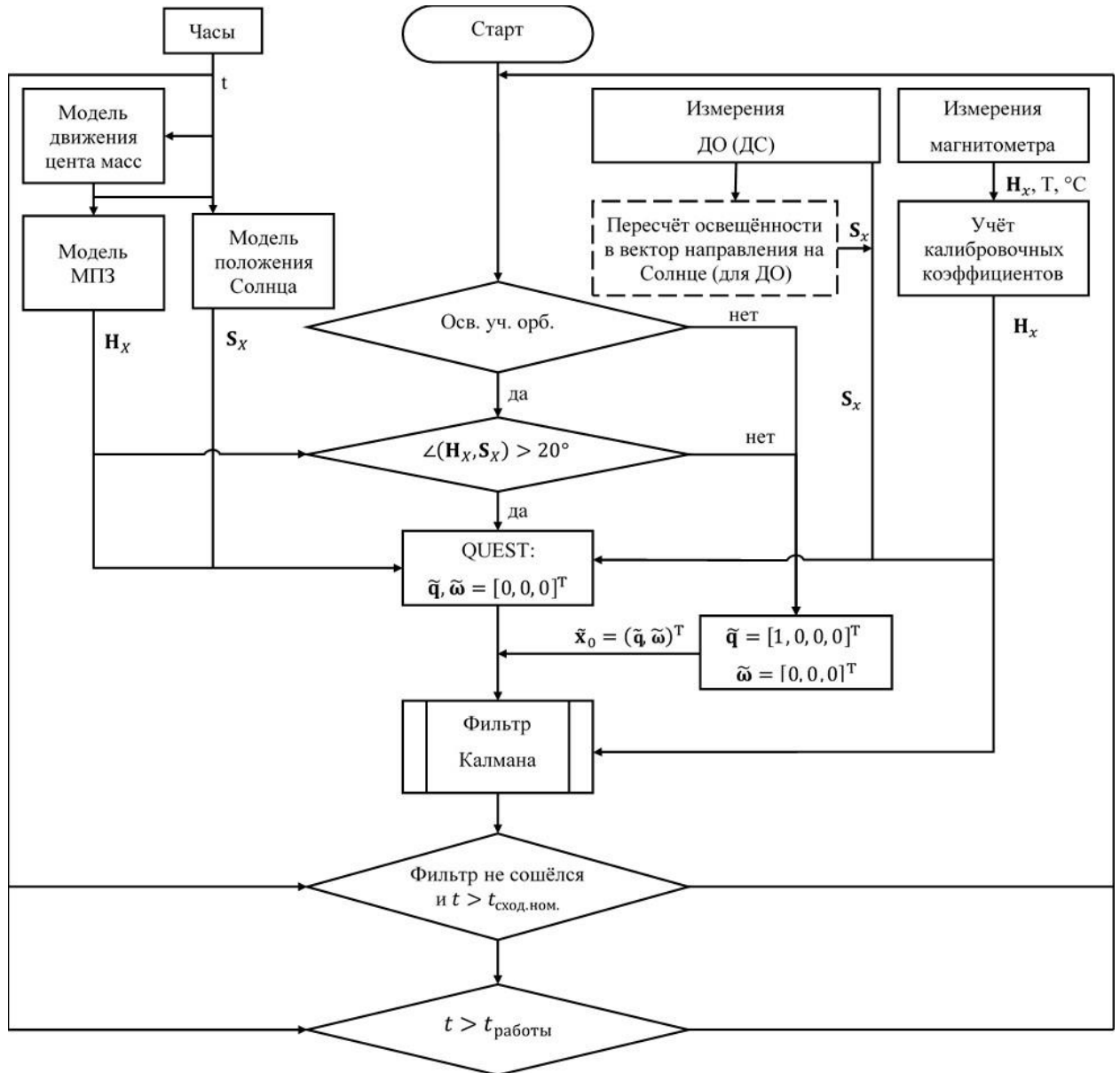


Рисунок 3.11 – Общая схема двухэтапного алгоритма определения ориентации МКА

На последнем шаге осуществляется переход от вектора Гиббса к кватерниону

$$\mathbf{q} = \frac{1}{\sqrt{1 + \boldsymbol{\beta}^T \boldsymbol{\beta}}} \begin{bmatrix} 1 \\ \boldsymbol{\beta} \end{bmatrix}. \quad (3.16)$$

Оценка кватерниона, полученная по результатам работы алгоритма QUEST, является априорной информацией для фильтра Калмана.

При записи фильтра Калмана [141] в качестве вектора состояния примем кватернион ориентации и абсолютные угловые скорости [139, 141]:

$$\mathbf{x} = [\mathbf{q} \ \boldsymbol{\omega}]^T = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3 \ \omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T. \quad (3.17)$$

Фильтр Калмана находит лучшую оценку вектора состояния по среднеквадратическому критерию для линейных систем, но может быть построен и в том случае, когда модели динамики и измерений являются нелинейными функциями вектора состояния и времени [9]

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{x}} &= \mathbf{f}(\mathbf{x}(t)) + \boldsymbol{\theta}(t), \\ \mathbf{z}_k &= \mathbf{h}(\mathbf{x}(t_k)) + \mathbf{v}_k,\end{aligned}\tag{3.18}$$

где $\mathbf{z}_k = \mathbf{H}_x$ – измерения магнитометра, полученные в момент времени t_k ;

$\boldsymbol{\theta}(t)$ – порождающий шум модели движения МКА, позволяющий учесть отличие истинных компонент вектора состояния от модели (2.2) (белый гауссовский шум с нулевым математическим ожиданием и матрицей интенсивности шума $\mathbf{Q}$);

$\mathbf{v}_k$ – шум модели измерений (белый гауссовский шум с нулевым математическим ожиданием и матрицей интенсивности шума $\mathbf{R}$).

Модель измерений имеет вид

$$\mathbf{h}(\mathbf{x}(t_k)) = \mathbf{W}(\mathbf{q}(t_k))\mathbf{H}_x.\tag{3.19}$$

Фильтр Калмана работает по схеме «прогноз–коррекция» [139, 141]. На этапе прогноза априорная оценка вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}_k^-$ вычисляется путём интегрирования нелинейной модели движения МКА (2.2, 2.3). Оценка ковариационной матрицы $\mathbf{P}_k^-$ прогнозируется с помощью линеаризованной модели динамики (матрица перехода Φ из состояния $k-1$ в состояние k учитывает только линейные члены разложения в ряд Тейлора в окрестности оценки текущего вектора состояния)

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{x}}_k^- &= \int_{t_{k-1}}^{t_k} \mathbf{f}(\hat{\mathbf{x}}_{k-1}^+, t) dt, \\ \mathbf{P}_k^- &= \Phi_k \mathbf{P}_{k-1}^+ \Phi_k^T + \mathbf{Q}, \\ \Phi_k &= \mathbf{E}_{7 \times 7} + \mathbf{F}_k \Delta t,\end{aligned}\tag{3.20}$$

где $\mathbf{F}_k = \left. \frac{\partial \mathbf{f}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}_k^-}$ – матрица динамики системы (приведена в приложении А).

На этапе коррекции вычисляется апостериорная оценка вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}_k^+$ путём обработки поступающих магнитометрических измерений $\mathbf{z}_k$

$$\begin{aligned}\mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k)^{-1}, \\ \hat{\mathbf{x}}_k^+ &= \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k [\mathbf{z}_k - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_k^-, t)], \\ \mathbf{P}_k^+ &= [\mathbf{E}_{7 \times 7} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k] \mathbf{P}_k^-, \end{aligned} \quad (3.21)$$

где $\mathbf{H}_k = \left. \frac{\partial \mathbf{h}}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x}=\hat{\mathbf{x}}_k^-}$ – матрица модели измерений (приведена в приложении Б).

Одной из основных проблем при реализации фильтра Калмана является предварительная настройка, которая заключается в определении ковариационных матриц погрешности динамики системы $\mathbf{Q}$, шумов измерений $\mathbf{R}$ и начальной погрешности вектора состояния $\mathbf{P}(0)$. Для вычисления этих матриц воспользуемся подходом, описанным в [9, 23, 139, 141, 142].

Главная диагональ ковариационной матрицы $\mathbf{R}$ содержит дисперсии погрешностей измерений трёхосного магнитометра по каждой измерительной оси σ_m^2 , а внедиагональные элементы являются взаимными ковариационными моментами. Будем считать, что погрешности измерений магнитометра по каждой оси не коррелированы и имеют одинаковые дисперсии, т.е. матрица $\mathbf{R}$ имеет вид

$$\mathbf{R} = \text{diag}(\sigma_m^2 \quad \sigma_m^2 \quad \sigma_m^2). \quad (3.22)$$

Величина σ_m складывается из СКО шума конкретного магнитометра (σ_{m0}) и СКО, обусловленным отличием реального геомагнитного поля Земли от модели IGRF (σ_{IGRF}). Например, для МЭМС магнитометра MMC5883, установленного на МКА SamSat-ION, σ_{m0} составляет величину 100 нТл, а $\sigma_{IGRF} = 200$ нТл [9]. Для приведённого примера общее СКО составит величину 223,6 нТл.

Ковариационная матрица погрешности оценивания вектора состояния в начальный момент времени $\mathbf{P}(0)$ отражает неточность задания начального приближения вектора оцениваемых параметров. Согласно [9] предположим некоррелированность погрешности задания компонент кватерниона и вектора угловой скорости, а также одинаковый уровень погрешности для каждой компоненты кватерниона и вектора угловой скорости, т.е. матрица $\mathbf{P}(0)$ будет иметь вид

$$\mathbf{P}(0) = \text{diag}(\sigma_{q0}^2 \quad \sigma_{q0}^2 \quad \sigma_{q0}^2 \quad \sigma_{q0}^2 \quad \sigma_{\omega0}^2 \quad \sigma_{\omega0}^2 \quad \sigma_{\omega0}^2). \quad (3.23)$$

Так как для формирования начального приближения вектора угловой скорости не требуется никакой априорной информации, то в его качестве возьмём нулевой вектор, т.е. $\hat{\boldsymbol{\omega}}_0 = [0 \quad 0 \quad 0]^T$. Поскольку использование фильтра Калмана для определения ориентации предполагается после окончания процесса демпфирования начальной угловой скорости МКА до уровня орбитальной угловой скорости ($\omega_{\text{орб}}$), то СКО ошибки задания угловой скорости, например, для высоты орбиты равной 550 км, составит $\sigma_{\omega0} = 5\omega_{\text{орб}} \approx 0,33^\circ/\text{с}$ [143, 144]. Начальное приближение кватерниона ориентации формируется после алгоритма QUEST, максимальная погрешность ориентации которого составляет до 20° . В уравнениях $\mathbf{f}(\mathbf{x}(t))$ учитывается только гравитационный момент, а влияние аэродинамического момента закладывается в СКО ошибки задания компонент кватерниона, которое примем равным $\sigma_{q0} = 0,1$, что соответствует погрешности оценки ориентации в 20° с помощью алгоритма QUEST.

Ковариационная матрица $\mathbf{Q}$ отражает неточности задания модели динамики системы. Поскольку в формуле (3.18) порождающий шум модели движения МКА принимается белым, то сделано предположение о некоррелированности ошибок по компонентам кватерниона и вектора угловой скорости

$$\mathbf{Q} = \text{diag}(\sigma_q^2 \quad \sigma_q^2 \quad \sigma_q^2 \quad \sigma_q^2 \quad \sigma_\omega^2 \quad \sigma_\omega^2 \quad \sigma_\omega^2). \quad (3.24)$$

Таким образом, процедура настройки фильтра сводится к определению параметров σ_q и σ_ω . Путём многократного моделирования работы фильтра были подобраны значения этих параметров, при условии, что достигнута максимальная точность определения ориентации [139]

$$\sigma_q^2 = 10^{-11}, \sigma_\omega^2 = 10^{-13} 1/c^2.$$

Для исследования эффективности решения задачи определения ориентации МКА, было проведено статистическое моделирование работы алгоритма QUEST и фильтра Калмана на примере МКА SamSat-ION. Исследование эффективности работы алгоритма QUEST проводилось при следующих условиях (таблица 3.2) [139]:

- положение центра масс – предполагаемая орбита МКА SamSat-ION, положение на орбите задаётся случайным образом (аргумент широты u) по равновероятному закону в диапазоне от 0° до 360° , участок орбиты при этом полагается освещённым;
- истинная ориентация МКА – углы Эйлера задаются случайным образом по равновероятному закону;
- погрешности магнитометрических измерений моделировались по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием с СКО 250 нТл; погрешности измерений вектора направления на Солнце ограничены конусом ошибки с углом полураствора в 10° и описываются двумя углами – полураствора, который моделировался по равновероятному закону в диапазоне от 0° до 10° , и характеризующим положение вектора на поверхности конуса ошибки, который моделировался по равновероятному закону в диапазоне от 0° до 360° .

В результате статистического моделирования рассчитывается погрешность определения ориентации (рисунок 3.12, таблица 3.3), для чего используется свойство ортонормированности матрицы ориентации $\mathbf{W}^T \mathbf{W} = \mathbf{E}$. Для этого рассчитывается матрица $\mathbf{W}(\mathbf{q}_{\text{ист}}) \mathbf{W}(\hat{\mathbf{q}})^T$, представляющая собой матрицу поворота от истинного положения ССК $\mathbf{W}(\mathbf{q}_{\text{ист}})$ до оценённого $\mathbf{W}(\hat{\mathbf{q}})$. Мерой погрешности

определения ориентации МКА является главный угол Эйлера, рассчитываемый по формуле (3.11).

Таблица 3.2 – Условия моделирования работы алгоритма QUEST

Параметры орбиты	высота орбиты	$H = 550$ км
	наклонение	$i = 97,5^\circ$
	долгота восходящего узла	$\Omega = 60^\circ$
	аргумент широты	$u \sim U(0, 360)^\circ$
Ориентация МКА	угол прецессии	$\psi \sim U(-180, 180)^\circ$
	пространственный угол атаки	$\alpha_n \sim U(0, 180)^\circ$
	угол собственного вращения	$\varphi \sim U(-180, 180)^\circ$
Погрешности средств измерений	шум магнитометра	$\sim N(0, 250)$ нТл
	угол полураствора конуса погрешности определения вектора направления на Солнце	$\sim U(0, 10)^\circ$
	угол положения вектора направления на Солнце на поверхности конуса погрешности	$\sim U(0, 360)^\circ$
Число реализаций в методе статистических испытаний		10000

Таблица 3.3 – Результаты статистического моделирования работы алгоритма QUEST

Числовые результаты статистического моделирования	Значение
Тип распределения	Рэлея
Оценка моды, $^\circ$	2,06
Оценка математического ожидания, $^\circ$	5,09
Оценка дисперсии, градус ²	7,08
Вероятность $\{\Phi_\varepsilon < 10^\circ\}$	0,95
Вероятность $\{\Phi_\varepsilon < 20^\circ\}$	0,99

Так как погрешности определения ориентации, вычисляемые по формуле (3.10), выражаются одним углом в диапазоне от 0° до 180° , то они имеют распределение Рэлея. Расчёт его характеристик производился согласно [145].

При коллинеарности векторов геомагнитной индукции и направления на

Солнце восстановить ориентацию МКА невозможно. Кроме того, при приближении значения угла между векторами к 0° и 180° погрешность определения ориентации будет возрастать. Интервалом углов между векторами, при котором оценку ориентации по алгоритму QUEST можно считать достоверной, является $[20, 160]^\circ$ (рисунок 3.13) [139, 146].

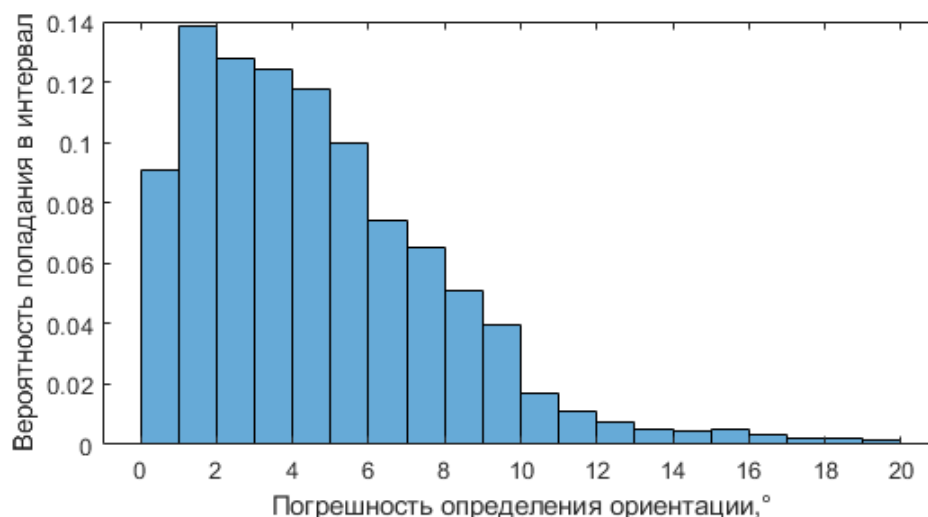


Рисунок 3.12 – Гистограмма функции плотности распределения погрешности определения ориентации алгоритма QUEST

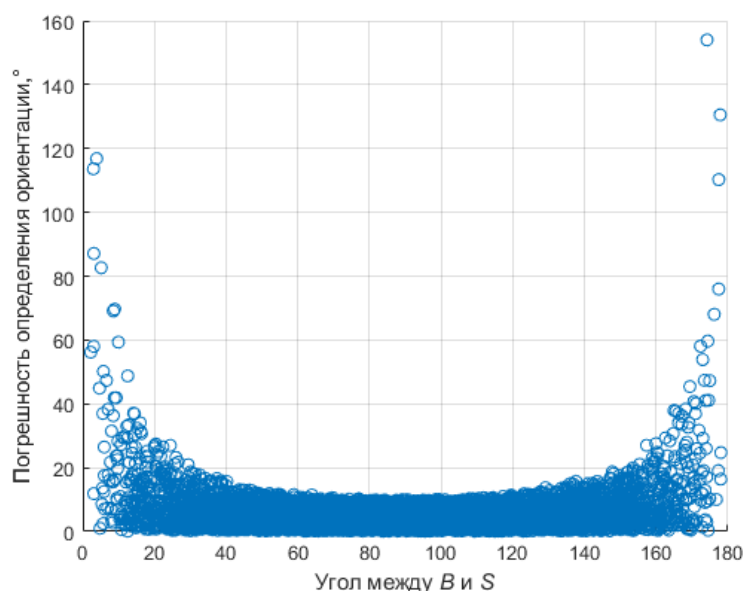


Рисунок 3.13 – Распределение погрешности определения ориентации алгоритма QUEST в зависимости от угла между вектором геомагнитной индукции и вектором направления на Солнце

Статистическое моделирование работы фильтра Калмана было проведено, чтобы оценить точность определения ориентации с его помощью и время сходимости. Были приняты следующие условия моделирования (таблица 3.4):

- случайное начальное положение на предполагаемой орбите (начальный аргумент широты u_0) МКА SamSat-ION задавалось по равновероятному закону в диапазоне от 0° до 360° (таблица 3.4);
- случайная начальная ориентация (углы Эйлера) МКА SamSat-ION задавалась по равновероятному закону в диапазонах, указанных в таблице 3.4;
- модуль начальной угловой скорости $|\omega_0| = 1^\circ / \text{с}$;
- компоненты начальной угловой скорости моделировались следующим образом: $\omega_{x,0}$ – по равновероятному закону в диапазоне от 0 до $0,1^\circ / \text{с}$,

$$\omega_{j,0} = \omega_{n,j} \cdot \frac{|\omega_0|}{\sqrt{\sum_{j=1}^3 \omega_{n,j}^2}}, \quad j = 1..3,$$

- $\omega_{n,j}$ – по равновероятному закону в от 0 до $1^\circ / \text{с}$;
- погрешности магнитометрических измерений моделировались по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием с СКО 250 нТл;
- время моделирования – один виток.

Таблица 3.4 – Условия моделирования фильтра Калмана

Параметры орбиты	высота орбиты	$H = 550 \text{ км}$
	наклонение	$i = 97,5^\circ$
	долгота восходящего узла	$\Omega = 60^\circ$
	начальный аргумент широты	$u_0 \sim U(0, 360)^\circ$
Начальные значения параметров движения относительно центра масс	угол прецессии	$\psi_0 \sim U(-180, 180)^\circ$
	пространственный угол атаки	$\alpha_{n0} \sim U(0, 180)^\circ$
	угол собственного вращения	$\varphi_0 \sim U(-180, 180)^\circ$
	модуль угловой скорости	$ \omega_0 = 1^\circ / \text{с}$
Погрешности средств измерений	шум магнитометра	$\sim N(0, 250) \text{ нТл}$
Число реализаций в методе статистических испытаний		400

Результаты одной из реализаций метода статистических испытаний показаны на рисунках 3.14–3.16.

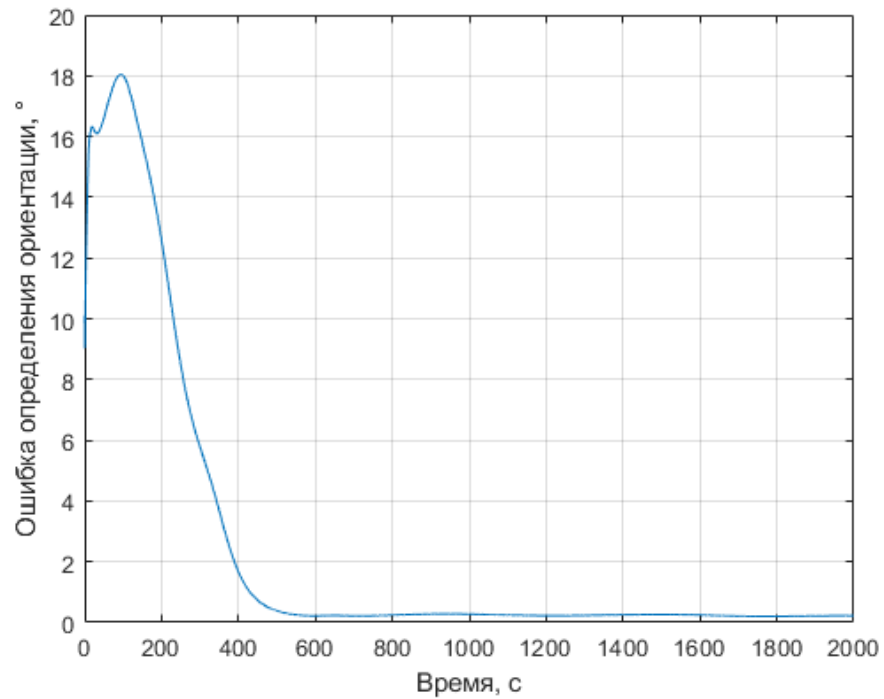


Рисунок 3.14 – Погрешность определения ориентации в процессе сходимости фильтра Калмана для одной из реализаций метода статистических испытаний

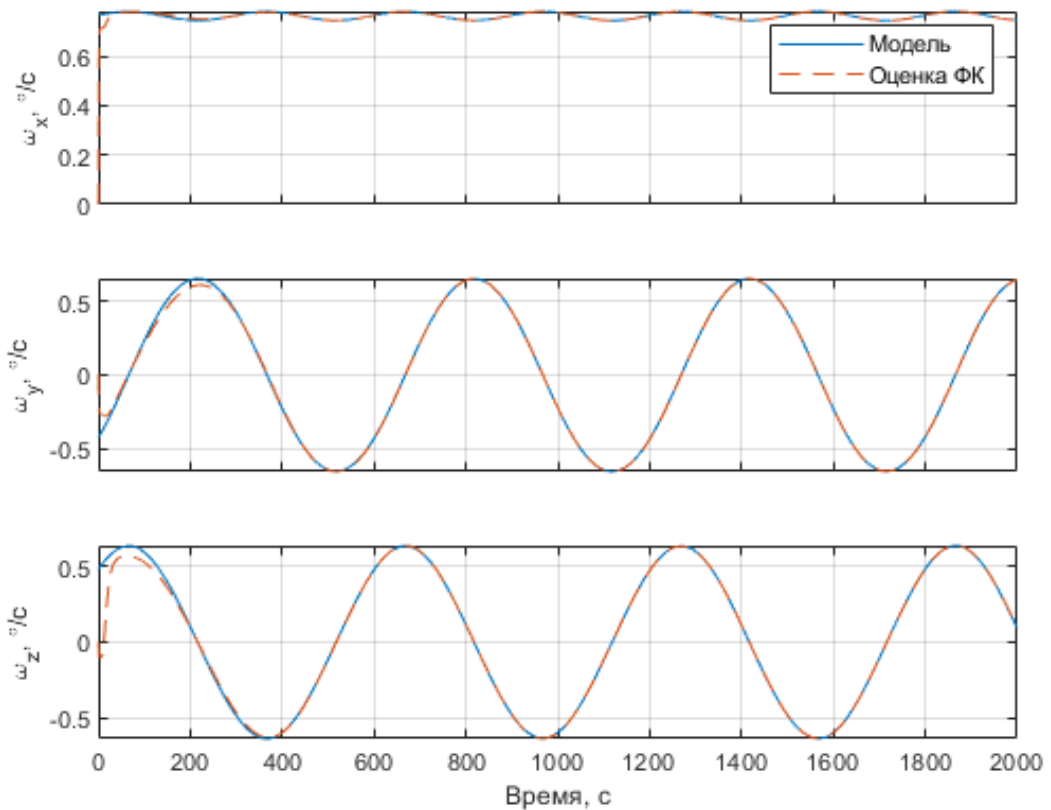


Рисунок 3.15 – Оценка угловой скорости с помощью фильтра Калмана

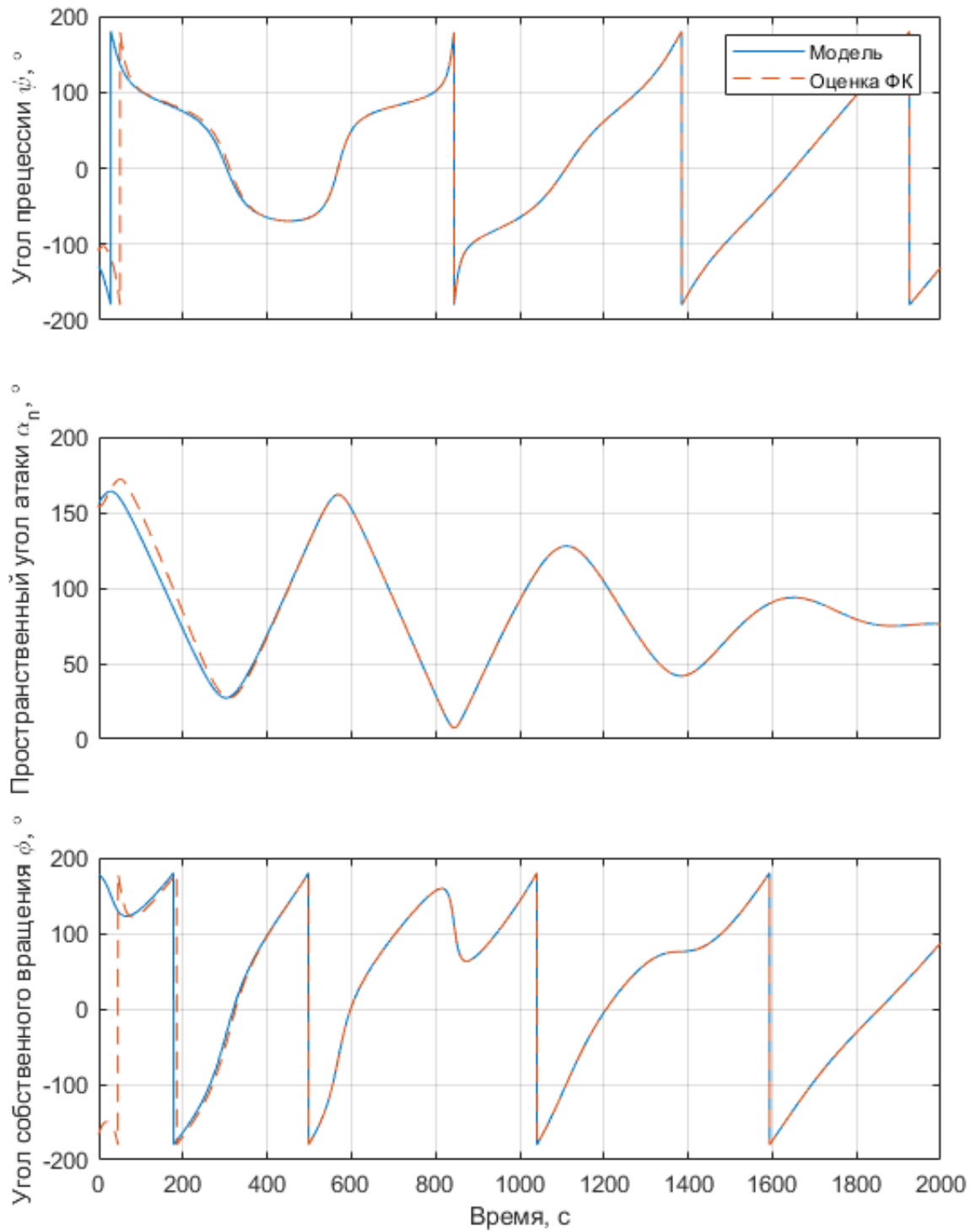


Рисунок 3.16 – Оценка ориентации с помощью фильтра Калмана

В качестве интегральной погрешности определения ориентации в каждой реализации метода статистических испытаний примем математическое ожидание (среднеарифметическое из выборки всех углов) пространственного угла поворота от истинного положения ССК к оценённому после завершения процесса сходимости (рисунок 3.16). По результатам статистического моделирования можно

сделать вывод, что погрешность определения ориентации будет не более $0,5^\circ$ (с вероятностью $P=0,99$), а время сходимости не превысит 2000 с (с вероятностью $P=0,96$) (таблица 3.5, рисунки 3.17 и 3.18). Принято, что фильтр завершил переходный процесс, когда погрешность определения ориентации в процессе сходимости выходит на установившийся уровень, то есть $\frac{d\Phi_\varepsilon(t)}{dt} \leq 0,05^\circ / \text{с}$.

Таблица 3.5 – Результаты статистического моделирования фильтра Калмана

Числовые результаты статистического моделирования		Значение
Время сходимости	Тип распределения	—
	Оценка моды, с	565
	Оценка математического ожидания, с	865
	Вероятность $\{t_{cx} < 2000 \text{ с}\}$	0,96
Погрешность определения ориентации	Тип распределения	Рэля
	Оценка моды, $^\circ$	0,19
	Оценка математического ожидания, $^\circ$	0,22
	Оценка дисперсии, градус ²	0,01
	Вероятность $\{\Phi_\varepsilon < 0,5^\circ\}$	0,99

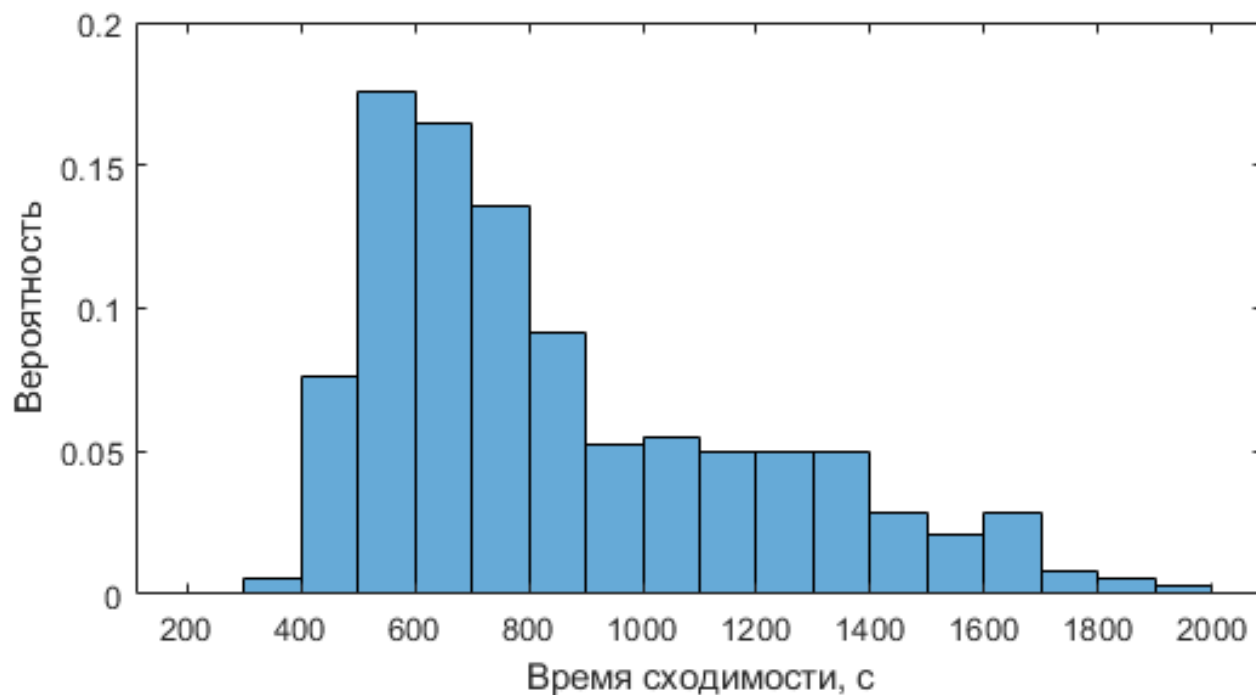


Рисунок 3.17 – Гистограмма функции плотности распределения времени сходимости фильтра Калмана

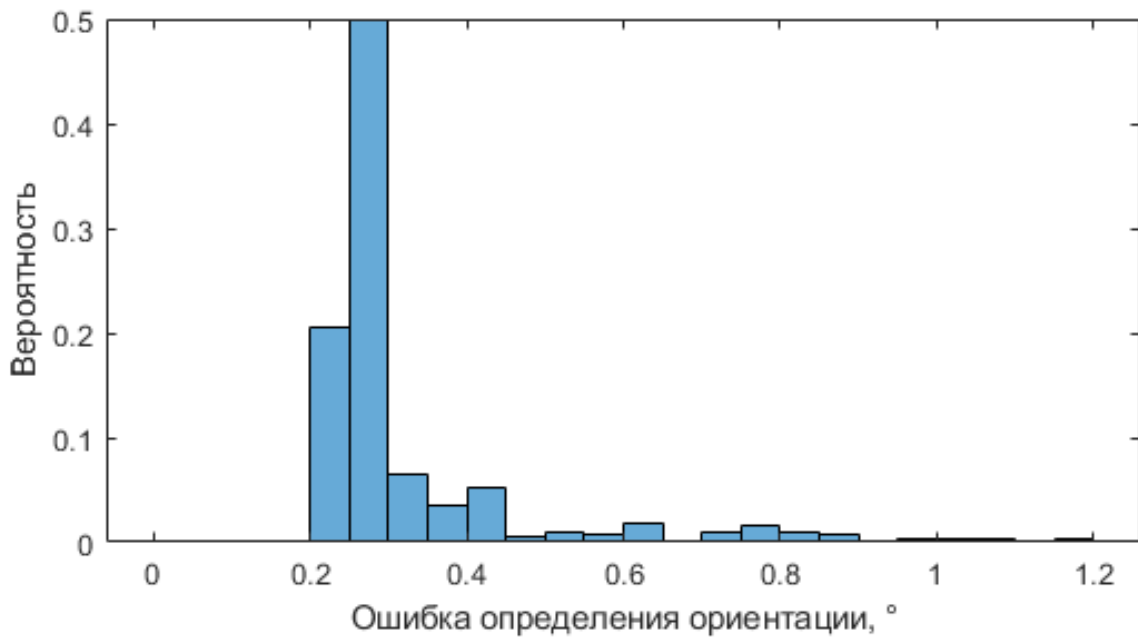


Рисунок 3.18 – Гистограмма функции плотности распределения погрешности определения ориентации по фильтру Калмана

После статистического моделирования, выполненного на персональном компьютере, работоспособность алгоритма была проверена на бортовом компьютере (БЦВМ) МКА SamSat-ION.

Для проверки эффективности алгоритма было проведено программно-аппаратное моделирование его второй стадии решения задачи – работы фильтра Калмана. Программно-аппаратное моделирование, в свою очередь, условно можно разделить на три этапа [147] (рисунок 3.19), выполняемых на каждой итерации.



Рисунок 3.19 – Схема программно-аппаратного моделирования работы алгоритма

Этап 1. На персональном компьютере моделируются показания магнитометра с помощью реализованных моделей движения, магнитного поля, измерений и отправляются на БЦВМ по интерфейсу UART, что имитирует выходные данные реального датчика.

Этап 2. Определение ориентации на БЦВМ.

Этап 3. Полученные результаты отправляется обратно на персональный компьютер по UART, где сохраняются в текстовом формате для дальнейшей обработки.

На рисунках 3.20–3.21 приведены оценки компонент кватерниона и угловой скорости, полученные во время одной из реализаций программно-аппаратного моделирования (погрешность начального приближения в приведённой реализации соответствует наиболее вероятной погрешности оценки ориентации по алгоритму QUEST и составляет 2°). На рисунке 3.22 приведена интегральная погрешность определения ориентации в процессе программно-аппаратного моделирования.

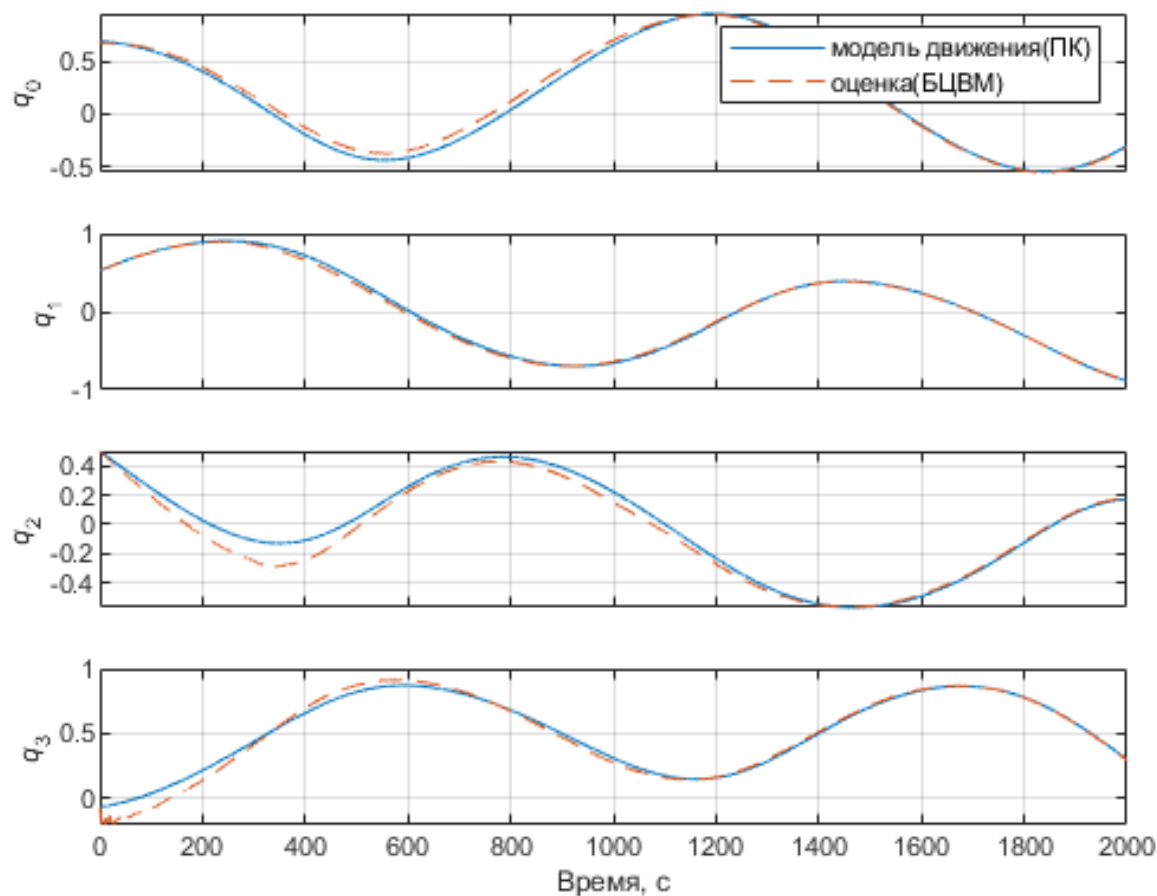


Рисунок 3.20 – Оценка компонент кватерниона в процессе программно-аппаратного моделирования

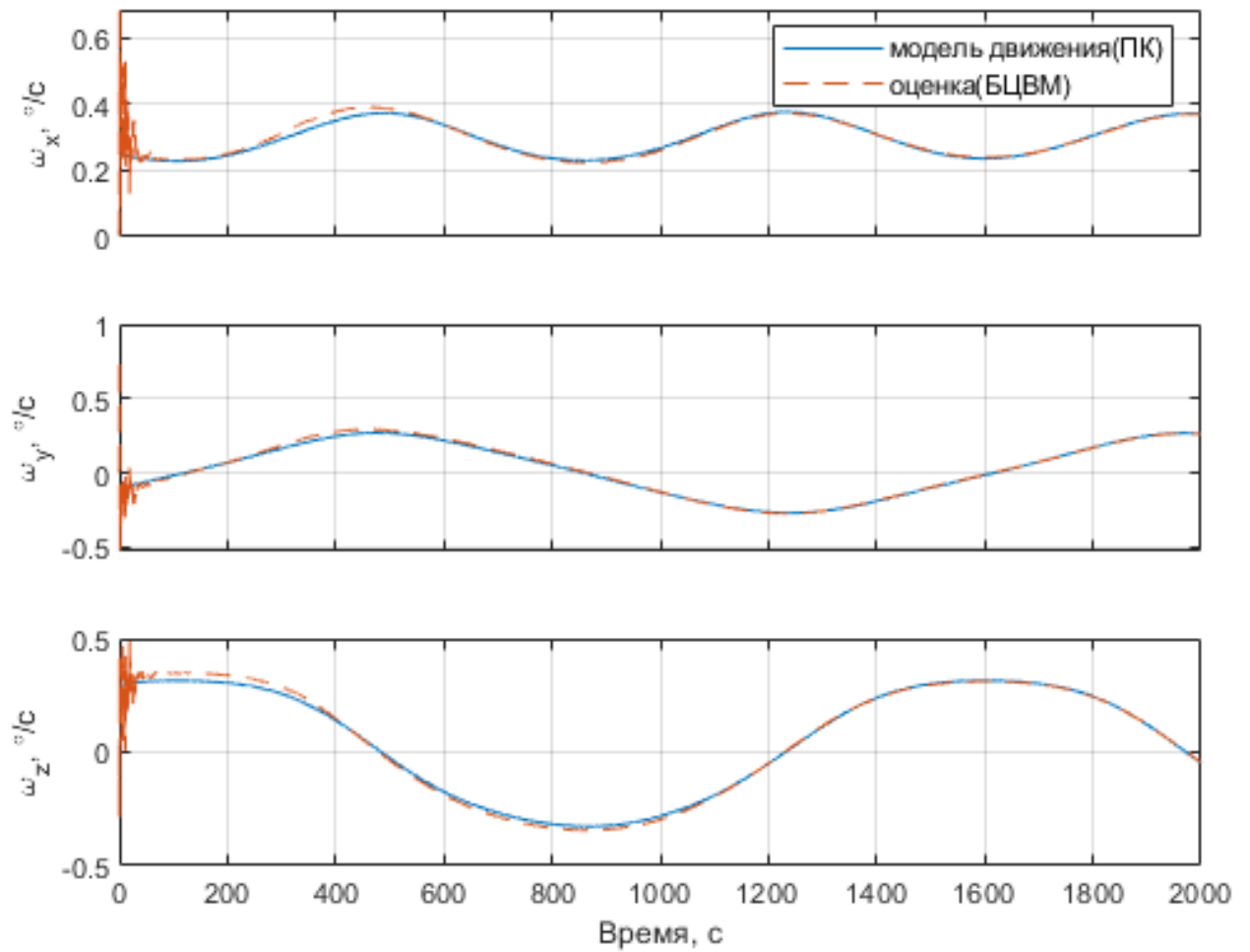


Рисунок 3.21 – Оценка компонент угловой скорости в процессе программно-аппаратного моделирования

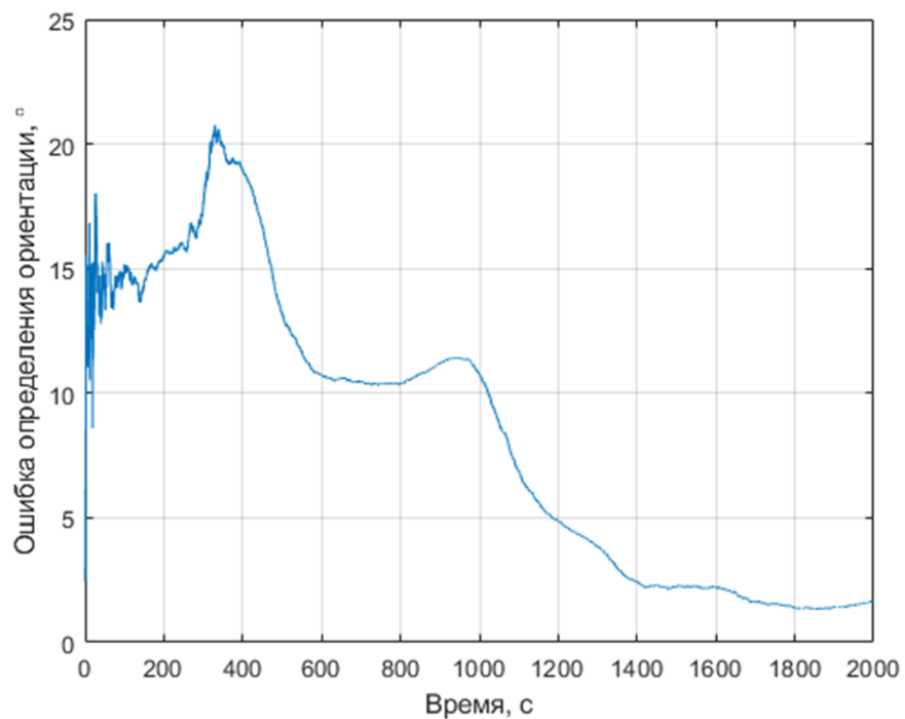


Рисунок 3.22 – Погрешность определения ориентации в процессе программно-аппаратного моделирования

3.2.4 Реконфигурация алгоритмического обеспечения обратной связи системы управления угловым движением малоразмерного космического аппарата

Логику реконфигурации алгоритмов определения ориентации МКА проиллюстрируем на примере измерительных средств МКА СамСат-Ионосфера.

В качестве измерительных средств на борту МКА СамСат-Ионосфера установлены: трёхосные магнитометры; датчики освещённости, трёхосные датчики угловых скоростей, навигационный приёмник с одной антенной, расположенной по продольной оси. Использование приведённых измерительных средств в различных алгоритмах приведено в таблице 3.6.

Таблица 3.6 – Использование измерений в алгоритмах

		Измерительные средства			
		Магнитометр	ДО	ДУС	НП
Алгоритмы	Алгоритм 1	–	–	–	+
	Задача Вахбы	+	+	–	±
	Двухэтапный алгоритм	+	–	+	–

«±» – используется в задаче Вахбы после выполнения алгоритма 1.

В штатном случае задача определения ориентации МКА решается в два этапа.

Учитывая, что по показаниям одного датчика невозможно однозначно оценить ориентацию КА, количество вариантов отказов, для выбранного состава измерительных средств, при которых сохраняется возможность оценить хотя бы только ориентацию КА (углы или кватернион), можно рассчитать, используя известную формулу для вычисления числа сочетаний без повторений

$$K = \sum_{m=1}^2 C_n^m = \sum_{m=1}^2 \frac{n!}{m!(n-m)!} = [n=4] = 10.$$

На рисунке 3.23 показаны схемы реконфигурации алгоритмов определения ориентации МКА для различных вариантов отказов измерительных средств.

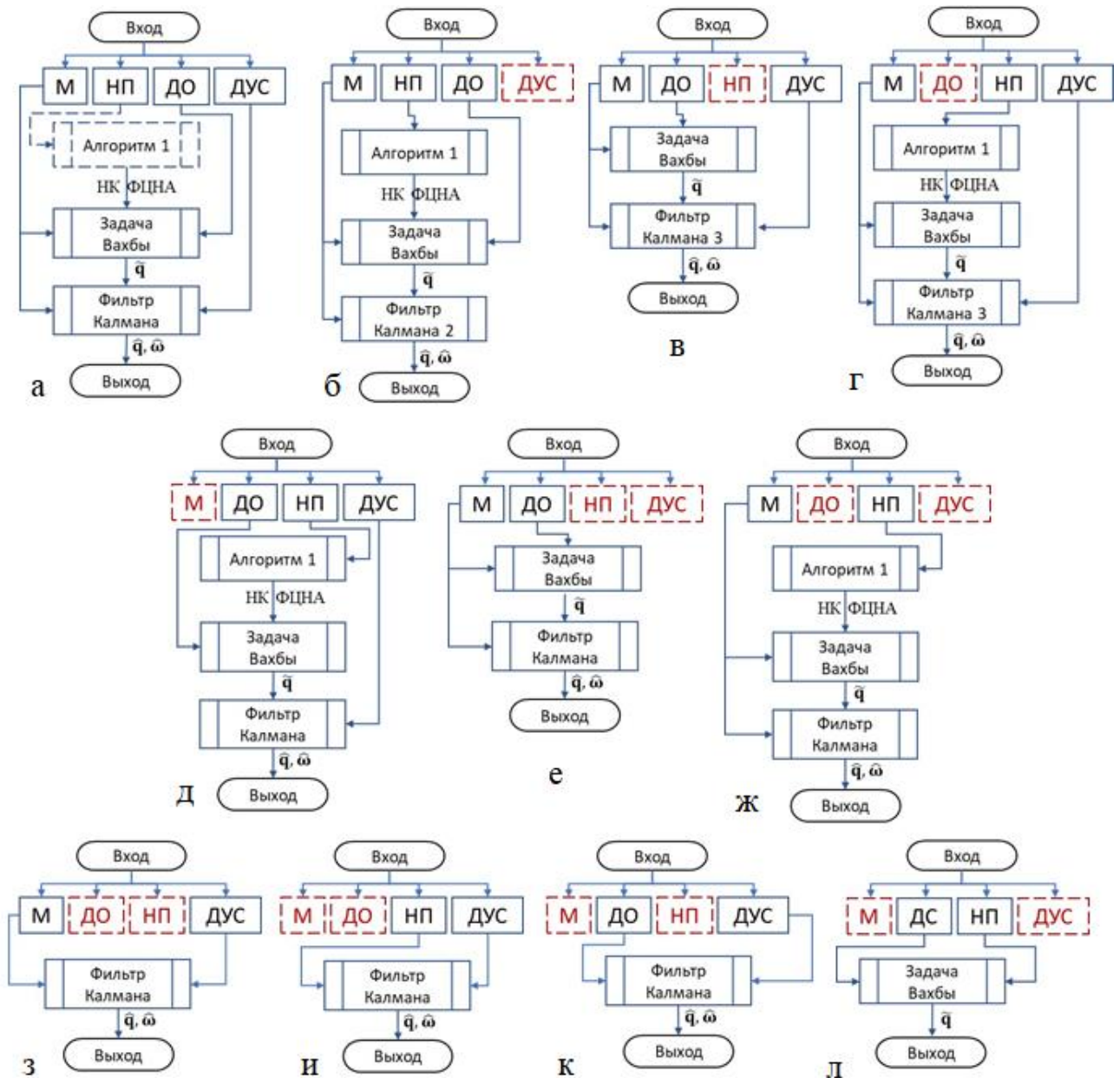


Рисунок 3.23 – Схемы реконфигурации алгоритмов:

а – штатный случай; б – отказ ДУС; в – отказ НП; г – отказ датчиков освещённости; д – отказ магнитометра; е – отказ НП и ДУС; ж – отказ ДО и ДУС; з – отказ ДО и НП; и – отказ магнитометра и ДО; к – отказ магнитометра и НП; л – отказ магнитометра и ДУС

Как видно из рисунка 3.23 реконфигурация позволяет сохранить возможность оценки параметров углового движения (кватернион и угловая скорость) для всех возможных случаев отказа за исключением случая отказа магнитометра и ДУС (случай «л»), когда могут отказаться один или два датчика. Однако, нужно иметь ввиду, что отсутствие априорной информации о кватернионе (случаи «з», «и», «к») может привести к увеличению времени сходимости фильтра Калмана.

3.3 Выводы по третьей главе

В третьей главе рассмотрен алгоритмический подход к обеспечению отказоустойчивости контура обратной связи за счёт адаптации к возможным отказам измерительных средств. Описаны схемы и алгоритмы комплексирования разнотипных измерений, реконфигурация алгоритмического обеспечения обратной связи СУД МКА.

На примере измерительных средств МКА СамСат-Ионосфера показано, что реконфигурация алгоритмов позволяет сохранить возможность оценки параметров углового движения малоразмерных космических аппаратов при отказе одного или двух измерительных средств.

4 Квазиоптимальное терминальное программное управление угловым движением МКА, учитывающее внешние моменты

Для выполнения многих целевых задач решаемых МКА необходимо обеспечить требуемое положения его осей в пространстве. При этом начальное положение может не совпадать с требуемым, поэтому необходимо переориентировать МКА из начального положения в требуемое. При этом, переориентация как правило осуществляется по наперёд заданной программе. Одной из особенностей углового движения МКА является необходимость учитывать внешние моменты, так как их величина сравнима с величиной управляющего момента.

Для построения программы управления ориентацией КА используются различные методы и алгоритмы, например, методы нечёткой логики [148, 149], методы обратных задач динамики (ОЗД) [150-152], псевдоспектральные методы [153-155], метод роя частиц [156, 157], принцип максимума Понтрягина [158-162], аналитическое конструирование оптимальных регуляторов [163-165] и др. На практике широкое применение нашли аналитические программы управления. Они не требуют больших вычислительных ресурсов бортового компьютера (БЦВМ). Например, в работах [166-169] предлагается алгоритм переориентации КА, основанный на решении ОЗД. Аналитические решения были получены для осесимметричных [170, 171] и КА произвольной формы [159, 172-175].

Синтез программного управления переориентацией КА с использованием ОЗД не подразумевает решение в оптимальной постановке, использование же принципа максимума Понтрягина затруднительно при учёте в уравнениях углового движения внешних моментов.

Описанный ниже подход позволяет решить задачу синтеза программного управления угловым движением МКА в оптимизационной постановке, с учётом внешних моментов и при ограничении на величину управляющего момента. Данная задача сводится к задаче многопараметрической оптимизации, для решения которой был использован АДЭ.

С учётом того, что для решения многопараметрической оптимизации используется АДЭ, то полученное решение назовём квазиоптимальным.

4.1 Математическая постановка задачи

Задача квазиоптимального терминального программного управления угловым движением МКА формулируется следующим образом.

МКА, угловое движение которого описывается уравнениями (2.2)–(2.3) необходимо перевести из некоторого произвольного начального положения

$$\mathbf{q}|_{t=t_0} = \mathbf{q}_0, \quad \boldsymbol{\omega}|_{t=t_0} = \boldsymbol{\omega}_0, \quad (4.1a)$$

в требуемое конечное положение

$$\mathbf{q}|_{t=T} = \mathbf{q}_{\text{треб}}, \quad \boldsymbol{\omega}|_{t=T} = \boldsymbol{\omega}_{\text{треб}} \quad (4.1b)$$

за фиксированный интервал времени T при минимальных затратах энергии

$$E = \int_0^T |\mathbf{U}(t)|^2 dt. \quad (4.2)$$

Требуется найти оптимальный управляющий момент $\mathbf{U}_{\text{опт}}(t)$ описываемый функциональным рядом, который минимизирует ЦФ с ограничением на величину управляющего момента $\mathbf{U}_{\text{макс}}$

$$\mathbf{U}_{\text{опт}}(t) = \arg \min_{\mathbf{a}} f(\mathbf{a}, T), \quad (4.3)$$

$$\text{где } f(\mathbf{A}, T) = T \left| \boldsymbol{\omega}_{\text{треб}} - \boldsymbol{\omega}(T) \right| + T^2 \left| \dot{\boldsymbol{\omega}}_{\text{треб}} - \dot{\boldsymbol{\omega}}(T) \right| + \frac{1}{\pi} \Phi + \frac{1}{T |\mathbf{U}_{\text{макс}}|^2} \int_0^T |\mathbf{U}(\mathbf{A}, t)|^2 dt;$$

Φ – главный угол Эйлера, рассчитываемый по (3.11);

$\mathbf{A}$ – матрица неизвестных коэффициентов.

Для отыскания минимума (4.3) необходимо определить структуру параметризованного управления.

Были рассмотрены следующие варианты структуры параметризации управляющих моментов $\mathbf{U}(\mathbf{a}, t)$: (таблица 4.1)

Минимизация ЦФ (4.3) осуществлялась с использованием АДЭ.

Таблица 4.1 – Исследуемые формы параметризации структуры управляющих моментов

Функциональный ряд	Форма представления
Степенной ряд	$U(A, t) = a_0 + \sum_{n=1}^m a_n t^n$
Тригонометрический ряд	$U(A, t) = \frac{1}{2} a_0 + \sum_{n=1}^m \left(a_n \cos \frac{\pi n t}{2T} + \tilde{a}_n \sin \frac{\pi n t}{2T} \right)$
Чётный ряд Фурье	$U(A, t) = \frac{1}{2} a_0 + \sum_{n=1}^m \left[a_n \cos \left(\frac{\pi n t}{2T} + \tilde{a}_n \right) \right]$
«Нечётный» ряд Фурье	$U(A, t) = \frac{1}{2} a_0 + \sum_{n=1}^m \left[a_n \sin \left(\frac{\pi n t}{2T} + \tilde{a}_n \right) \right]$
Ряд Шлёмилля	$U(A, t) = a_0 + \sum_{n=1}^m [a_n J_k(nt)], (k = \overline{1, 3})$

Здесь $A = [a_0, a_n, \tilde{a}_n]_{3 \times 1 + 3m}$ – матрица неизвестных коэффициентов; m – количество слагаемых; $J_k(\cdot)$ – функция Бесселя. В анализе использовался классический ($k = 0$) и модифицированный ($k = \overline{1, 3}$) ряды Шлёмилля.

4.2 Синтез квазиоптимального терминального программного управления угловым движением МКА, учитывающего внешние моменты

При использовании алгоритма ДЭ необходимо локализовать значения отыскиваемых неизвестных, в нашем случае это матрица коэффициентов A . Схема локализации приведена на рисунке 4.1

На первом этапе выбирается, из приведённых в таблице 4.1, структура управления $U(A, t)$. Для выбранного $U(A, t)$ набор матричных коэффициентов a определяется как U^3 .

На втором этапе локализуются коэффициенты a «вручную» ($U_{\text{руч}}$), используя следующее условие:

$$(\forall a \in R^3)(a \leq 10 | U_{\text{макс}}|), \quad (4.4)$$

таким образом, $\mathbf{U}_{\text{руч}} \subset R^3$ и $\mathbf{U}_{\text{руч}} \leq \mathbf{U}^3$.

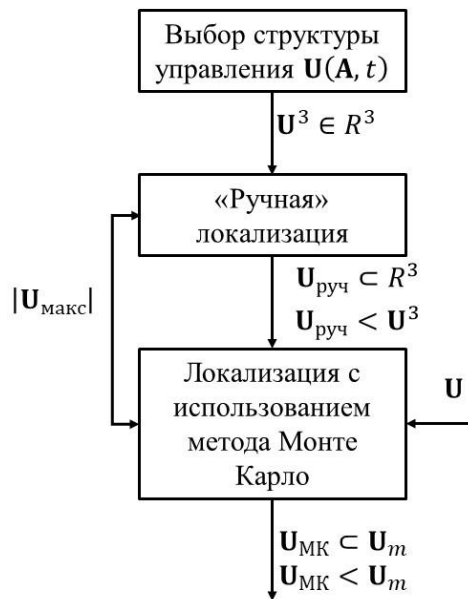


Рисунок 4.1 – Схема локализации

На третьем этапе происходит локализация коэффициентов $\mathbf{a}$ методом Монте-Карло ($\mathbf{U}_{\text{МК}}$) на основе условия:

$$\left(\forall \mathbf{a} \in \mathbf{U}_{\text{руч}} \right) \left(\forall t \in [0 \dots t_k] \right) \left(\left| \mathbf{U}(\mathbf{A}, t) \right| \leq \left| \mathbf{U}_{\text{макс}} \right| \right), \quad (4.5)$$

таким образом, $\mathbf{U}_{\text{МК}} \subset \mathbf{U}_{\text{руч}}$ и $\mathbf{U}_{\text{МК}} \leq \mathbf{U}_{\text{руч}}$.

На четвёртом этапе, набор коэффициентов $\mathbf{a} \in \mathbf{U}_{\text{МК}}$ используется как область допустимых значений для алгоритма ДЭ.

Отыскание желаемого программного управления выполняется по разработанному алгоритму, представленному на рисунке 4.2.

Основные этапы алгоритма:

Этап 1. Задаются: граничные условия, время переориентации T , ограничение на величину управление $\mathbf{U}_{\text{макс}}$, количество членов m в функциональном ряде и начальное значение энергии $E_1 = E_{\text{нач}}$; выбирается параметризованная структура управления $\mathbf{U}(\mathbf{A}, t)$.

Этап 2. Выполняется процедура локализации.

Этап 3. Выполняется АДЭ.

Этап 4. Вычисляется относительная погрешность $\frac{|E_{m-1} - E_m|}{E_{m-1}}$ и сравнивается с δ_E .

Этап 5. Если относительная ошибка меньше δ_E , значит желаемое управление получено. В противном случае увеличить количество слагаемых m и перейти к шагу 2.

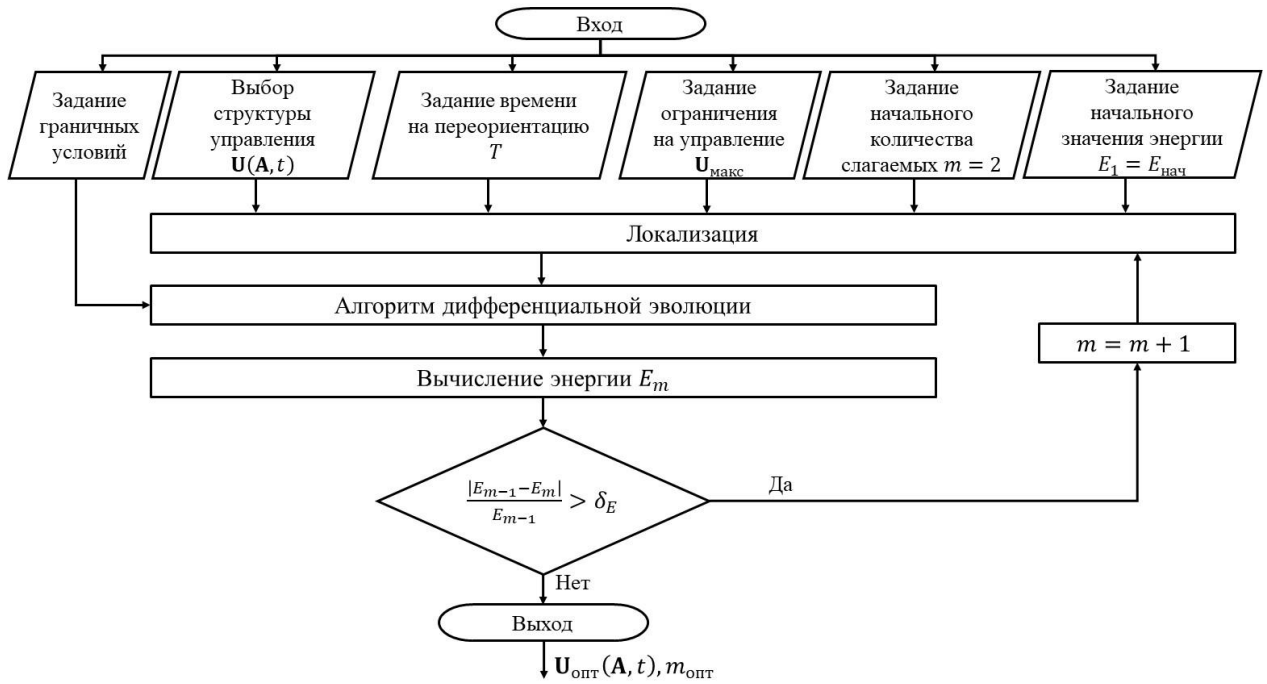


Рисунок 4.2 – Структурная схема алгоритма отыскания программы управления

Вычисление интеграла энергии (4.2) проводится с использованием формулы трапеций.

Критерий остановки для АДЭ рассчитывается следующим образом

$$\Delta_f = |f_{n+1} - f_n| < 10^{-3}, \quad (4.6)$$

где f – целевая функция, описываемая уравнением (4.3), n количество итераций АДЭ.

4.3 Численное моделирование

Численное исследование разработанного подхода к синтезу номинального управления переориентацией МКА выполнено для МКА, с параметрами и граничными условиями, указанными в таблице 4.2.

Таблица 4.2 – Параметры МКА и граничные условия

Параметр	Значение
Тензор инерции, $\text{кг} \cdot \text{м}^2$	$\text{diag}(0,01385 \quad 0,0729 \quad 0,0715)$
Начальный кватернион	$[0,5564 \quad 0,664 \quad 0,4696 \quad -0,1704]^T$
Начальная угловая скорость, градус/с	$[0,1 \quad 0,1 \quad 0,1]^T$
Конечный кватернион	$[0 \quad 0 \quad 1 \quad 0]^T$
Конечная угловая скорость, градус/с	$[0 \quad 0 \quad 0]^T$
Конечное угловое ускорение, градус/с ²	$[0 \quad 0 \quad 0]^T$
Время на переориентацию, с	5400
Максимальная величина управляющего момента, Нм	$5 \cdot 10^{-5}$

Допустимые пределы погрешности для граничных условий записываются в следующем виде

$$\varepsilon_{\omega} = |\boldsymbol{\omega}_{\text{треб}} - \boldsymbol{\omega}(T)| < |\boldsymbol{\omega}_{\text{орб}}|, \varepsilon_{\dot{\omega}} = |\dot{\boldsymbol{\omega}}_{\text{треб}} - \dot{\boldsymbol{\omega}}(T)| < 10^{-6}, \varepsilon_q = |\mathbf{q}_{\text{треб}} - \mathbf{q}(T)| < 10^{-5}. \quad (4.7)$$

Численное моделирование проводилось в пять условных этапов. На первом этапе исследовалась локализация значений коэффициентов ЦФ (4.3) с использованием метода Монте-Карло. На втором этапе исследовался вопрос выбора наиболее эффективной структуры управления для минимизации ЦФ (4.3) для МКА с параметрами и граничными условиями из таблицы 4.2. На этом этапе для уменьшения времени вычислений не требовалось выполнения граничного условия на угловое ускорение. Третий этап посвящён выбору числа слагаемых для наиболее эффективной структуры управления переориентацией МКА. На четвёртом этапе проводилось сравнение полученных результатов с результатами, полученными с использованием обратных задач динамики [167, 168]. На пятом этапе показано расширение предлагаемого подхода для решения задачи переориентации больших космических аппаратов.

Для выбора количества членов функционального ряда были приняты следующие параметры алгоритма (рисунок 4.2): $E_{\text{нач}} = 10^6 J$, $\delta_E = 0,05$. Общего метода настройки нет, но рекомендуется задавать $E_{\text{нач}}$ как можно большим числом, а значение δ_E зависит от требуемой точности управления и вычислительных ресурсов.

4.3.1 Локализация коэффициентов

Локализация значений коэффициентов. Поскольку в предлагаемом подходе используется АДЭ, то для улучшения скорости его сходимости, была проведена локализация значений коэффициентов **A** с помощью метода Монте-Карло. Пример локализации коэффициентов для четырёх членов функциональных рядов представлен в таблице 4.3. На рисунках 4.3 и 4.4 показаны плотности распределения коэффициентов, полученных с использованием метода Монте-Карло и по результатам минимизации ЦФ (4.3) с использованием АДЭ для $m = 4$.

Таблица 4.3 – Интервалы локализации коэффициентов (для $m = 4$)

Коэффициент	Начальный диапазон	$U_{\text{руч}}$	$U_{\text{МК}}$
a_0			$[-5 \cdot 10^{-6} \quad 5 \cdot 10^{-6}]$
a_1			$[-4 \cdot 10^{-6} \quad 4 \cdot 10^{-6}]$
a_2	$[-\infty \quad \infty]$	$[-5 \cdot 10^{-4} \quad 5 \cdot 10^{-4}]$	$[-4 \cdot 10^{-6} \quad 4 \cdot 10^{-6}]$
a_3			$[-3,5 \cdot 10^{-6} \quad 3,5 \cdot 10^{-6}]$
a_4			$[-3 \cdot 10^{-6} \quad 3 \cdot 10^{-6}]$
$\tilde{a}_n$	$[-\pi \quad \pi]$	$[-\pi \quad \pi]$	$[-\pi \quad \pi]$

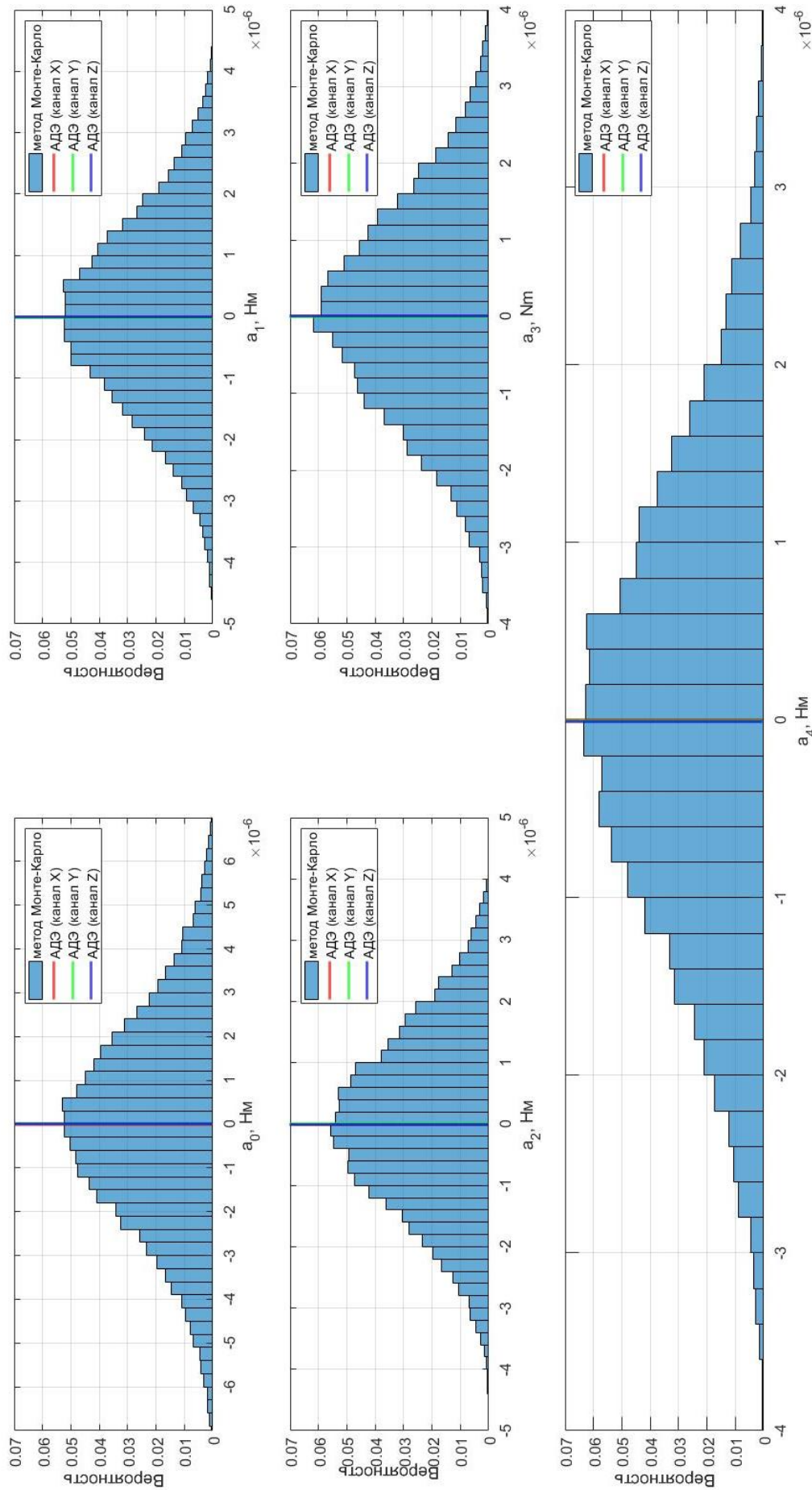
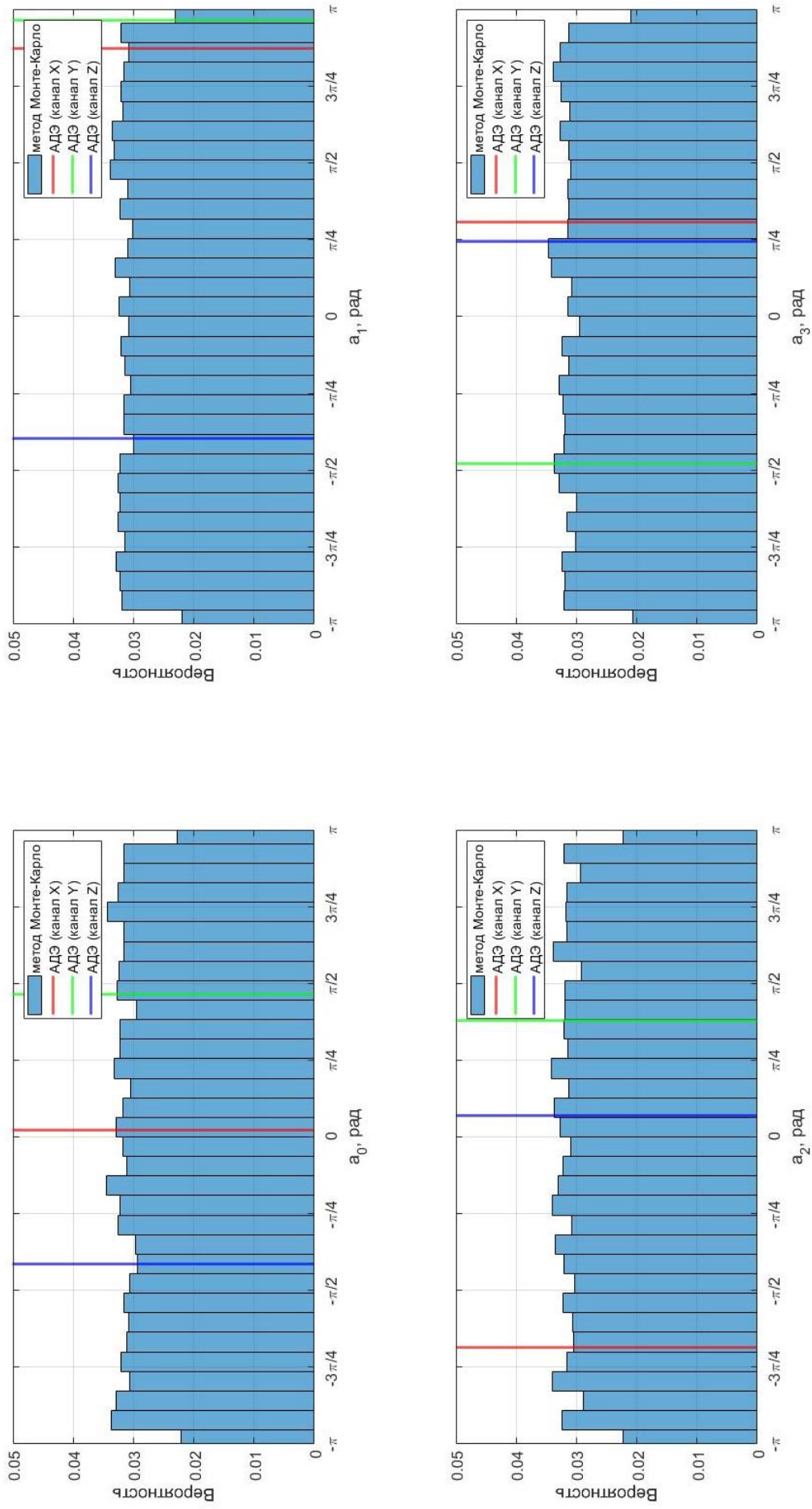


Рисунок 4.3 – Вероятности распределения коэффициентов **a**

Рисунок 4.4 – Вероятности распределения коэффициентов $\mathbf{\tilde{a}}$

В приложении В приведены графики вероятности коэффициентов для $m = 2$.

4.3.2 Выбор наиболее эффективного функционального ряда

Как было сказано выше, на начальном этапе выбора наиболее эффективной структуры управления не учитывалось требование к угловому ускорению в ЦФ (4.3). Это было сделано для уменьшения времени вычислений.

На рисунке 4.5 представлены зависимости величины управляющего момента от времени для $m = 2$.

Как видно из рисунка 4.5 наиболее эффективными структурами управления являются ряды Фурье, тригонометрические ряды и модифицированные ряды Шлёмилха (J_3). Наихудший результат дал ряд Шлёмилха (J_0), а степенными рядами задача не решилась. Изменение порядка функции Бесселя в ряде Шлёмилха приводит к заметному уменьшению величины управляющего момента.

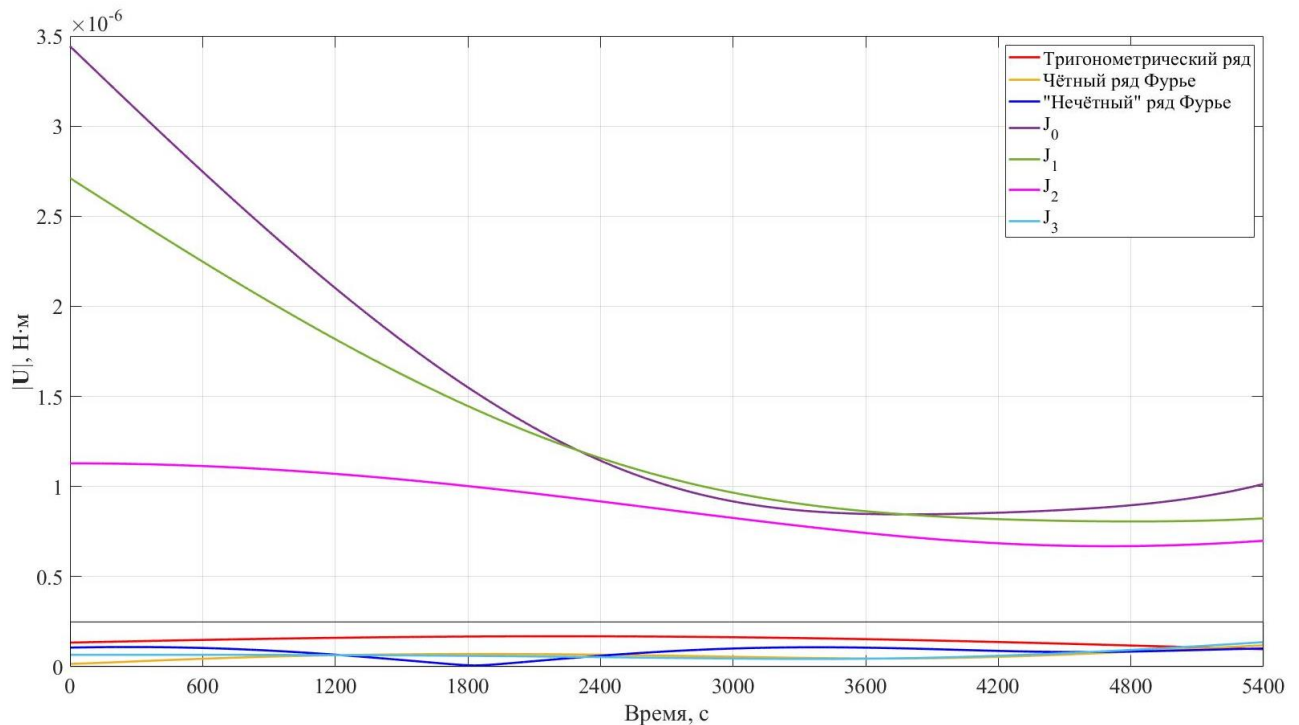


Рисунок 4.5 – Сравнение величин управляющего момента для $m = 2$

На рисунке 4.6 представлены зависимости модуля угловой скорости от времени для различных значений $U(A, t)$.

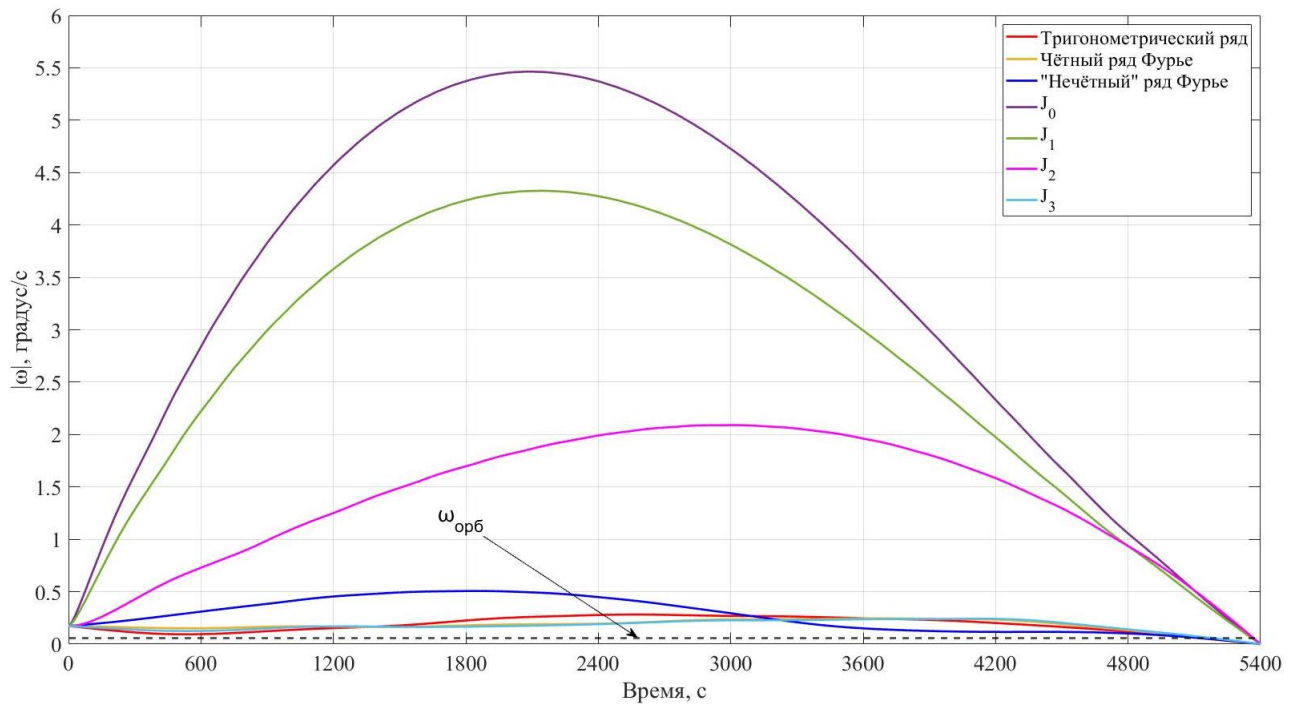


Рисунок 4.6 – Сравнение величин угловых скоростей для $m = 2$

Из рисунка 4.6 видно, что МКА имеет максимальную величину угловой скорости 5,5 и 4,4 градуса/с для ряда Шлёмельха (J_0) и модифицированного ряда Шлёмельха (J_1), соответственно. С другой стороны, максимальная величина угловой скорости МКА не превышает 0,5 градуса/с для ряда Фурье, тригонометрического ряда и модифицированного ряда Шлёмельха (J_3).

Наименьшие энергетические затраты $E = 329,5 \cdot 10^{-6} \text{ Дж} \cdot \text{с}$ были получены с помощью чётных рядов Фурье. Аналогичные результаты были получены модифицированным рядом Шлёмельха (J_3). наоборот, использование ряда Шлёмельха приводит к затратам энергии $3201,5 \cdot 10^{-6} \text{ Дж} \cdot \text{с}$.

Для подтверждения того, что структура управления, основанная на чётных рядах Фурье, является наиболее эффективной, было проведено дополнительное исследование, в котором количество членов m увеличено до четырёх. Увеличение числа членов уменьшило значение величины управляющего момента для всех рассматриваемых рядов (рисунок 4.7).

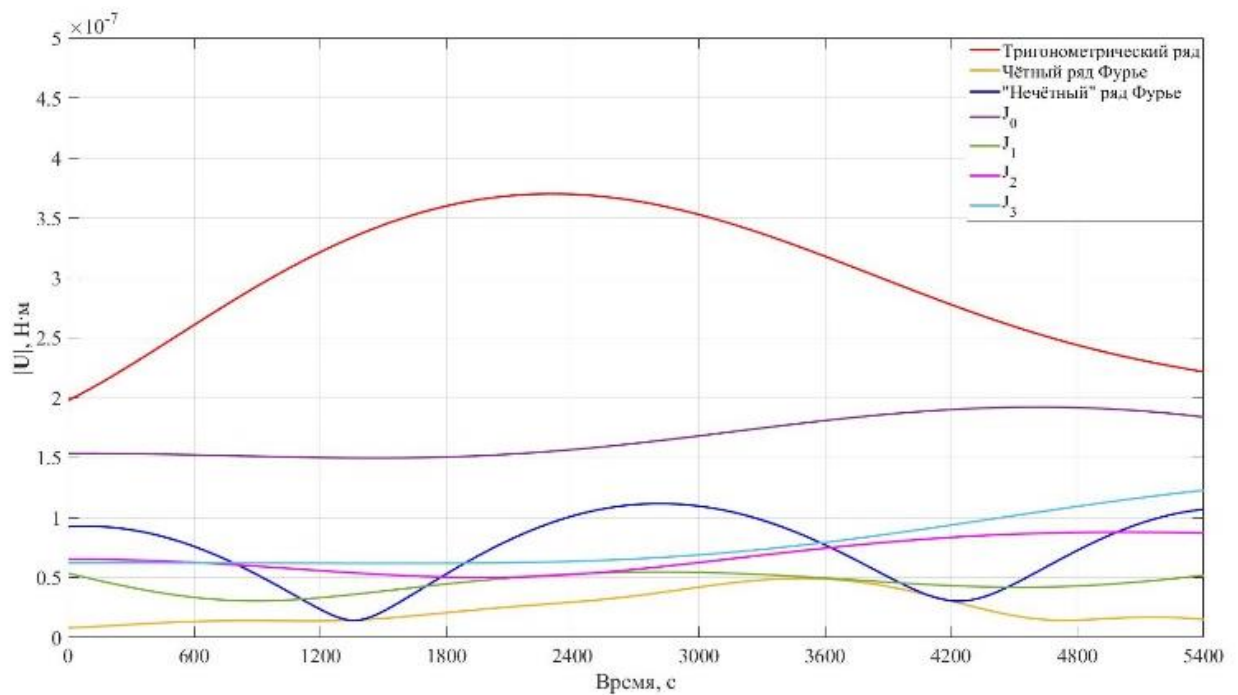


Рисунок 4.7 – Сравнение величин управляющего момента для $m = 4$

Как и в предыдущих численных экспериментах управление, построенное на основе чётных рядов Фурье имеет наименьшее значение величины управляющего момента. В свою очередь, тригонометрический ряд и ряд Шлемильха имеют наибольшие значения величины управляющего момента. Решение задачи с помощью степенных рядов также не было получено, несмотря на увеличение членов m . На рисунке 4.8 представлены зависимости модуля угловой скорости от времени для различных значений $U(A, t)$.

При использовании тригонометрического ряда максимальное значение модуля угловой скорости МКА составило 0,95 градуса/с. С другой стороны, при использовании чётных рядов Фурье и модифицированных рядов Шлёмилха J_1, J_2, J_3 значение модуля угловой скорости МКА не превышает 0,25 градуса/с.

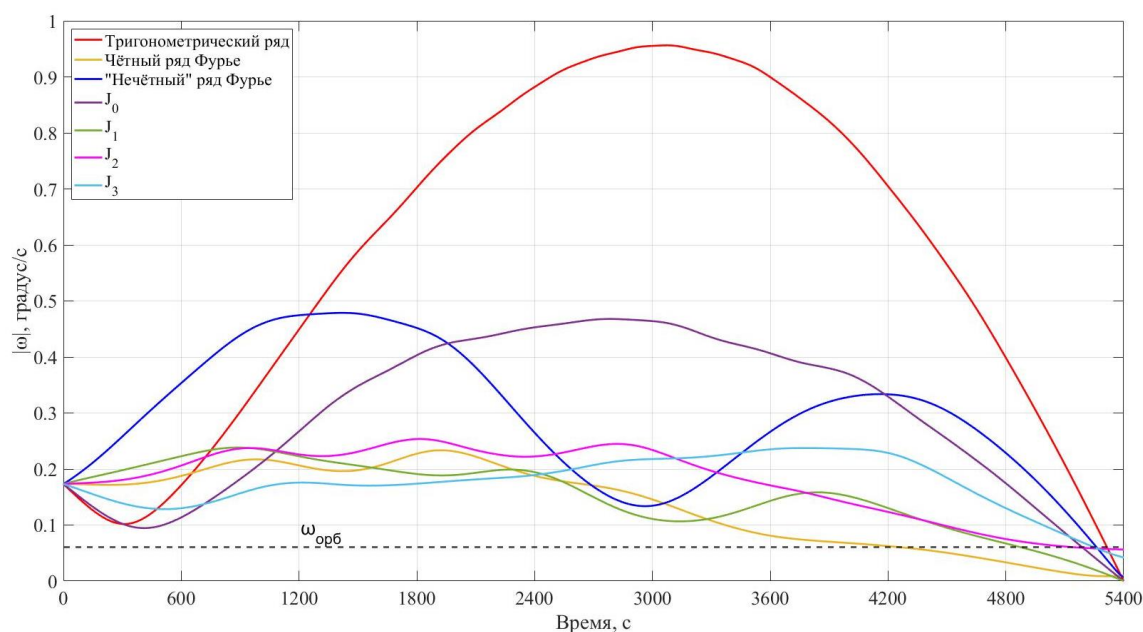


Рисунок 4.8 – Сравнение величин угловых скоростей для $m = 4$

Как и в предыдущей случае, наиболее эффективным является управление на основе чётных рядов Фурье. Увеличение количества членов ряда привело к снижению энергозатрат в 2,4 раза. Также были значительно снижены энергозатраты при использовании всех рассматриваемых рядов Шлёмилха. В свою очередь управление, сформированное с помощью тригонометрического ряда и «нечётного» ряда Фурье, не привело к существенному снижению энергозатрат (таблица 4.4 и рисунок 4.9).

Таблица 4.4 – Сравнение эффективности рассматриваемых структур управления

Функциональный ряд	Затраты энергии (4.2), мкДж·с		Число членов ряда	
	$m = 2$	$m = 4$	$m = 2$	$m = 4$
Тригонометрический ряд	1022,8	800,6	5	9
Чётный ряд Фурье	329,5	135,4	5	9
«Нечётный» ряд Фурье	580,3	436,2	5	9
Ряд Шлёмилха	3201,5	790,3	3	5
Модифицированный ряд Шлёмилха (J_1)	2553,0	242,2	3	5
Модифицированный ряд Шлёмилха (J_2)	1108,9	363,3	3	5
Модифицированный ряд Шлёмилха (J_3)	415,4	390,8	3	5

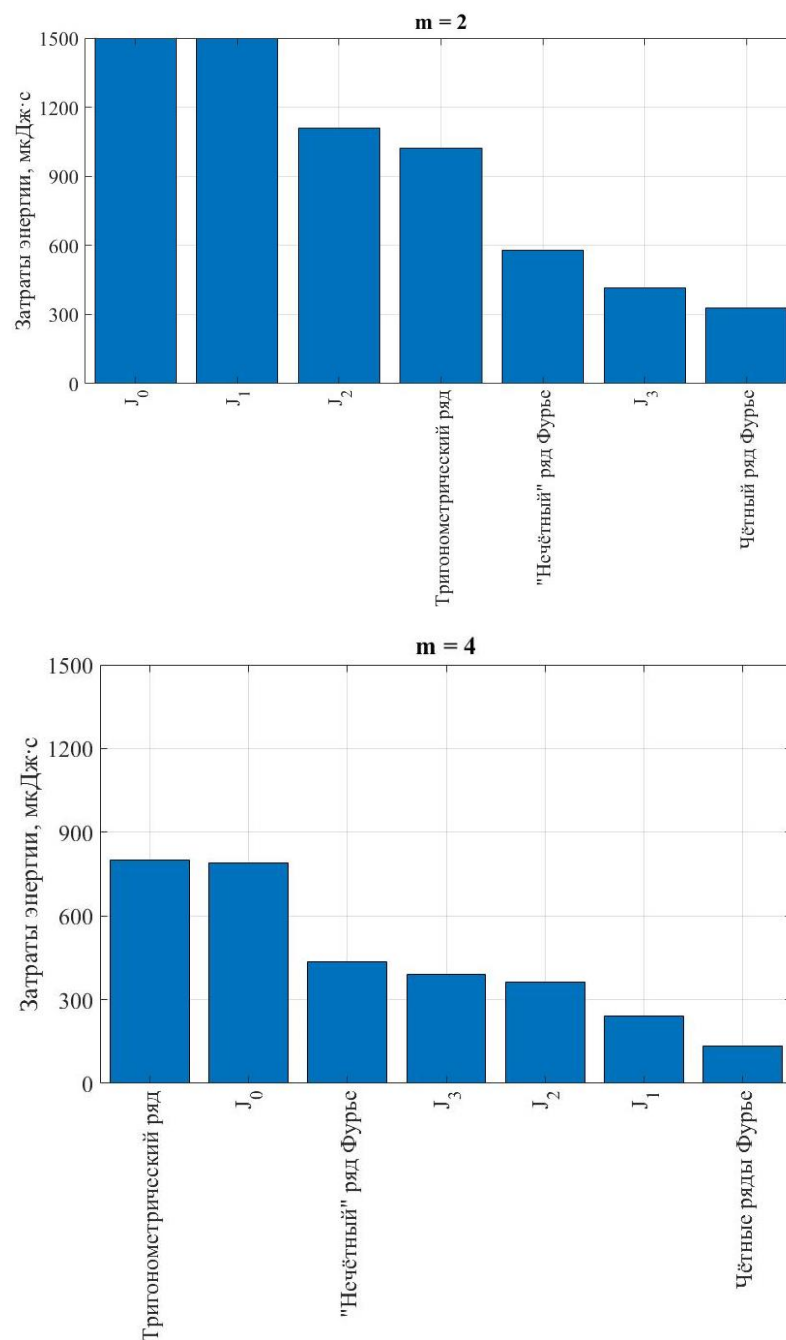


Рисунок 4.9 – Величины затрат энергии в зависимости от типа функционального ряда

Таким образом, из проведённого моделирования можно сделать вывод, что структура управления на основе чётных рядов Фурье является наиболее эффективной структурой управления для решения задачи переориентации МКА. Все дальнейшие результаты приводятся и обсуждаются только для структуры, основанной на чётных рядах Фурье.

4.3.3 Выбор количества членов ряда

Для выбранной структуры параметризации управления

$$U(A, t) = \frac{1}{2}a_0 + \sum_{n=1}^m \left[a_n \cos\left(\frac{\pi n t}{2T} + \tilde{a}_n\right) \right], \quad (4.8)$$

было проведено исследование по определению минимального количества членов ряда, при котором формируется желаемое управление. Искомое управление – это управление, удовлетворяющее условию остановки из алгоритма, схема которого представлена на рисунке 4.2. При этом, учитывались граничные условия на величину углового ускорения при выборе числа слагаемых m . На рисунке 4.10 показана величина управляющего момента, полученная для различного числа членов ряда m .

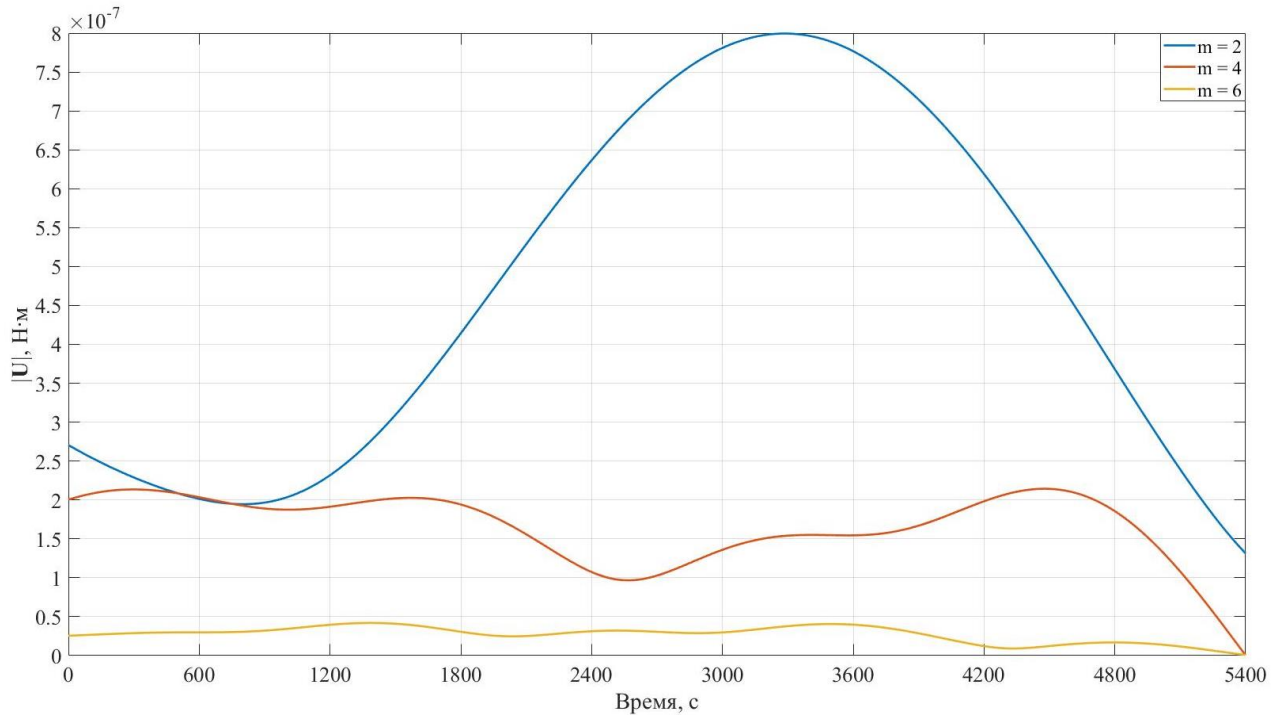


Рисунок 4.10 – Сравнение значений управляющего момента для различного числа членов ряда

Наличие дополнительного граничного условия ожидаемо привело к увеличению значения величины управляющего момента. Кроме того, управляющий момент в конечный момент времени для $m=4$ и $m=6$ имеет значение, близкое к нулю.

На рисунке 4.11 представлены зависимости модуля угловой скорости МКА от времени для различного числа членов ряда.

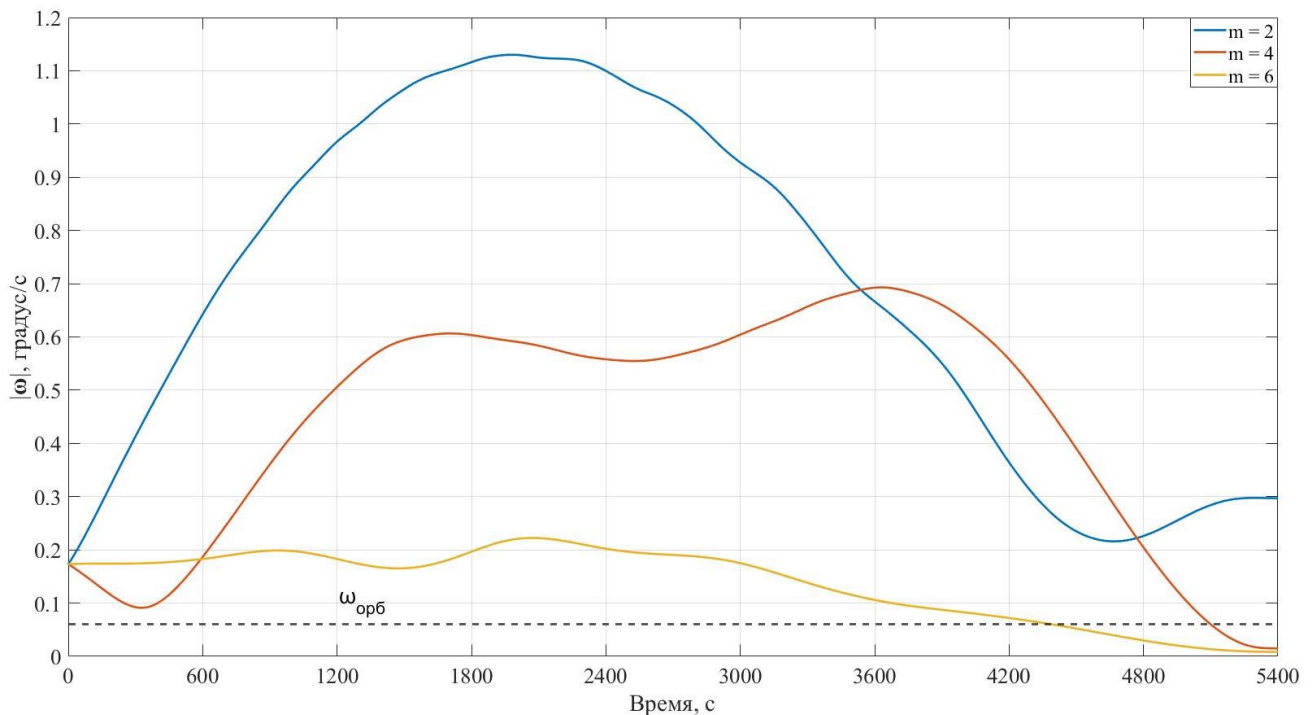


Рисунок 4.11 – Сравнение угловых скоростей МКА для разных m

Как видно из рисунка 4.11, при использовании структуры управления с двумя слагаемыми ($m=2$) не обеспечивает достижения требуемой угловой скорости МКА. Следовательно, для решения задачи необходимо использовать структуру управления с числом слагаемых не менее четырёх ($m \geq 4$). Поведение кватернионов для разных m представлено на рисунке 4.12.

Из рисунка 4.12, видно, что задача не решается при использовании двух гармоник ряда Фурье. При увеличении числа гармоник до четырёх задача была успешно решена. Однако в процессе переориентации МКА совершал значительные колебания, что приводит к повышенному расходу энергии. Шесть гармоник обеспечивали плавную переориентацию МКА в требуемое положение.

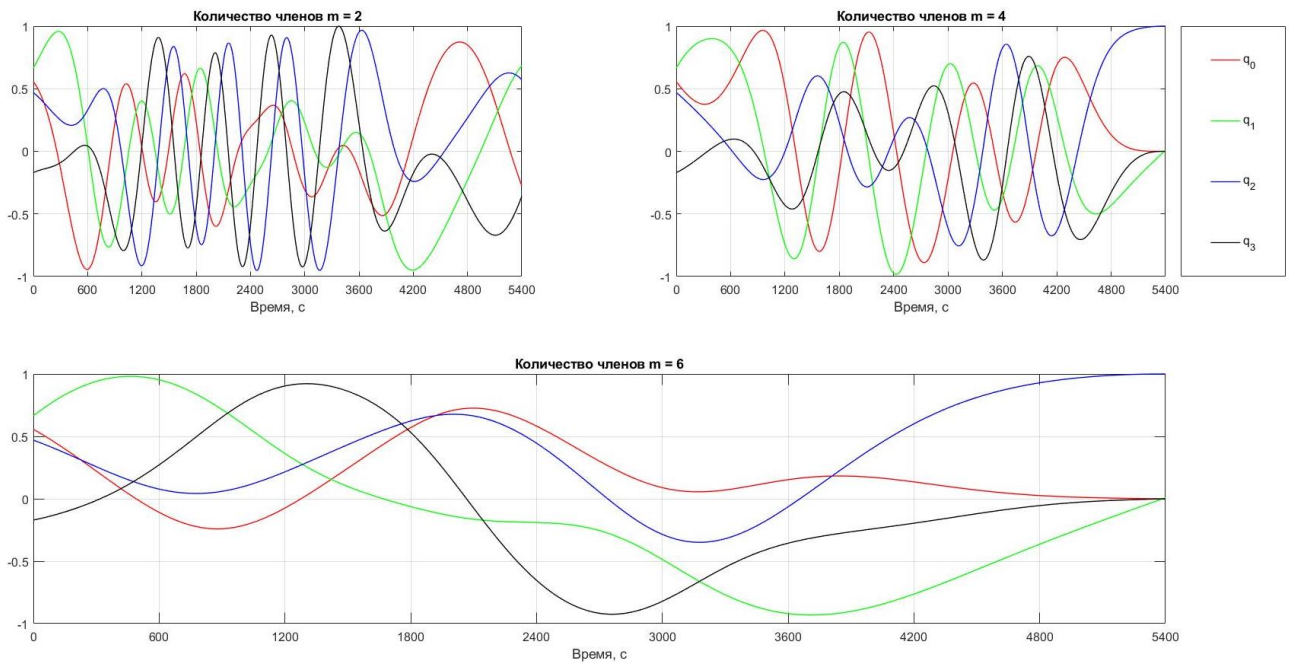


Рисунок 4.12 – Изменение кватерниона для разных m

Затраты энергии (4.2) на манёвр переориентации существенно возросли (таблица 4.5) по сравнению с задачей, решаемой для выбора наиболее эффективной структуры управления (см. 4.3.2). Так, затраты энергии увеличились в 6 раз для $m = 4$. Однако это увеличение затрат энергии может быть скомпенсировано увеличением числа слагаемых.

Таблица 4.5 – Сравнение затрат энергии для различного числа членов ряду Фурье

Число членов ряда m	Затраты энергии (4.2), мкДж·с
2	Задача не решилась
4	896,85
6	147,71
8	145,62

Как видно из таблицы 4.5, увеличение числа членов ряда Фурье ($m > 6$) не приводит к заметному снижению энергозатрат. Таким образом, количество членов ряда Фурье, достаточное для получения желаемого управления, принимаем равным 6.

4.3.4 Сравнение предлагаемого подхода с обратными задачами динамики

Проведём сравнение предложенного подхода с решением, полученным с использованием обратных задач динамики [166-169]. В обоих случаях учитываются действие аэродинамического и гравитационного моментов. В структуре управления (4.8) использовано 6 членов, т.е. $m = 6$.

На рисунке 4.13 представлено сравнение величин управляющих моментов. Величина управляющего момента, полученная предлагаемым подходом, имеет меньшее значение на протяжении всего манёвра по сравнению с подходом на основе ОЗД.

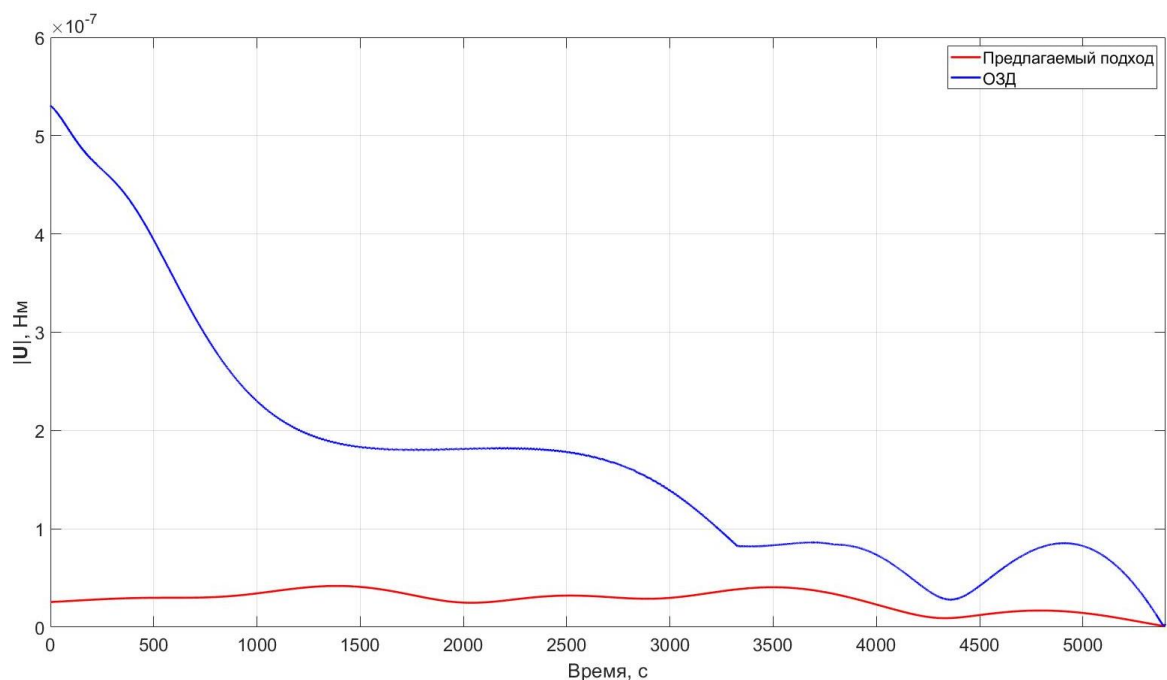


Рисунок 4.13 – Сравнение величин управляющих моментов

На рисунке 4.14 приведён сравнение изменения модулей угловых скоростей МКА в процессе его переориентации.

Использование управления, сформированного в соответствии с предложенным подходом, привело к ускорению МКА на начальном участке переориентации (рисунок 4.14). С другой стороны, использование подхода на основе ОЗД приводит к торможению МКА практически на всем протяжении переориентации.

На рисунке 4.15 показано поведение кватернионов во время процесса переориентации.

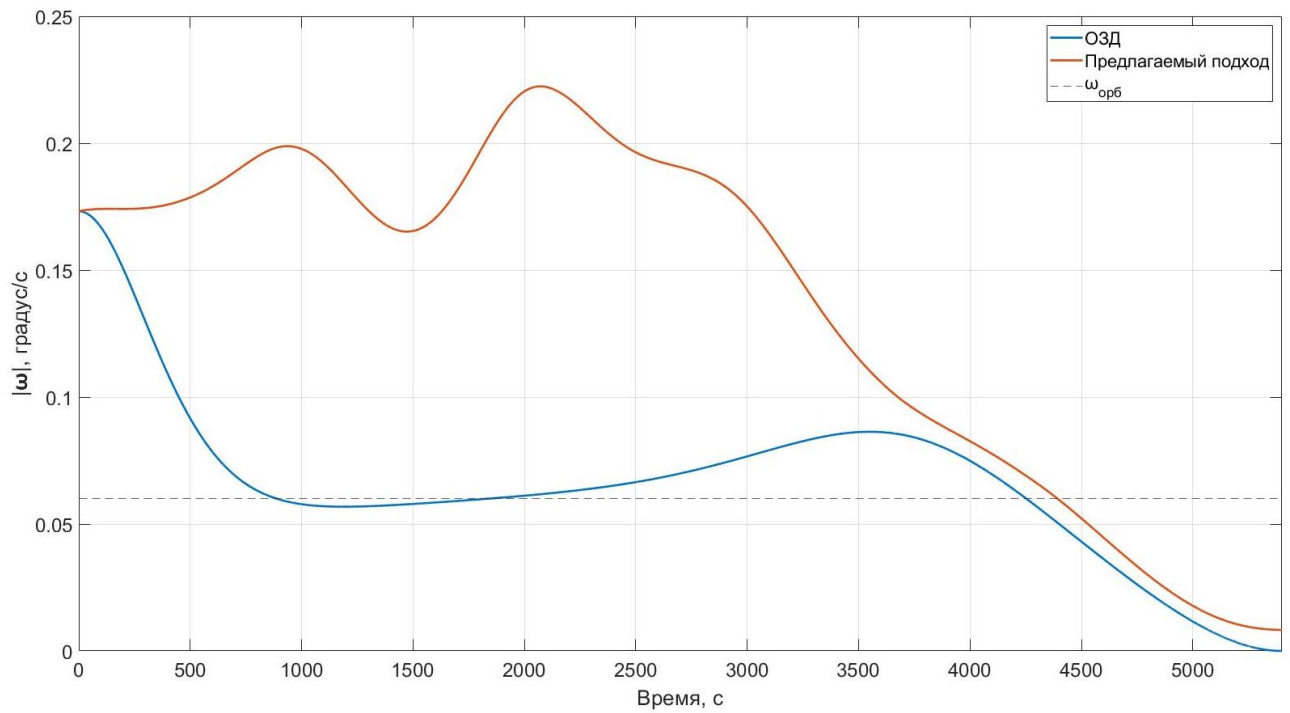


Рисунок 4.14 – Сравнение величин угловых скоростей МКА

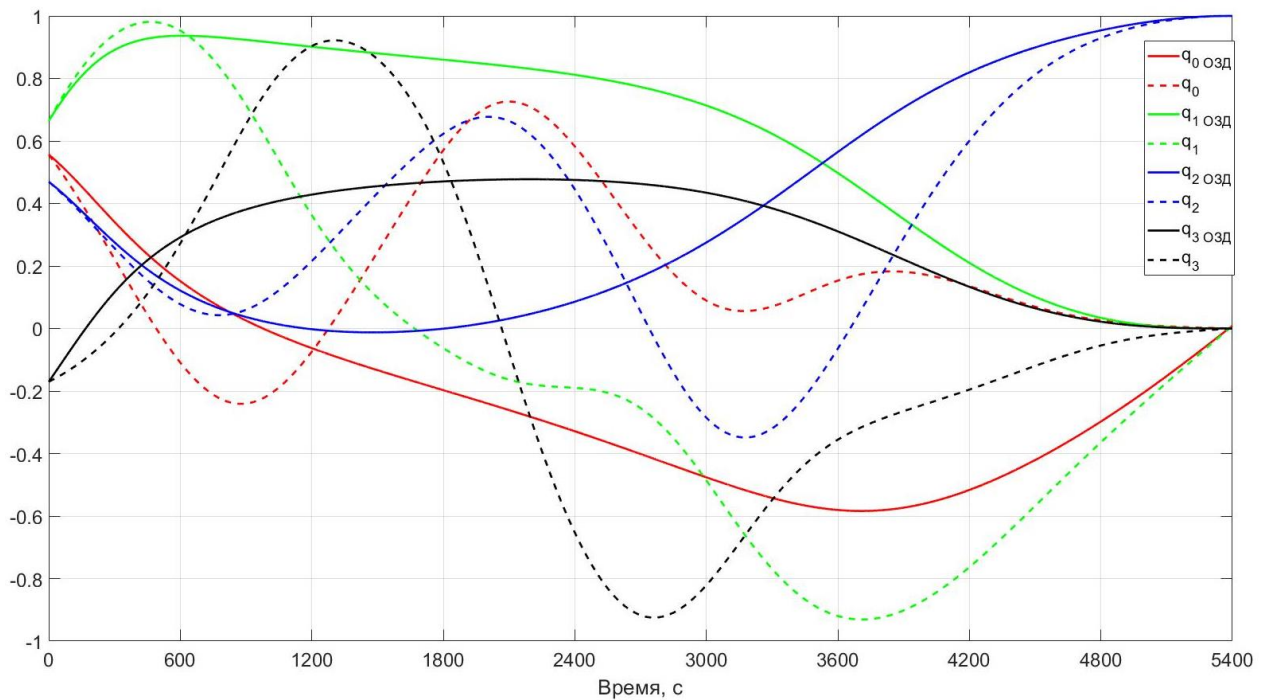


Рисунок 4.15 – Изменение кватерниона в процессе переориентации МКА

Затраты энергии (4.2) на манёвр переориентации составили 917,1 мкДж·с и 147,7 мкДж·с при использовании подхода на основе ОЗД и предлагаемого подхода соответственно. В связи с этим можно сделать вывод, что предложенный подход к поиску программного управления намного эффективнее, чем подход на основе ОЗД.

4.3.5 Расширение предлагаемого подхода для решения задачи переориентации больших космических аппаратов

Следует отметить, что подход на основе ОЗД не гарантирует оптимального управления при решении задачи переориентации КА. Имеются работы по синтезу оптимальной программы переориентации больших космических аппаратов с помощью принципа максимума Понтрягина (ПМП), например, исследования [174-178]. Поэтому было проведено исследование, сравнивающее предложенный подход с подходом на основе ПМП [178]. В вышеупомянутых работах в уравнение (2.2) не учитываются внешние гравитационный и аэродинамический моменты. Это связано с тем, что чрезвычайно сложно применить ПМП с возмущающими моментами в уравнении (2.2), являющимися функциями фазовых переменных. Причём для больших КА это оправдывается тем, что величина управляющего момента значительно больше величины возмущающего момента. Таким образом, в этом подразделе оценивается применимость предлагаемого подхода к большому КА. Задача решена для условий, представленных в таблице 4.6, с использованием чётных рядов Фурье и числа членов ряда $m = 6$.

Таблица 4.6 – Параметры КА

Параметр	Значение
Тензор инерции, $\text{кг} \cdot \text{м}^2$	$\text{diag}(118952 \quad 350466 \quad 269497)$
Начальный кватернион	$[1 \quad 0 \quad 0 \quad 0]^T$
Начальная угловая скорость, градус/с	$[0 \quad 0 \quad 0]^T$
Конечный кватернион	$[0 \quad 0.707 \quad 0.59 \quad 0.39]^T$
Конечная угловая скорость, градус/с	$[0 \quad 0 \quad 0]^T$
Время на переориентацию, с	240

В [178] критерием оптимальности является минимум интеграла кинетической энергии вращения КА

$$G = \frac{1}{2} \int_0^T (J_x \omega_x^2 + J_y \omega_y^2 + J_z \omega_z^2) dt. \quad (4.9)$$

На рисунке 4.16 приведено сравнение угловых скоростей. Из рисунка 4.16 видно существенное различие в компонентах угловой скорости. Угловые скорости, полученные с помощью предлагаемого подхода, имеют колебательный характер. Несмотря на это, граничные условия выполняются рассматриваемыми подходами, что также показано на рисунке 4.17 (эволюция кватернионов не представлена в [178]).

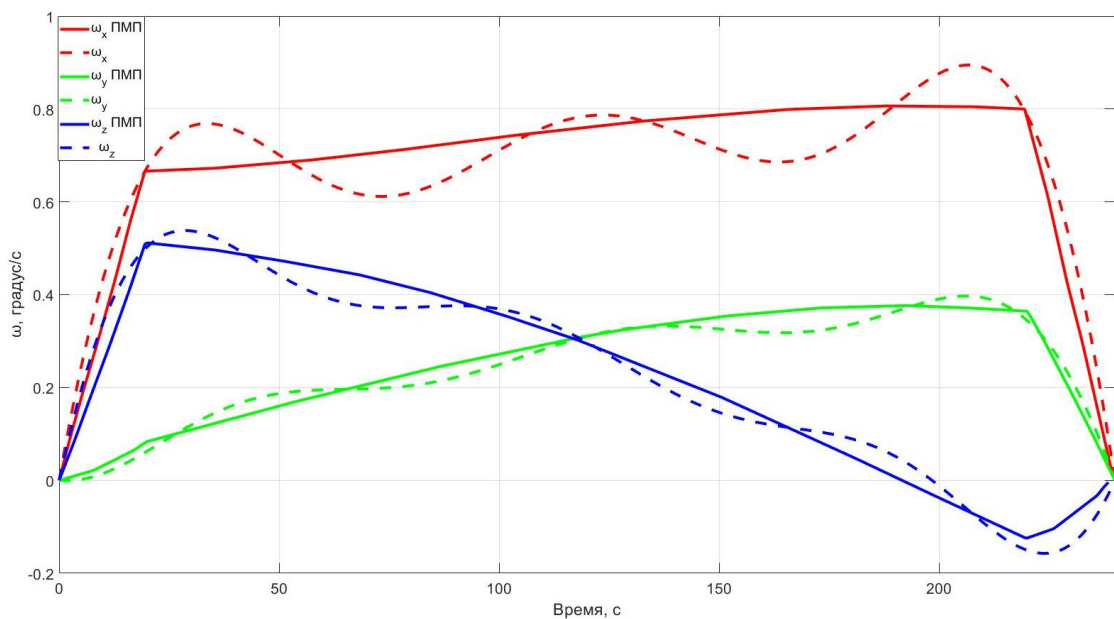


Рисунок 4.16 – Сравнение угловых скоростей КА

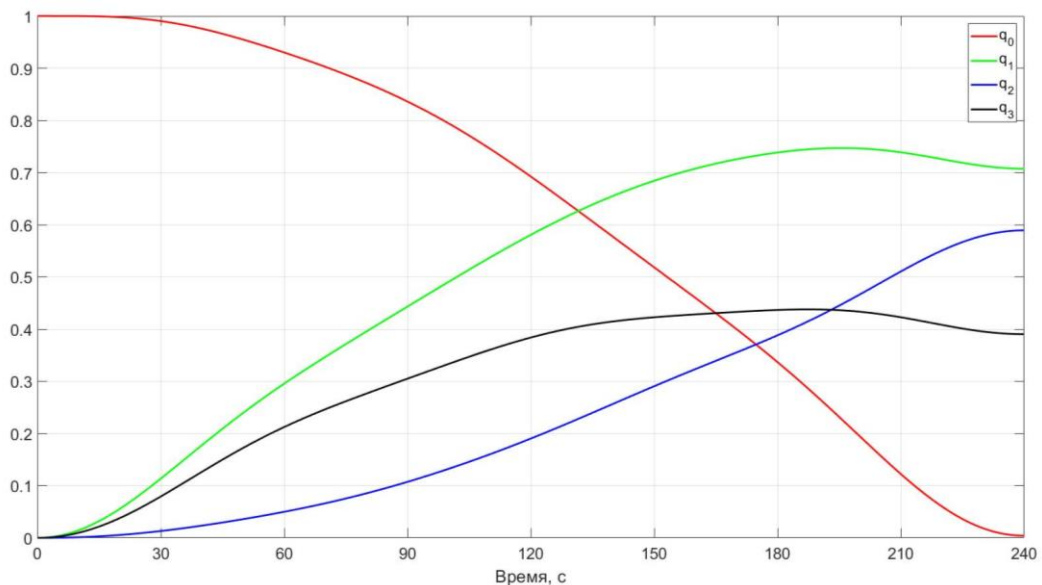


Рисунок 4.17 – Изменение кватерниона в процессе переориентации КА

Такое различие угловых скоростей, как и следовало ожидать, приводит к существенному различию зависимостей кинетической энергии (рисунок 4.18). В соответствии с (4.9) затраты энергии составили 4016 и 3990 Дж при использовании ПМП и предложенного подхода соответственно. Это различие может быть связано с вычислительной ошибкой при численном расчёте (4.9) и округлением числовых значений таблицы 4.6 в работе [178]. Такое хорошее совпадение позволяет сделать вывод, что предложенный подход может быть использован для формирования оптимального управления в задачах переориентации больших КА.

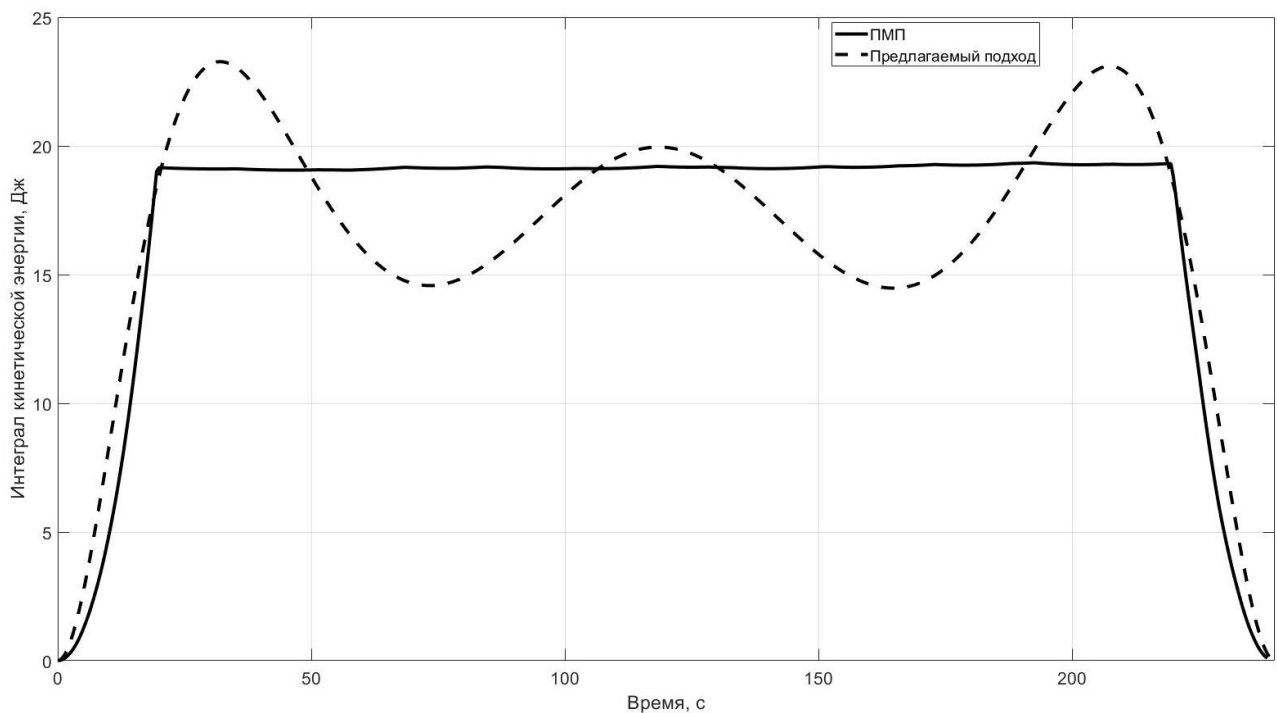


Рисунок 4.18 – Сравнение интегралов энергий

4.4 Выводы по четвёртой главе

В четвертой главе представлен подход к синтезу квазиоптимального терминального программного управления угловым движением МКА, учитывающее внешние моменты и ограничение на величину управляющего момента.

По результатам исследования было выявлено, что наилучшей структурой управления для решаемой задачи является структура, основанная тригонометрическом представлении управления, в частности для конкретных числовых значений лучший результат был получен при использовании чётных

рядов Фурье. Численное моделирование показало, что для решения задачи переориентации КА с учётом возмущающих моментов необходимо использовать ряд с числом членов больше четырёх.

Представленный алгоритм имеет существенные преимущества по сравнению с ОЗД и ПМП. Предложенный подход отличается от ОЗД тем, что позволяет решать задачу оптимального программного управления при значительной эффективности с точки зрения энергозатрат на управление. Сравнение предложенного подхода с ПМП показало хорошее совпадение, что позволяет расширить предлагаемый подход для управления крупными космическими аппаратами. Стоит также отметить, что предложенный подход, в отличие от ПМП, позволяет учитывать внешние моменты, которые записываются как функции фазовых переменных.

Однако предложенный подход имеет ряд недостатков. Основным недостатком является то, что он не применим для управления по замкнутому контуру. Основная причина других проблем заключается в том, что свойства целевой функции (4.3), такие как её непрерывность, дифференцируемость, количество минимумов и т.д., неизвестны. Поэтому необходимо использовать неградиентные методы глобальной оптимизации, которые имеют свои недостатки, например: они работают относительно медленно и не могут гарантировать нахождение оптимального решения (глобального экстремума). Более того, сходимость таких методов также не может быть гарантирована априори.

5 Построение отказоустойчивой прямой цепи системы управления угловым движением МКА

5.1 Синтез программного терминального управления угловым движением МКА в случае отказов исполнительных устройств

Решение задачи переориентации КА в различных постановках рассмотрено в целом ряде работ, например [9, 158-161, 174, 175, 179-186]. Однако во всех этих работах она решается при условии штатного (нормального) функционирования исполнительных устройств СУД. Кроме этого, стоит отметить, что при формировании номинальной программы управления угловым движением КА, особенно в оптимизационной постановке, не учитываются моменты внешних сил. Для повышения адекватности бортовой математической модели углового движения МКА, реализованной в цифровом двойнике [20], требуется учитывать возмущающие ускорения, поскольку они могут быть существенно выше, чем для больших КА.

Как отмечалось выше, одной из важных особенностей МКА является использование в СУД коммерческих комплектующих, характеризующихся невысокой надёжностью. В связи с этим необходимо обеспечить сохранение работоспособности СУД, в том числе за счёт реализации программного управления при отказе исполнительных устройств по одному или двум каналам управления.

Отказоустойчивые системы управления разделяют на пассивные и активные [187]. Пассивные системы представляют собой фиксированную структуру управления, допускающую ограниченные типы ошибок, включая некоторые прогнозируемые ошибки. При таком подходе нет необходимости разрабатывать модуль обнаружения неисправностей и диагностики (ОНД) для наблюдения за неисправностями в режиме реального времени [98, 188-190]. Такой подход обладает высокой устойчивостью к системным сбоям и обычно требует, чтобы система была оснащена резервным исполнительным и измерительным устройствами [191]. Для МКА подход с резервированием измерительных устройств допустим, а резервирование исполнительных устройств, ввиду малых габаритов МКА, затруднителен.

Принцип работы активных систем заключается в том, что информация о неисправностях в темпе поступления информации может быть получена с использованием модуля ОНД, который обычно используется для реконфигурации коэффициентов управления или структуры управления. Модуль ОНД выполняет важную роль в активных системах, задачей которого является получение информации о неисправности и обеспечения принятия решений в темпе поступления информации и реконфигурации управления [97]. Активные отказоустойчивые системы управления имеют высокую автономность и могут гарантировать, что система сохранит работоспособность при возникновении предвиденных или непредвиденных сбоев за счёт более полного использования доступного программно-аппаратного обеспечения. Таким образом, преимущества активных отказоустойчивых систем управления можно описать следующим образом [97, 192]:

- наиболее полное использование информационной избыточности;
- реконфигурация схемы управления на основе информации от модуля ОНД;
- сохранения качества управления при некоторых неисправностях.

Предлагаемый подход к синтезу программных управлений ориентацией МКА при отказе одного или двух из исполнительных органов управления с учётом внешних моментов (гравитационного и аэродинамического) является дополнением к существующим решениям, используемым в активных системах отказоустойчивого управления. Учёт внешних моментов позволит снизить априорную неопределённость в бортовой математической модели углового движения МКА.

5.1.1 Математическая постановка задачи

Для МКА, угловое движение которого описывается уравнениями (2.2)–(2.3) необходимо перевести из произвольного начального положения:

$$\mathbf{q}|_{t=t_0} = \mathbf{q}_0, \quad \boldsymbol{\omega}|_{t=t_0} = \boldsymbol{\omega}_0, \quad (5.1a)$$

в требуемое конечное положение

$$\mathbf{q}|_{t=T} = \mathbf{q}_{\text{треб}}, \quad \boldsymbol{\omega}|_{t=T} = \boldsymbol{\omega}_{\text{треб}} \quad (5.16)$$

за фиксированный интервал времени T .

В главе 4 и в [20, 193] показано, что для решения задачи переориентации целесообразно использовать чётные ряды Фурье.

Задача переориентации МКА с отказавшим каналом управления решается с использованием следующей структуры параметризованного управления (для каждого из не отказавших каналов) [20, 193]:

$$U(t) = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^8 a_n \cos\left(\frac{\pi n t}{2T} + \tilde{a}_n\right), \quad (5.2)$$

где $a_0, a_n, \tilde{a}_n$ – неизвестные параметры, подлежащие определению.

При выходе из строя одного канала управления отыскиваются 34 неизвестных параметра (по 9 коэффициентов a_n и 8 коэффициентов $\tilde{a}_n$ для каждого работающего канала) или 17 (в случае отказа двух каналов). Поиск неизвестных параметров $a_0, a_n, \tilde{a}_n$ выполнялся методом оптимизации нулевого порядка – алгоритмом дифференциальной эволюции.

Нахождение неизвестных коэффициентов $a_0, a_n, \tilde{a}_n$ управления (5.2) сводится к минимизации целевой функции вида

$$f(\mathbf{a}, T) = \arccos\left[\frac{1}{2}\left(\text{trace}\left(\mathbf{W}^T(\mathbf{q}_{\text{треб}}) \cdot \mathbf{W}(\mathbf{q}_{\text{факт}})\right) - 1\right)\right] + T|\boldsymbol{\omega}_{\text{треб}} - \boldsymbol{\omega}(T)|, \quad (5.3)$$

где $\mathbf{a} = [a_0, a_n, \tilde{a}_n]^T$ – вектор оцениваемых параметров;

$\mathbf{W}(\mathbf{q}_{\text{треб}})$ – матрица перехода из ОСК в ССК, вычисленная по требуемому нормированному кватерниону (5.16);

$\mathbf{W}(\mathbf{q}_{\text{факт}})$ – матрица перехода из ОСК в ССК, вычисленная по фактическому нормированному кватерниону.

Критерием остановки поиска минимума целевой функции (5.3) является

$$\Delta = |f_j - f_{j-1}| < 10^{-4},$$

где j – номер итерации;

$\Delta = 10^{-4}$ было определено по результатам моделирования исходя из сходимости решения задачи (5.3).

5.1.2 Численный пример синтеза программного терминального управления угловым движением МКА в случае отказов одного или двух каналов управления

Для примера рассмотрим модельную задачу для МКА с характеристиками, приведёнными в таблице 5.1. Высота орбиты МКА $H = 550$ км.

Таблица 5.1 – Характеристика МКА

Параметр	Значение
Тензор инерции, кгм^2	$\mathbf{I} = \begin{bmatrix} 0,0138 & 0 & 0 \\ 0 & 0,0729 & 0 \\ 0 & 0 & 0,0714 \end{bmatrix}$
Площадь миделевого сечения S , м^2	0,01
Запас статической устойчивости Δx , м	0,06

Числовые значения краевых условий (5.1a)–(5.1б) приведены в таблице 5.2.

Таблица 5.2 – Краевые условия модельной задачи

Параметр	Начальные условия	Конечные условия
Вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$, градус/с	$[0,1 \ 0,1 \ 0,1]^T$	$[0 \ 0 \ 0]^T$
Вектор ориентации (кватернион)	$[0,579 \ 0,579 \ 0,554 \ 0,1485]^T$	$[0 \ 1 \ 0 \ 0]^T$

Время переориентации при одном отказавшем канале $T = 7100$ с.

Пример решения задачи переориентации МКА при полностью исправленных каналах управления (штатный случай) показаны рисунках 5.1–5.3. Как было показано в главе 4 и в [138], минимальное число членов чётного ряда Фурье в структуре управления (5.2) для решения задачи переориентации МКА принимается равны шести. При этом на процесс переориентации отводится 5400 с.

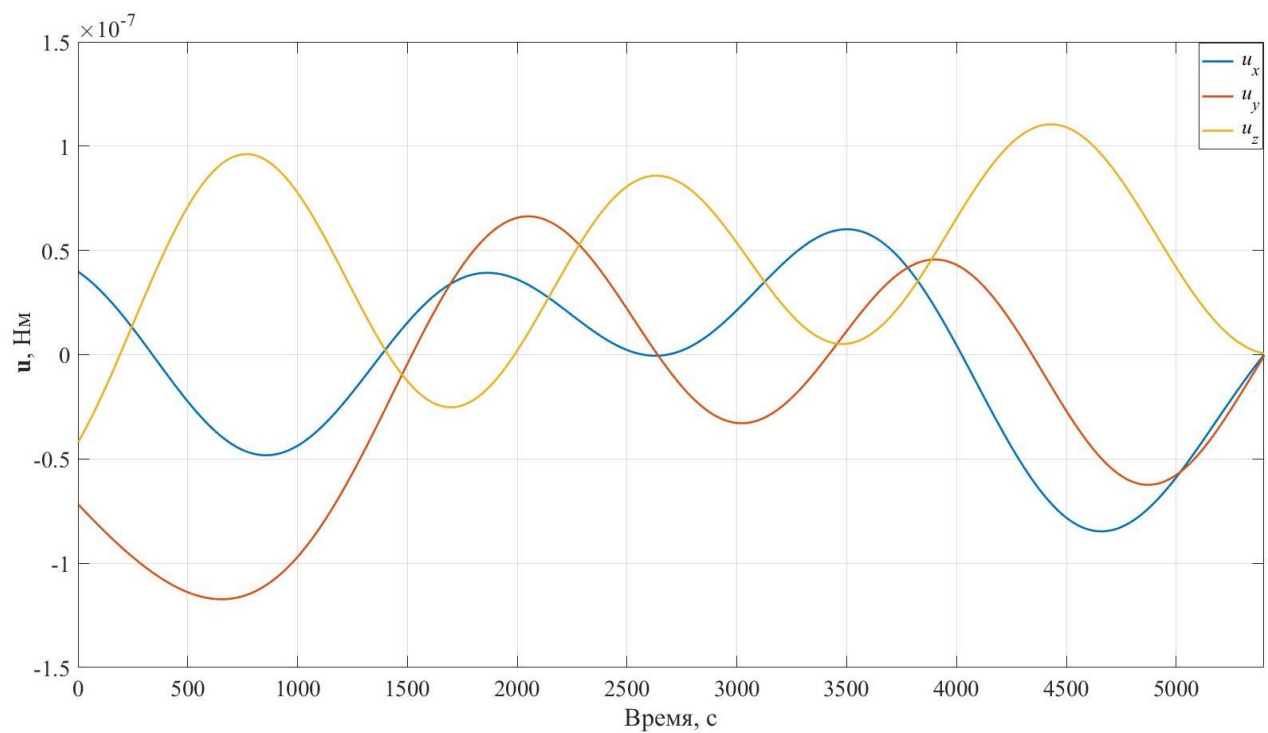


Рисунок 5.1 – Зависимость управляющих моментов от времени в штатном случае

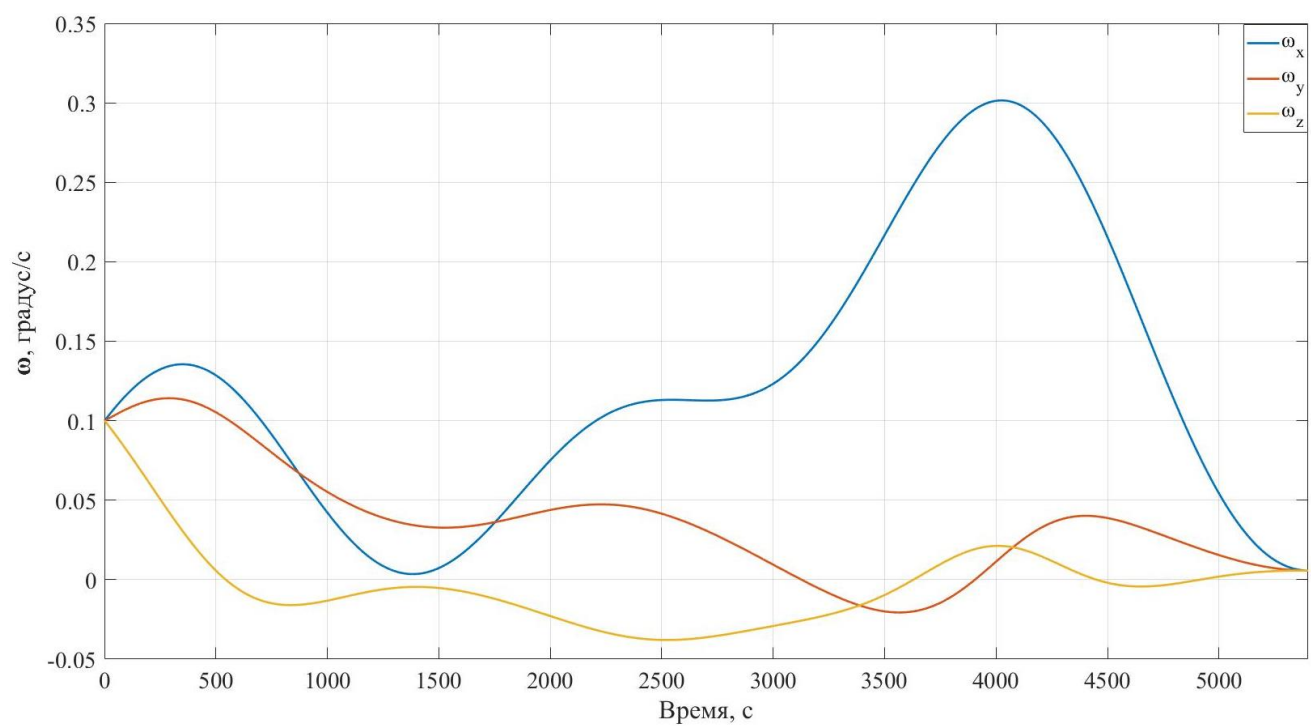


Рисунок 5.2 – Зависимость компонентов угловой скорости от времени в штатном случае

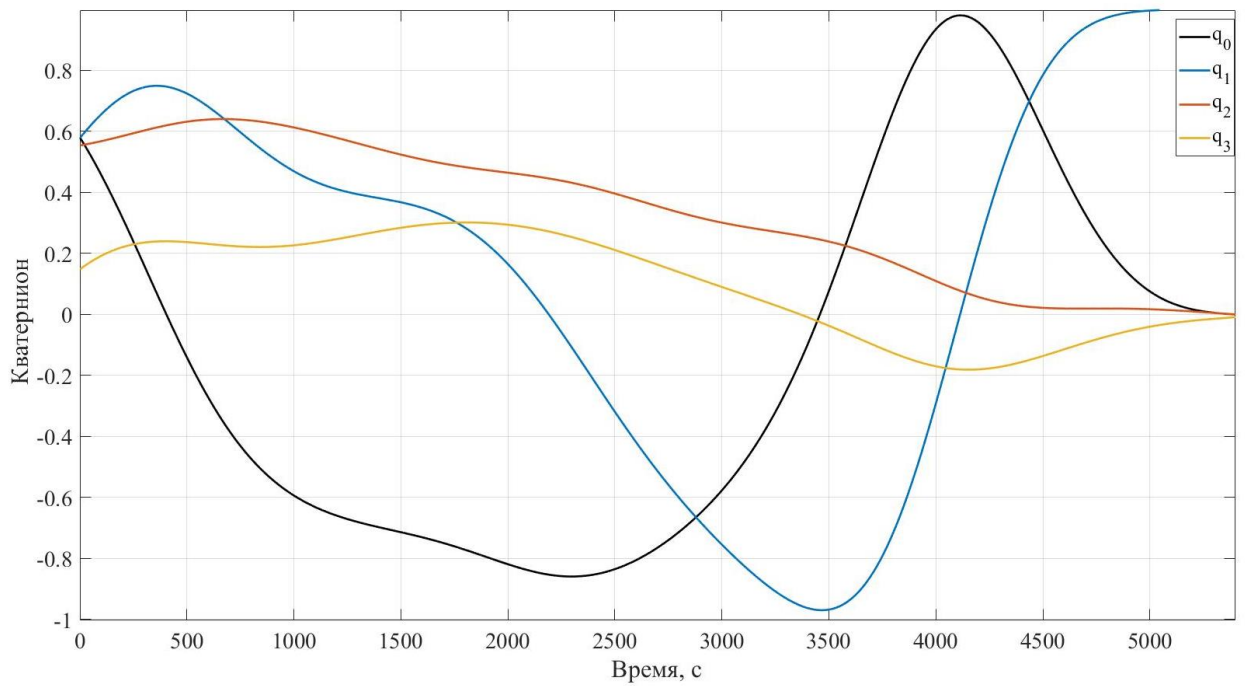


Рисунок 5.3 – Зависимость компонентов кватерниона от времени в штатном случае

Результат решения задачи переориентации МКА при отказавшем канале управления показаны на рисунках 5.4-5.11.

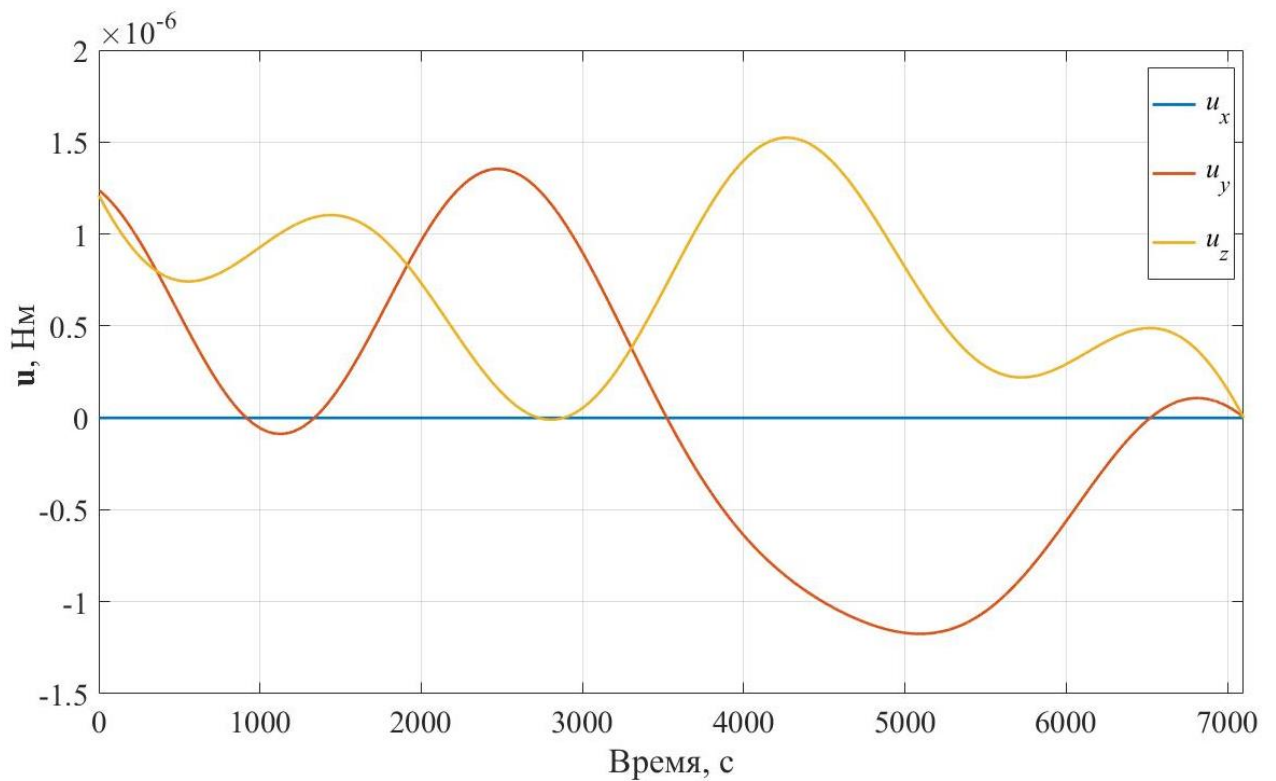


Рисунок 5.4 – Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа канала по оси Ox

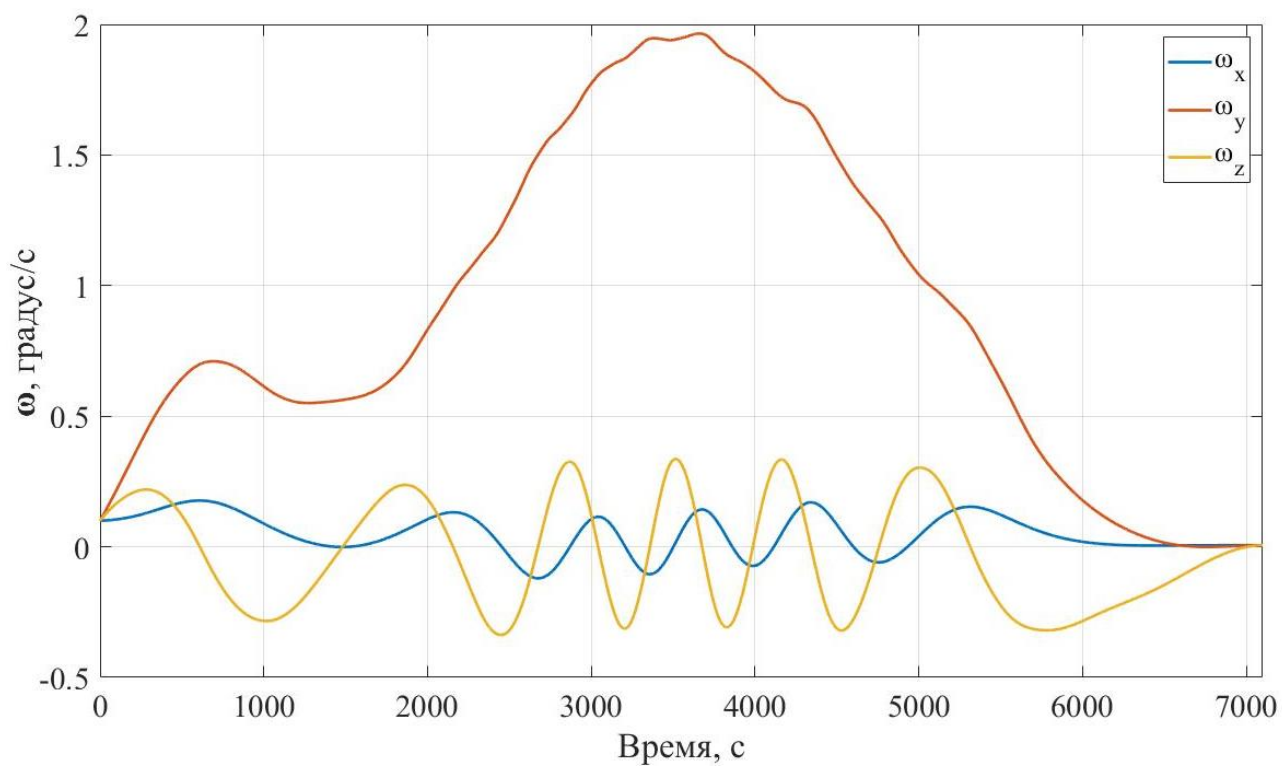


Рисунок 5.5 – Зависимость компонентов угловой скорости от времени в случае отказа канала по оси Ox

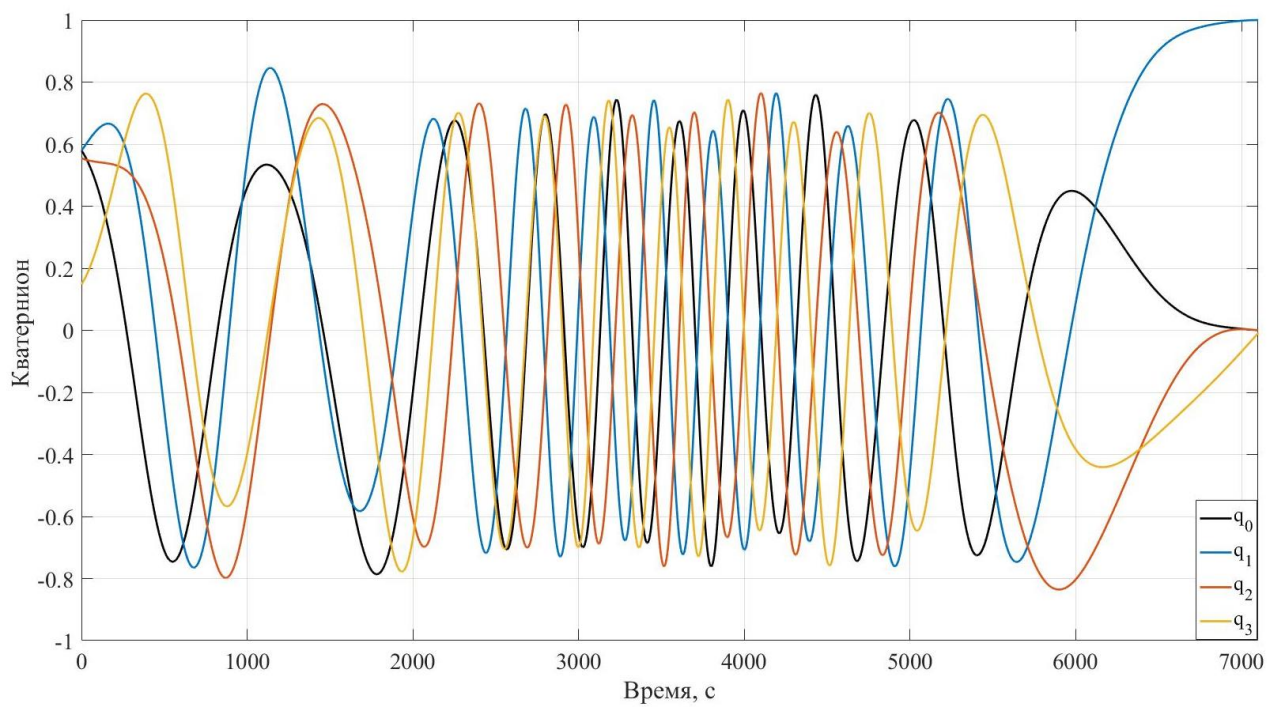


Рисунок 5.6 – Зависимость компонентов кватерниона от времени в случае отказа канала по оси Ox

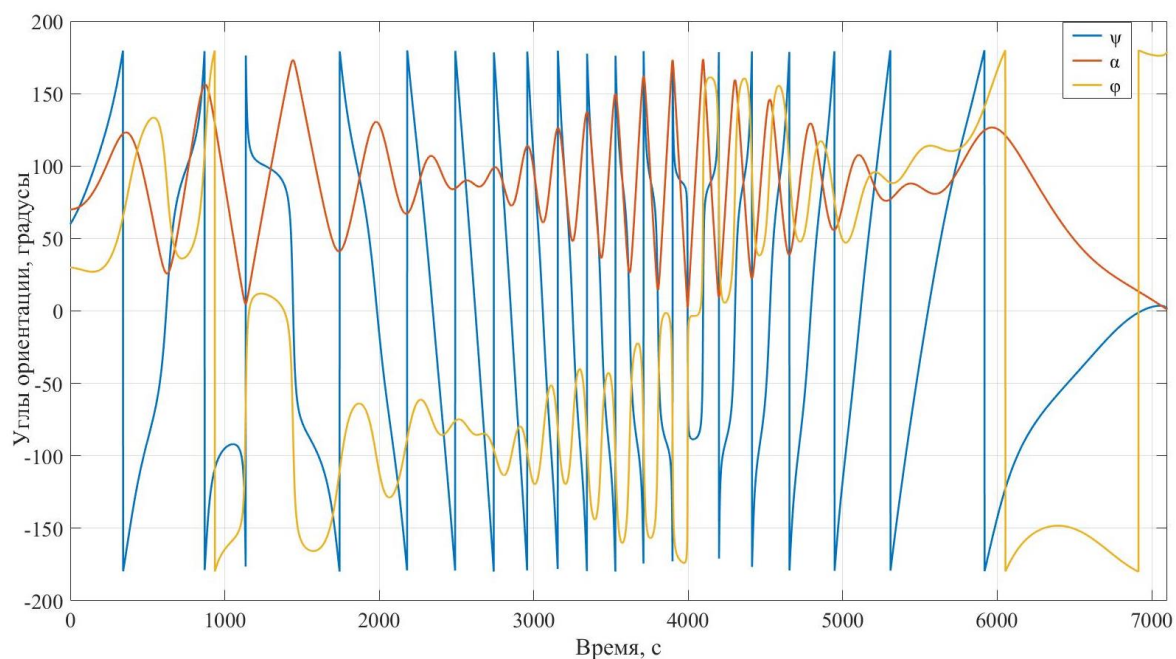


Рисунок 5.7 – Зависимость углов прецессии ψ , атаки α и собственного вращения φ от времени в случае отказа канала по оси Ox

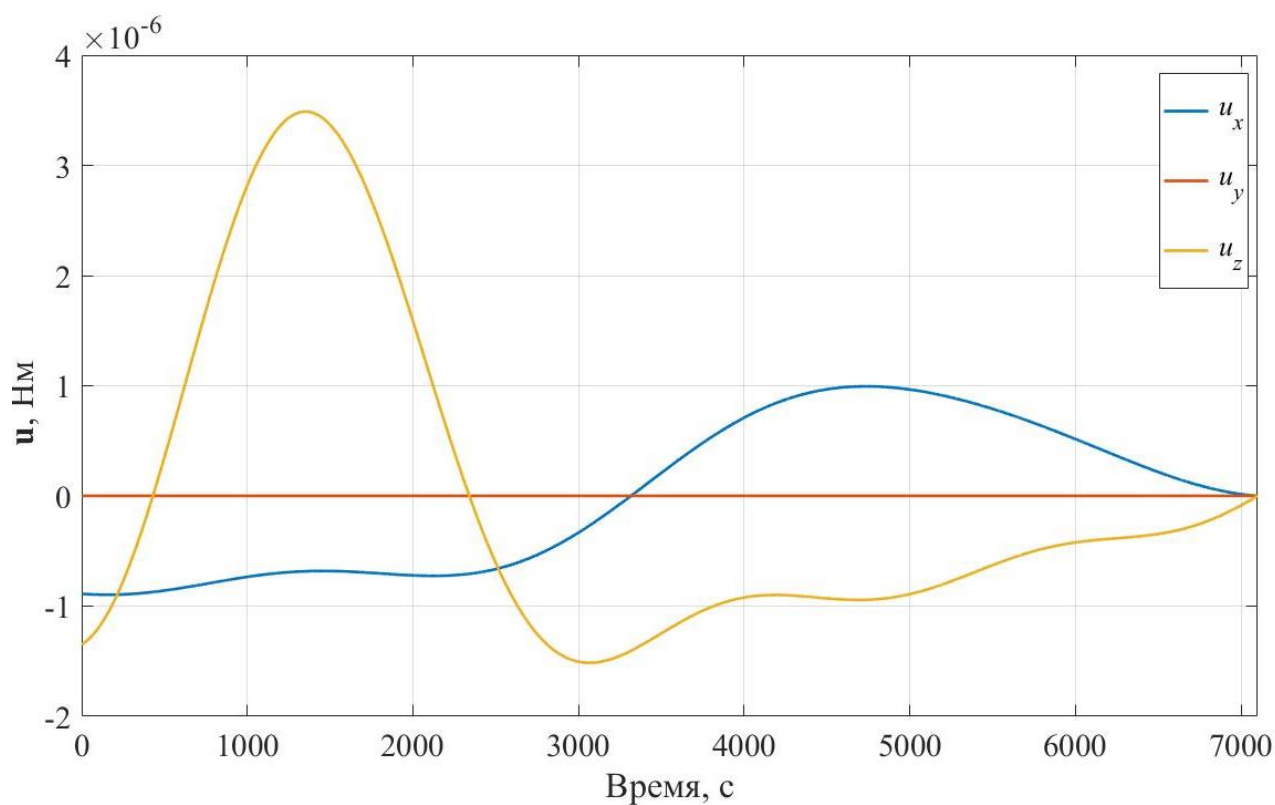


Рисунок 5.8 – Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа канала по оси Oy

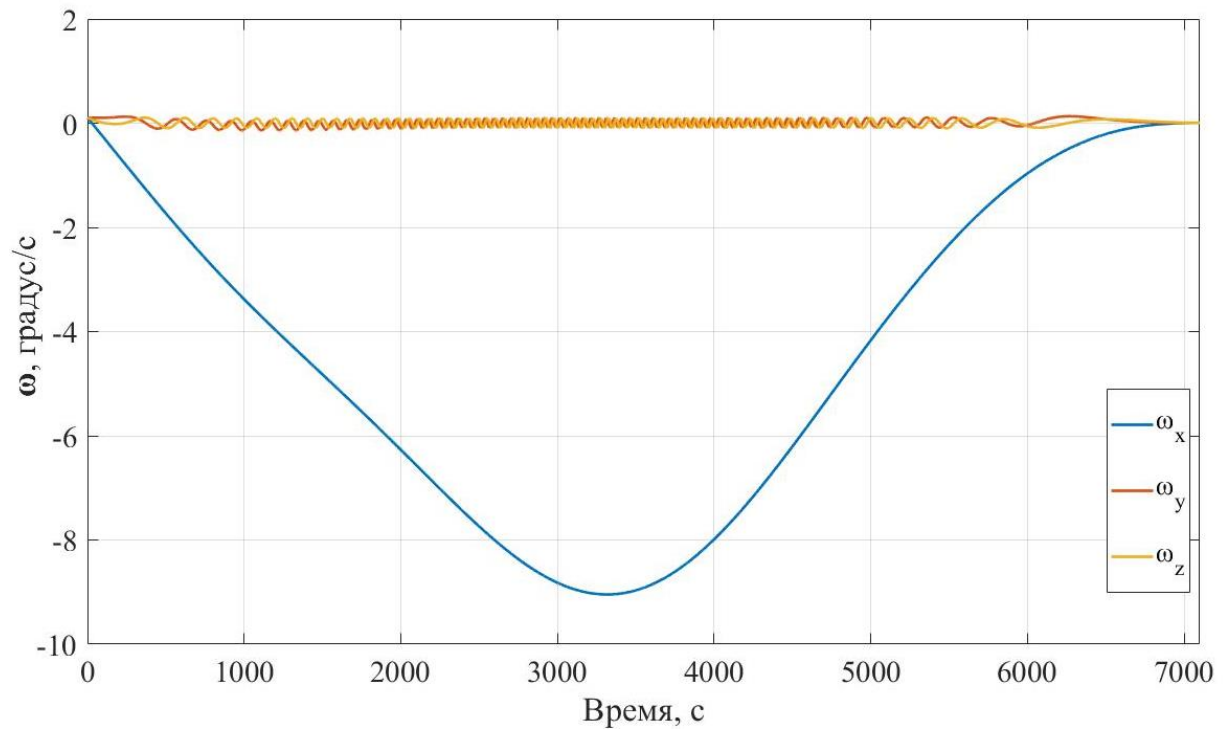


Рисунок 5.9 – Зависимость компонентов угловой скорости от времени в случае отказа канала по оси O_y

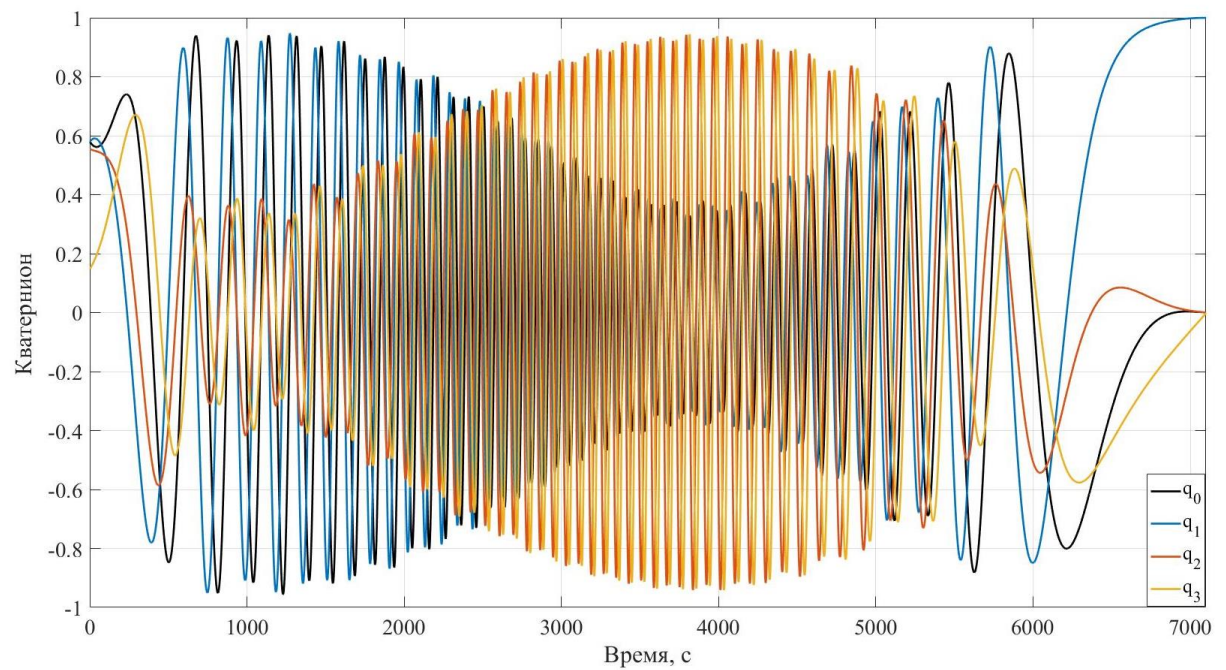


Рисунок 5.10 – Зависимость компонентов кватерниона от времени в случае отказа канала по оси O_y

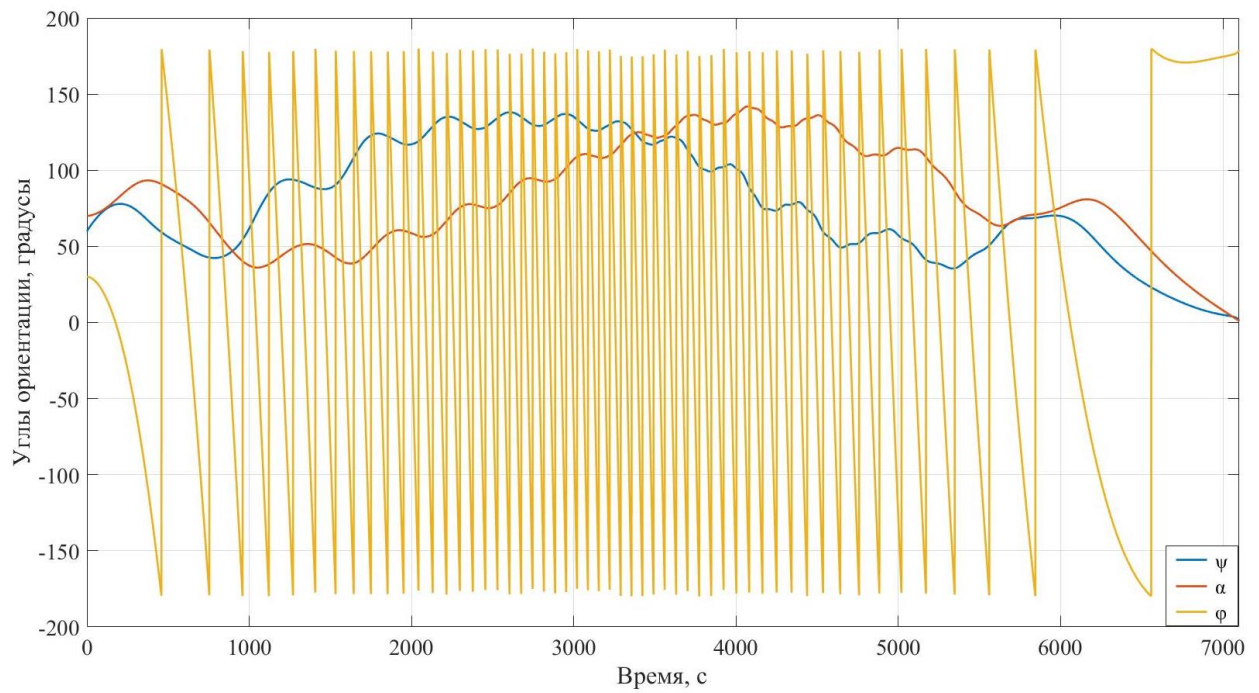


Рисунок 5.11 – Зависимость углов прецессии ψ , атаки α и собственного вращения φ от времени в случае отказа канала по оси Oy

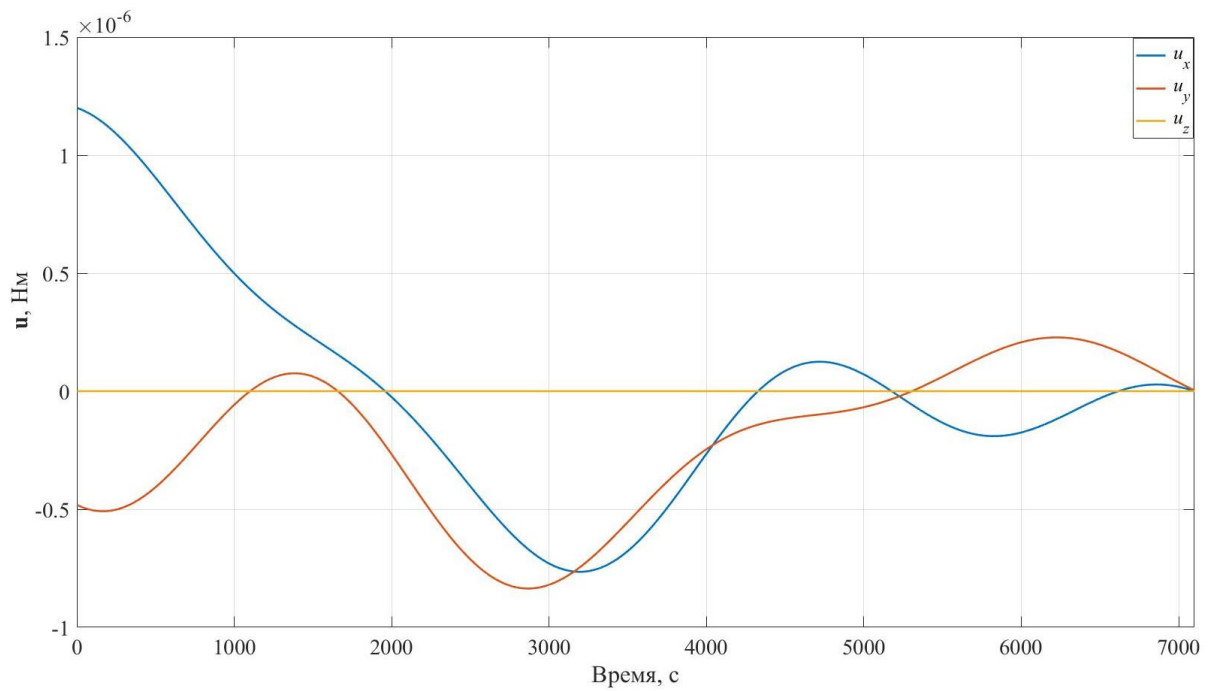


Рисунок 5.12 – Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа канала по оси Oz

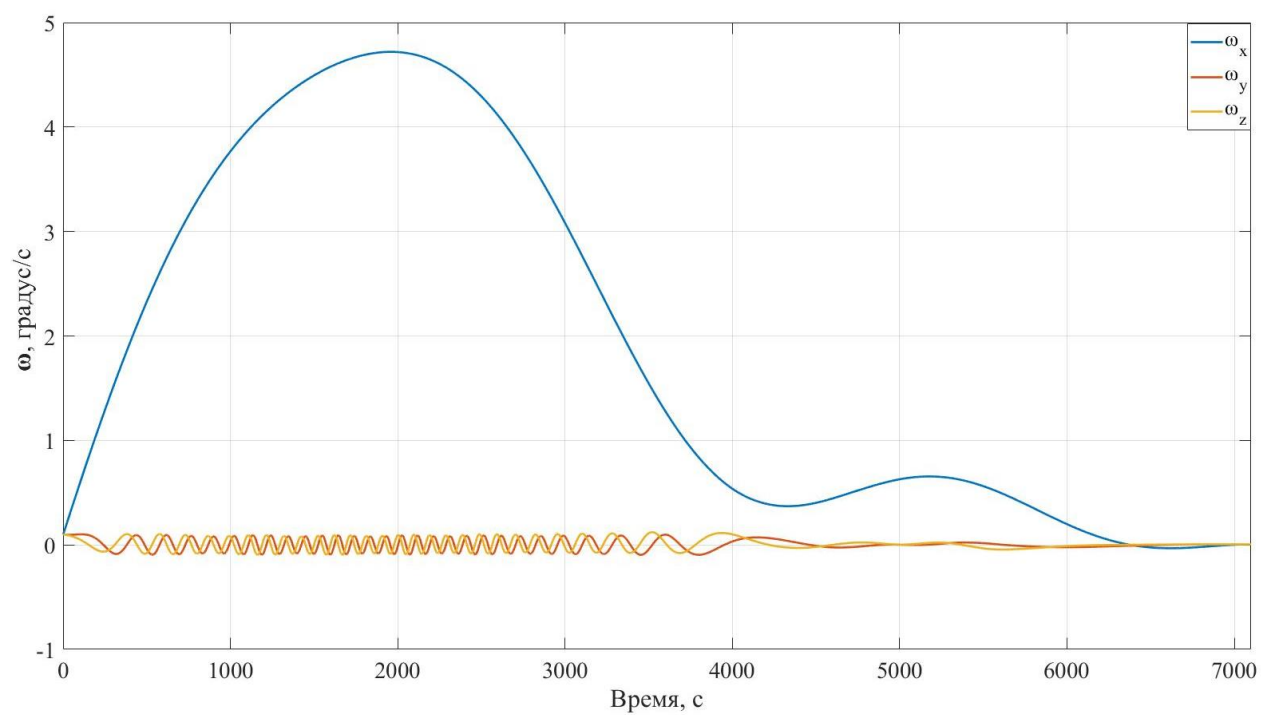


Рисунок 5.13 – Зависимость компонентов угловой скорости от времени в случае отказа канала по оси Oz

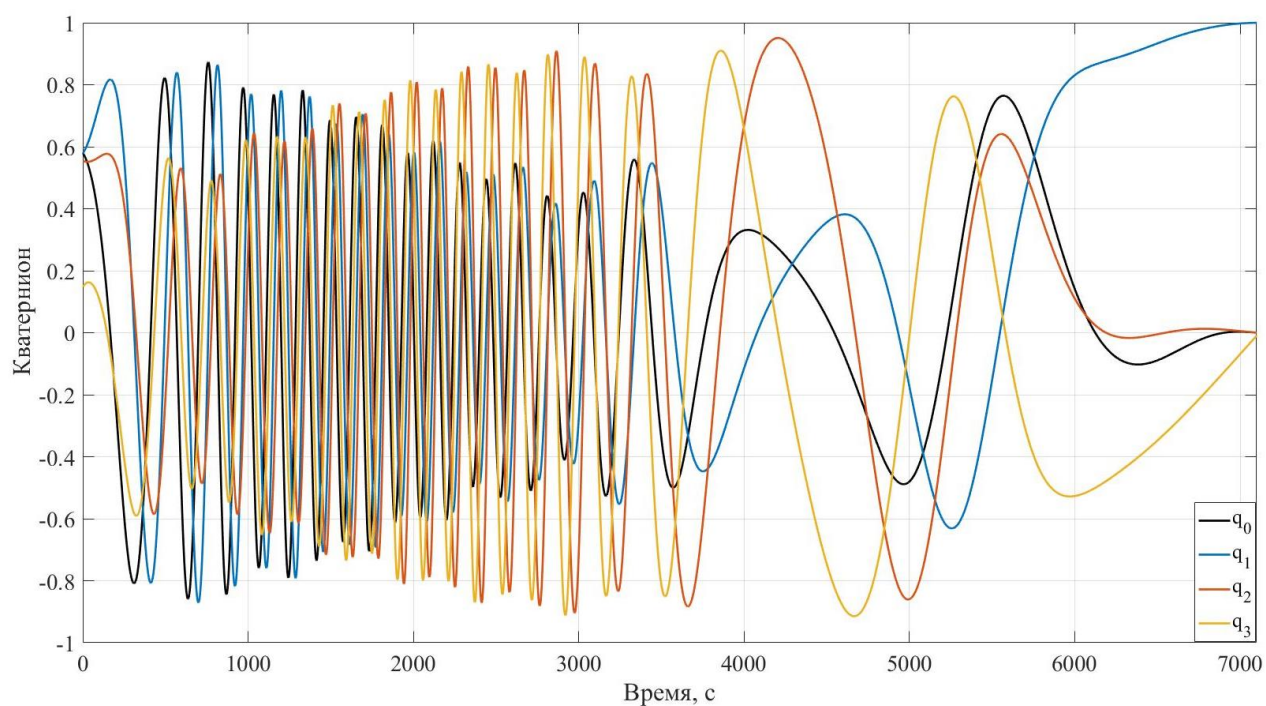


Рисунок 5.14 – Зависимость компонентов кватерниона от времени в случае отказа канала по оси Oz

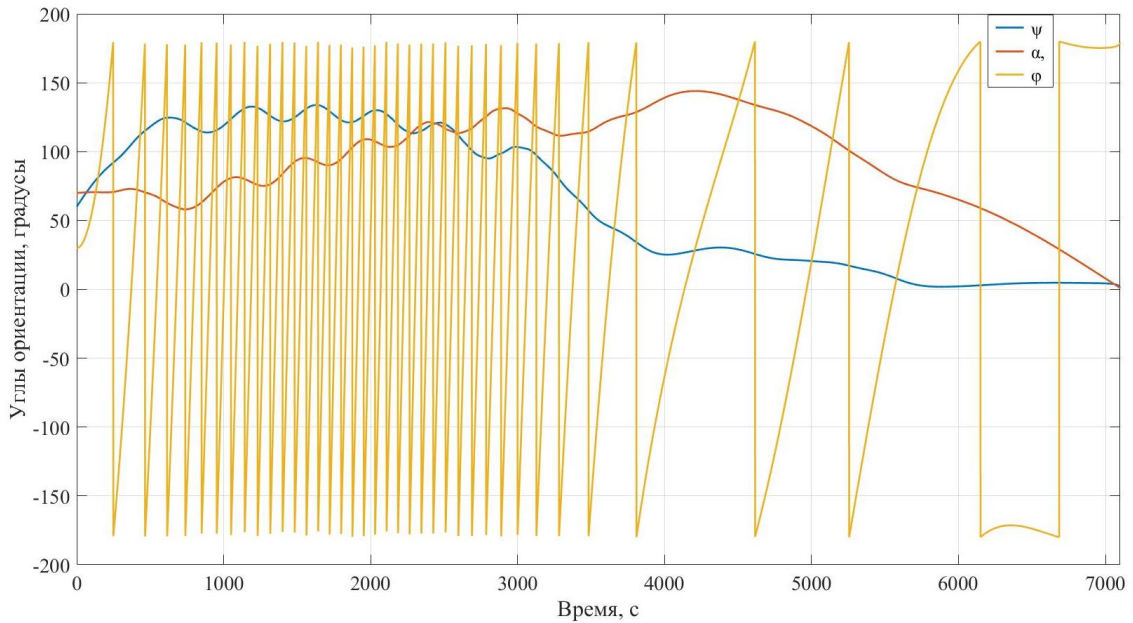


Рисунок 5.15 – Зависимость углов прецессии ψ , атаки α и собственного вращения φ от времени в случае отказа канала по оси Oz

При отказе канала по оси Ox значения величин компонент угловой скорости в процессе переориентации не превысили 2 градуса/с, а величина управляющего момента по оставшимся каналам не превысила $1,5 \cdot 10^{-6}$ Нм.

Характер поведения МКА при отказе канала по оси Oz , аналогичен характеру при отказе канала Oy , что объясняется близостью моментов инерции. Как видно из рисунков значения величин компонент угловой скорости в процессе переориентации не превысила 6 градусов/с, что является допустимым, а величина управляющего момента по оставшимся каналам не превысила $3 \cdot 10^{-6}$ Нм, что достижимо для магнитных исполнительных устройств, которые наиболее часто используются в МКА нанокласса стандарта CubeSat.

При отказе различных каналов управления в процессе переориентации МКА совершает колебательно-вращательное движение.

Суммарную погрешность решения задачи переориентации МКА рассчитаем по формуле (3.10), мерой погрешности по угловым скоростям будет служить разность по модулю

$$\Delta\omega_j = \left| \omega_{jk} - \omega_j(T) \right|,$$

где $j = x, y, z$.

Таблица 5.3 – Погрешности решения задачи переориентации МКА при одном отказавшем канале

Параметр	Погрешность			
	при штатной работе	при отказе канала x	при отказе канала y	при отказе канала z
Ошибка по угловому положению, °	0,0015	0,0021	0,0461	0,0289
Модуль ошибки по угловой скорости, градус/с	менее $3,4 \cdot 10^{-7}$			

Как видно из таблицы 5.3, достигаемая точность решения терминальной задачи (5.1) с управлением вида (5.2) является достаточной, чтобы обеспечить выполнение подавляющего большинства целевых миссий научных МКА.

На рисунках 5.16–5.27 приведены графики, иллюстрирующие решение задачи переориентации МКА (5.1) по номинальной программе (5.2) при двух отказавших каналах управления. Время переориентации $T = 10800$ с.

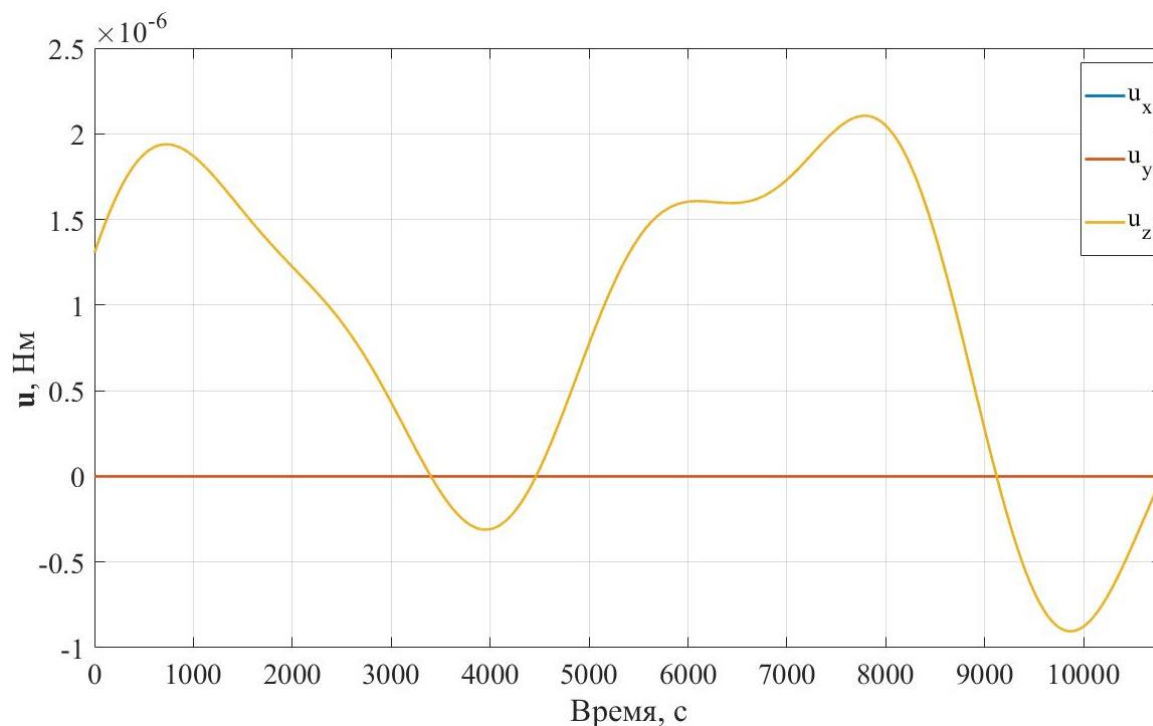


Рисунок 5.16 – Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oy

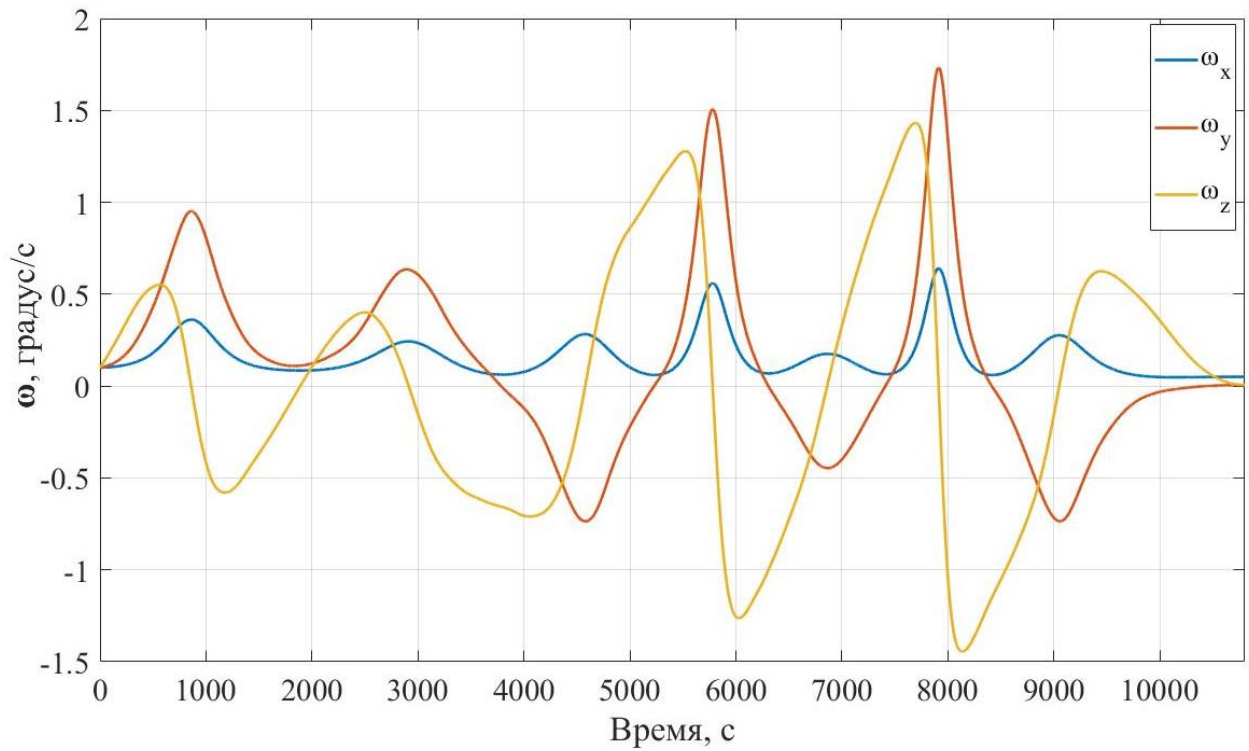


Рисунок 5.17 – Зависимость компонентов угловой скорости от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oy

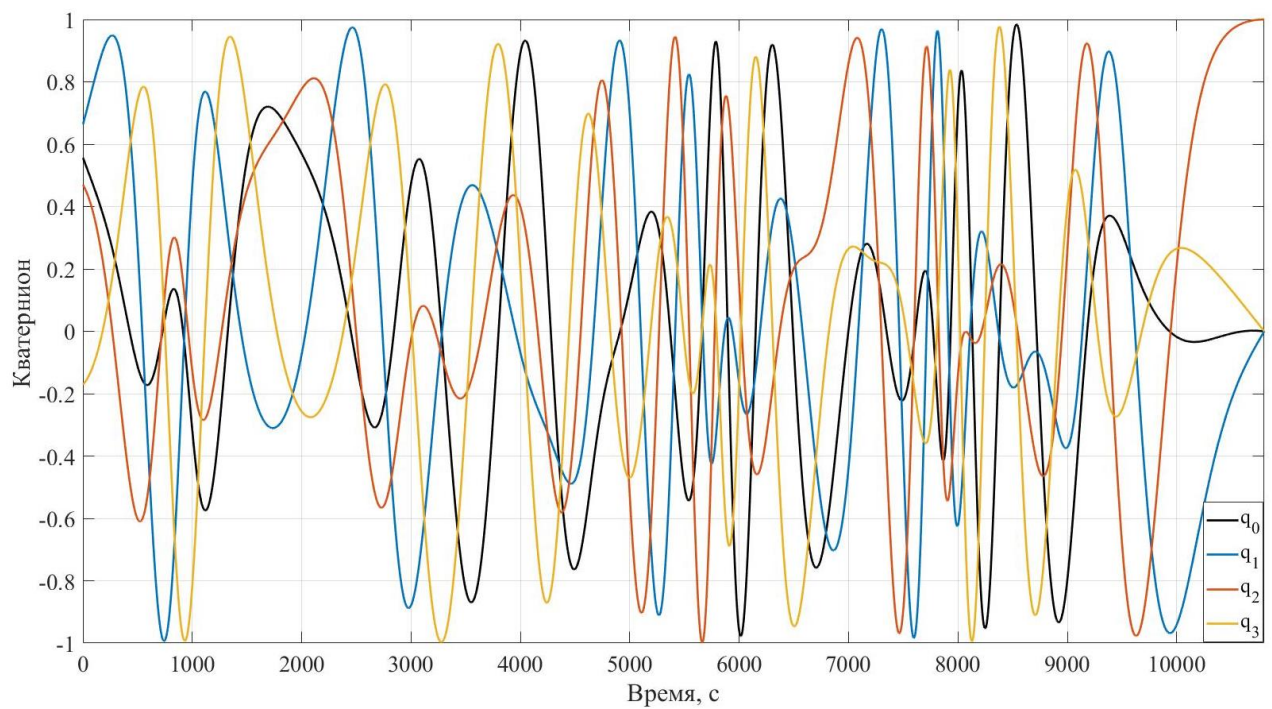


Рисунок 5.18 – Зависимость компонентов кватерниона от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oy

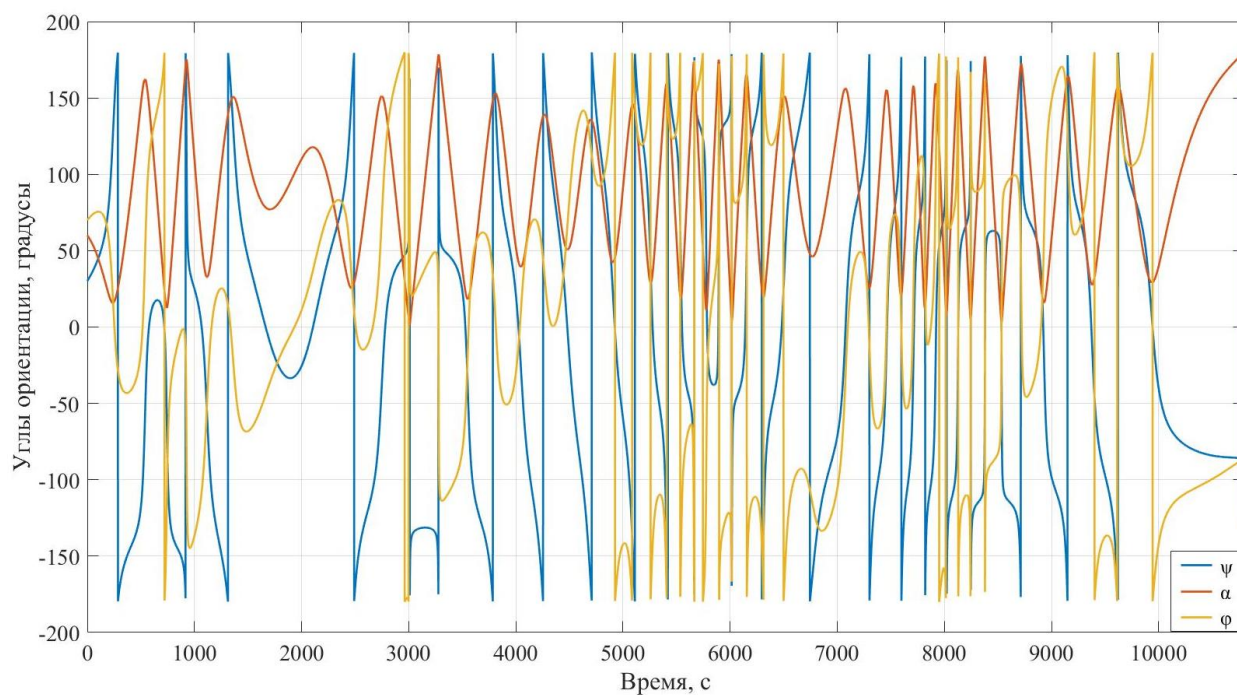


Рисунок 5.19 – Зависимость углов прецессии ψ , атаки α и собственного вращения φ от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oy

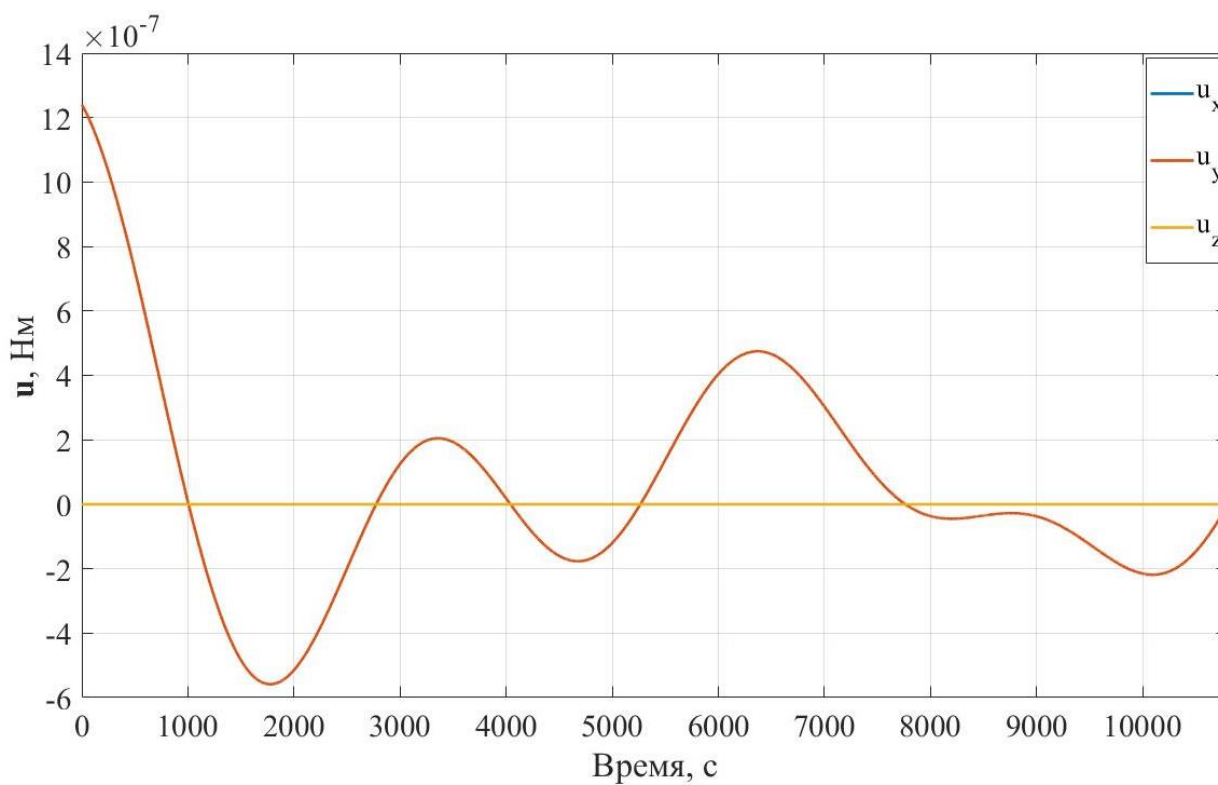


Рисунок 5.20 – Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oz

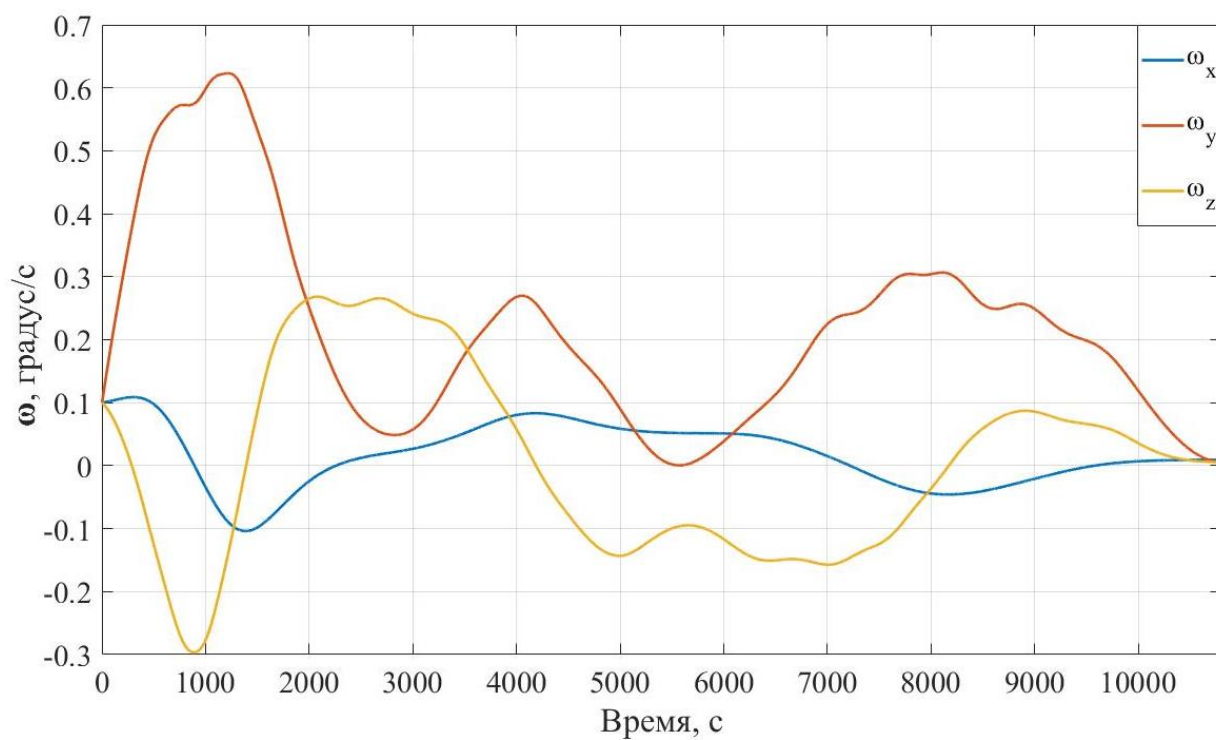


Рисунок 5.21 – Зависимость компонентов угловой скорости от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oz

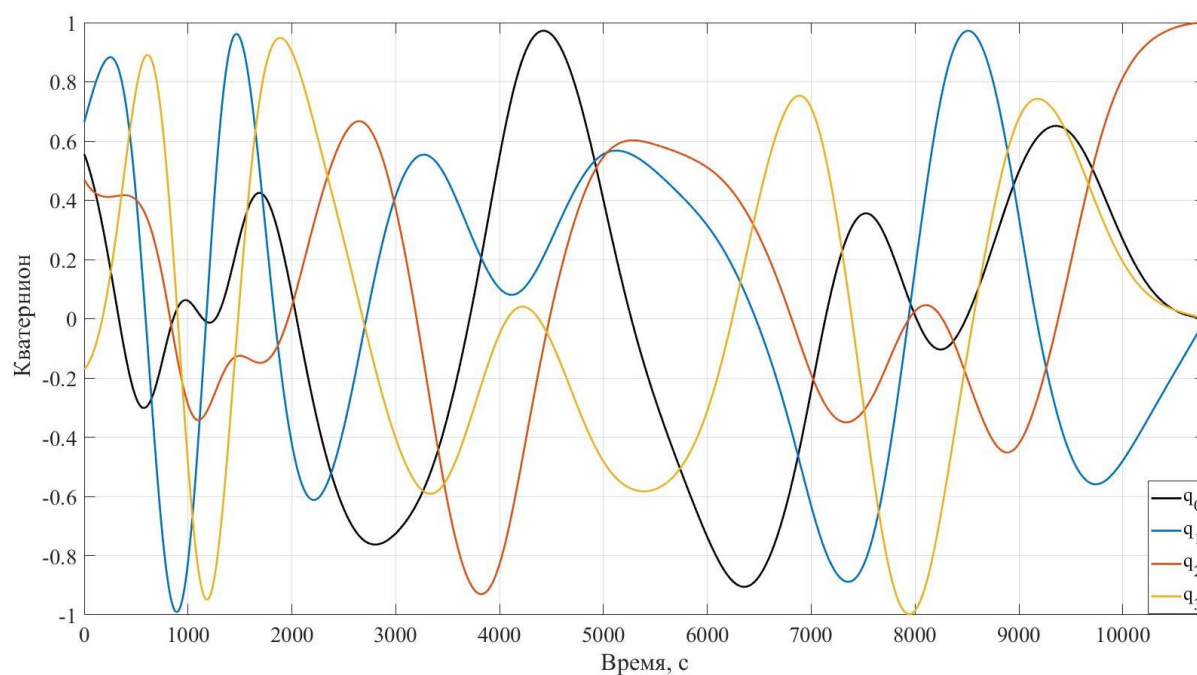


Рисунок 5.22 – Зависимость компонентов кватерниона от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oz

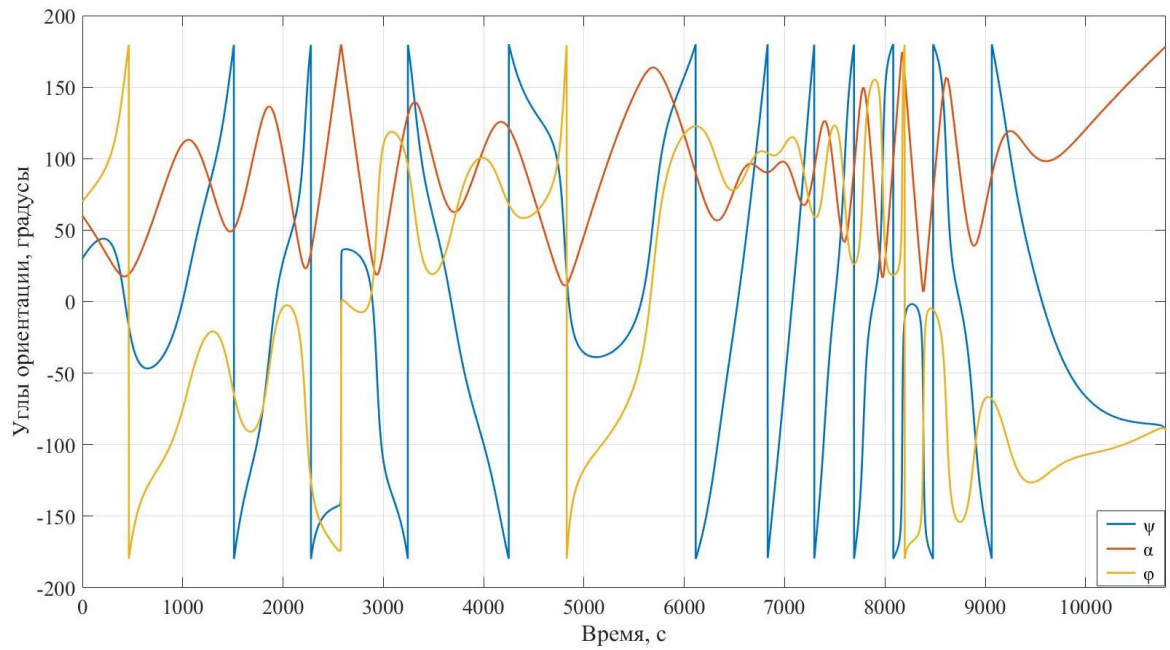


Рисунок 5.23 – Зависимость углов прецессии ψ , атаки α и собственного вращения φ от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oz

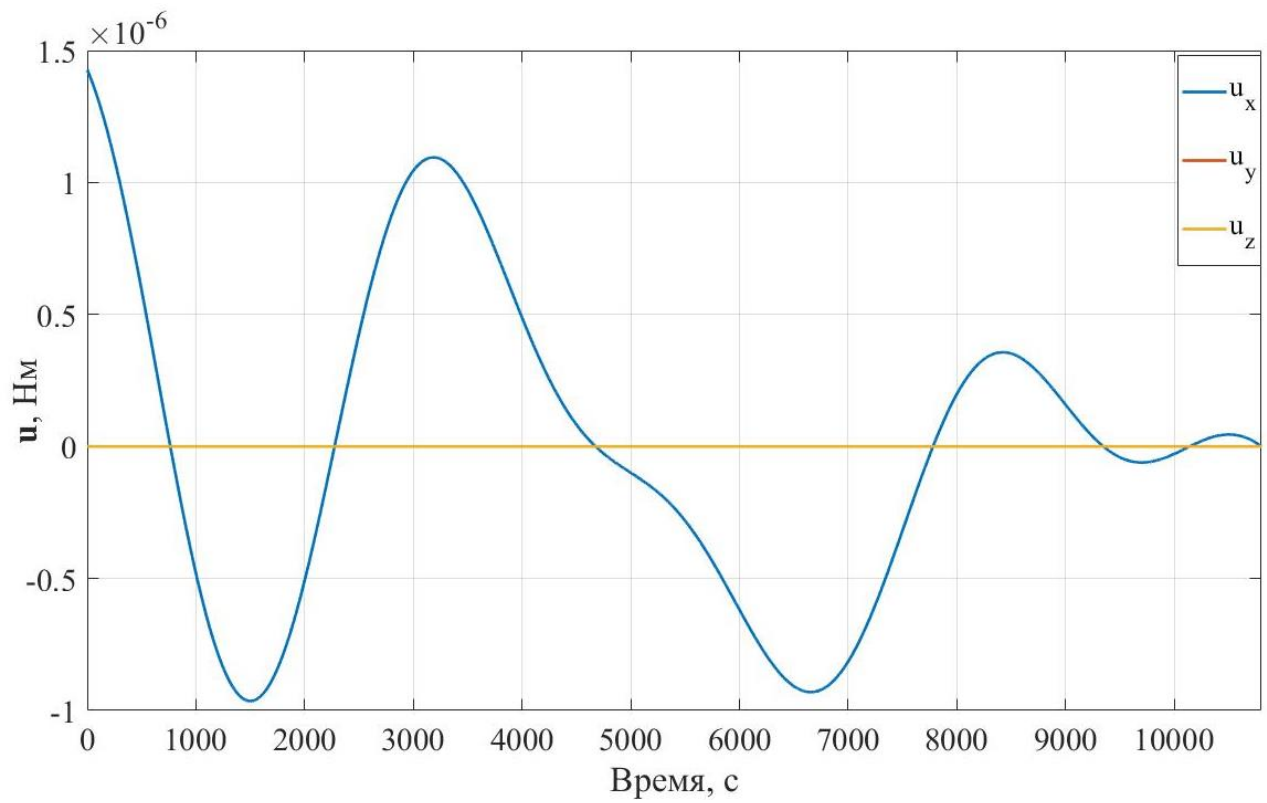


Рисунок 5.24 – Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа каналов по осям Oy и Oz

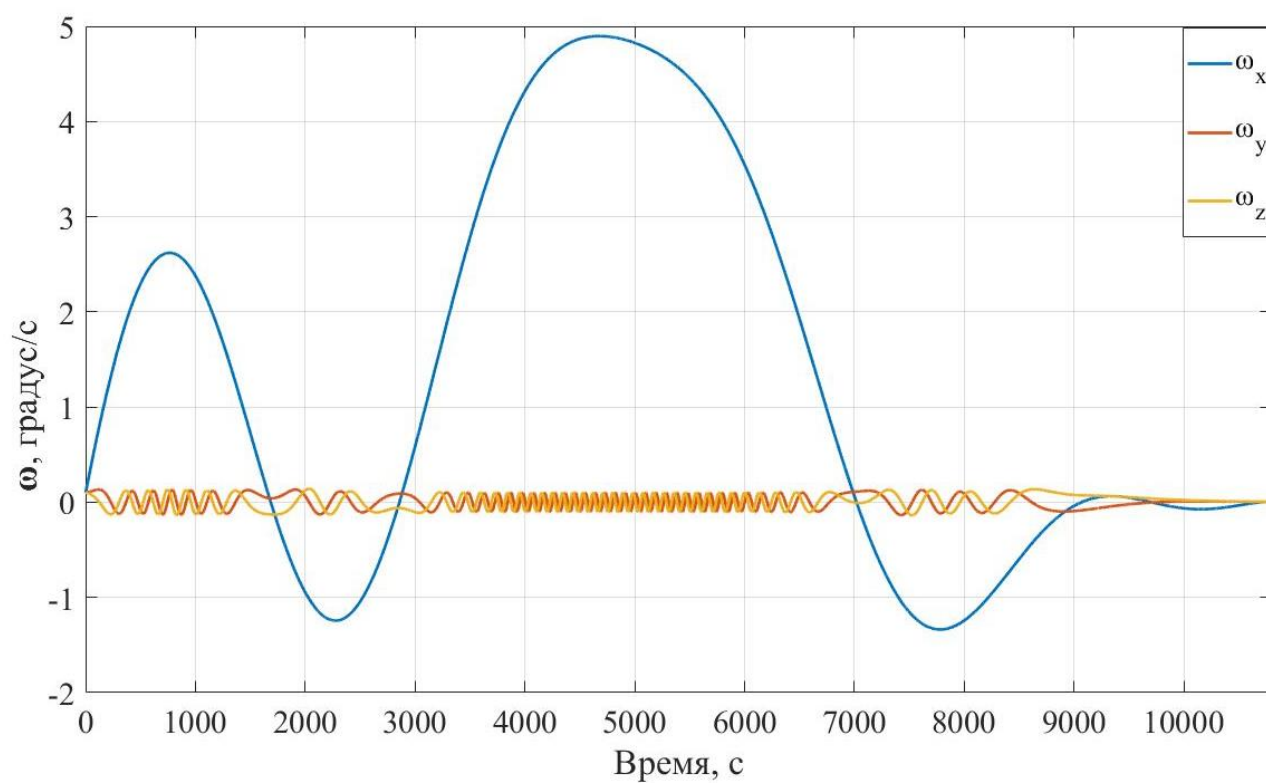


Рисунок 5.25 – Зависимость компонентов угловой скорости от времени в случае отказа каналов по осям Oy и Oz

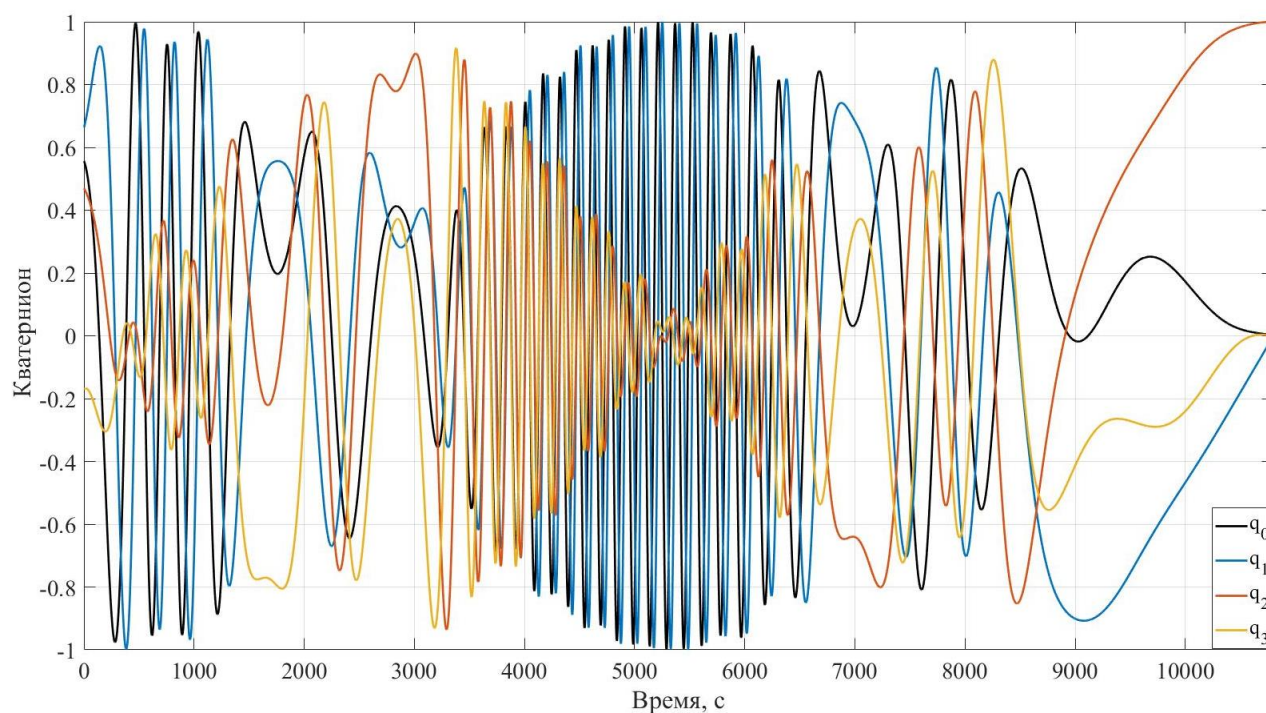


Рисунок 5.26 – Зависимость компонентов кватерниона от времени в случае отказа каналов по осям Oy и Oz

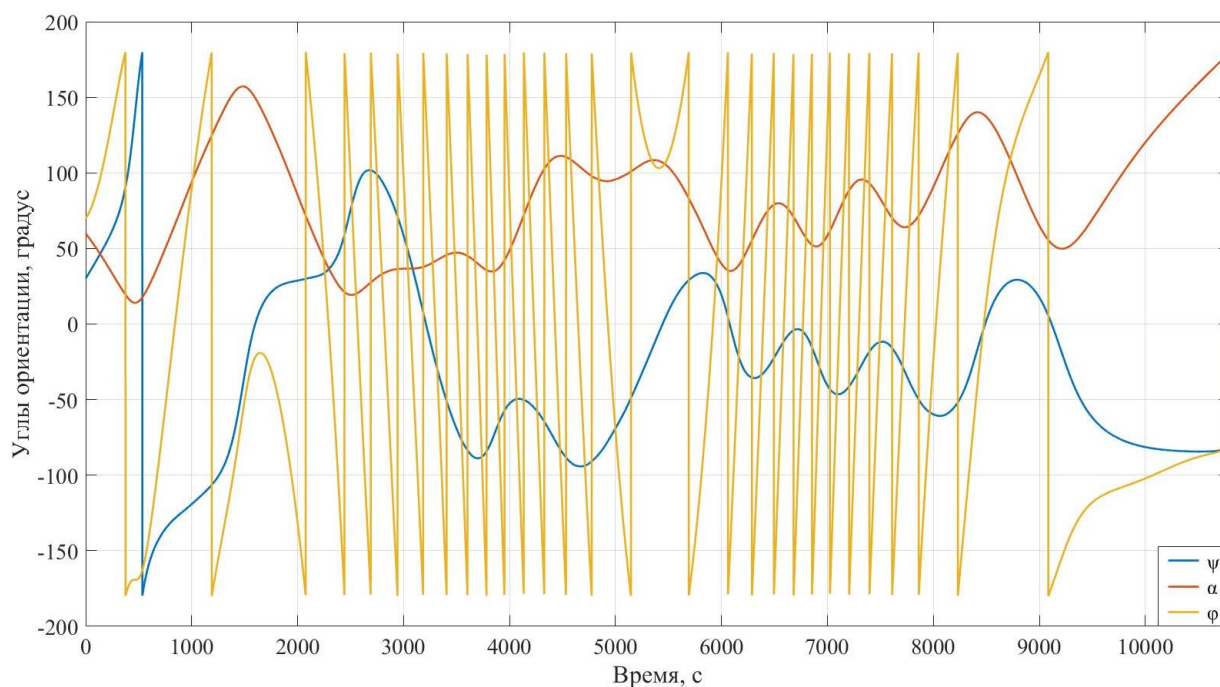


Рисунок 5.27 – Зависимость углов прецессии ψ , атаки α и собственного вращения φ от времени в случае отказа каналов по осям Oy и Oz

Как следует из рисунков 5.16, 5.20 и 5.24, величина управляющего момента при различных комбинациях отказов не превышает $2 \cdot 10^{-6}$ Нм. Рисунки 5.17, 5.21 и 5.25 показывают, что значения компонент угловой скорости МКА в процессе переориентации не превышают 5 градусов/с. Из рисунков 5.18, 5.19, 5.22, 5.23, 5.26 и 5.27 можно сделать вывод, что при различных комбинациях отказов в процессе переориентации МКА совершает колебательно-вращательное движение.

Таблица 5.4 – Погрешности решения задачи переориентации МКА при двух вышедших из строя каналах

Параметр	Погрешность			
	при штатной работе	при отказе каналов x и y	при отказе каналов x и z	при отказе каналов y и z
Ошибка по угловому положению, °	0,0015	0,002	0,0557	0,183
Модуль ошибки по угловой скорости, градус/с	менее $1,4 \cdot 10^{-5}$			

Как видно из таблицы 5.4, достигаемая точность решения терминальной задачи (5.1) с управлением вида (5.2) является достаточной, чтобы обеспечить выполнение подавляющего большинства целевых миссий научных МКА.

5.2 Синтез законов управления угловым движением МКА в случае высокой деградации исполнительных устройств

Под высоким снижением эффективности (деградацией) исполнительных устройств понимается ситуация, при которой величина управляющего момента, создаваемого исполнительным устройством приняла значение равной 5% от максимального значения в штатном случае функционирования.

Для больших КА, на которых возможно обеспечить избыточность исполнительных устройств, в случае деградации или отказа каналов исполнительных устройств можно использовать реконфигурацию алгоритмов управления за счёт использования резервных каналов управления [193-198].

Другим возможным подходом к обеспечению отказоустойчивости управления угловым движением КА является создание пассивно-активных СУД КА [198]. В [198] проведено исследование нештатных режимов системы управления ориентацией для случая, когда на борту КА установлены маховики, магнитные катушки и гравитационная штанга. Предложены пять стратегий для различных вариантов отказов:

- использование одного из маховиков в качестве тангажного, магнитные катушки применяются для демпфирования угловой скорости, а также выдвигается гравитационная штанга;
- магнитные катушки применяются для демпфирования угловой скорости, маховики реализуют штатный пропорционально-дифференциальный регулятор;
- магнитные катушки применяются для демпфирования угловой скорости, выпускается штанга, маховик используется для поворота спутника вокруг вектора местной вертикали;
- магнитные катушки применяются для демпфирования угловой скорости, выпускается штанга (в этом случае КА обладает только одноосной ориентацией);

– функционирующая магнитная катушка применяется для демпфирования двух компонент угловой скорости, выпускается штанга, а маховик используется для разворота КА в нужном направлении вдоль вертикали.

Каждая из рассмотренных в [198] стратегий имеет свои достоинства и недостатки. Однако ключевым недостатком является необходимость наличия на борту КА гравитационной штанги и необходимость её выдвижения, что усложняет конструкцию КА.

Указанная ключевая особенность – использование коммерческих комплектующих в совокупности с невозможностью реализации дублирования исполнительных устройств на борту МКА из-за жёстких ограничений по массе и габаритам – ставит перед разработчиками подобных КА задачу разработки алгоритмов управления ориентацией, обеспечивающих адаптацию к возможной деградации исполнительных устройств.

В работе [198] показано, что для случая снижения эффективности исполнительных устройств СУД наноспутника хорошую эффективность демонстрирует подход, основанный на использовании скользящего управления [200-205].

5.2.1 Постановка задачи

При формулировании задачи переориентации МКА из некоторого начального углового положения в требуемое конечное положение принимается, что компоненты начальной угловой скорости не превышают величину в пять орбитальных скоростей. Процесс переориентации происходит при высокой деградации двух каналов управления, без привязки к конкретному типу исполнительного устройства. Ограничение на время переориентации МКА принимается равным трём виткам.

МКА, угловое движение которого описывается уравнениями (2.2), (2.3), необходимо перевести из произвольного начального положения (5.1а) в требуемое конечное положение (5.1б) при условии, что штатно работает канал x (с наименьшим моментом инерции), а у каждого из двух оставшихся каналов

максимально доступный момент принимает величину равной 5% от $u_{\max}$ (максимальная величина управляющего момента в штатном случае).

Такая постановка задачи переориентации МКА позволяет отказаться от необходимости синтеза нелинейного наблюдателя для идентификации уровня доступности управляющего момента и сразу решать задачу как задачу управления с ограничениями на величину управляющего момента. Также стоит отметить, что результаты, полученные для данной постановки задачи, могут быть использованы как в случае значительного снижения эффективности одного канала управления, так и в случае штатного функционирования.

5.2.2 Синтез квазиадаптивного и адаптивного законов терминального управления угловым движением МКА в случае высокой деградации исполнительных устройств

Для решения сформулированной задачи перепишем уравнения (2.2), (2.3) и граничные условия (5) в отклонениях, т.е. с использованием переменных [12]

$$\boldsymbol{\omega}_e = \boldsymbol{\omega}_{\text{треб}} - \boldsymbol{\omega}, \quad \mathbf{q}_e = \mathbf{q}_{\text{треб}}^{-1} \otimes \mathbf{q}. \quad (5.4)$$

С учётом (5.4) динамические уравнения (2.3) запишутся в виде [206, 207]:

$$\dot{\mathbf{q}}_e = \begin{bmatrix} \dot{q}_{e0} \\ \dot{\mathbf{q}}_{ev} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\boldsymbol{\omega}_e^T \mathbf{q}_{ev} \\ q_{e0} \boldsymbol{\omega}_e - \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{q}_{ev} \end{bmatrix}. \quad (5.5)$$

Кинематические уравнения (2.3) запишутся в виде

$$\mathbf{I} \dot{\boldsymbol{\omega}}_e + \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}_e = \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_{\text{гр}} + \mathbf{U} + \mathbf{M}_{\text{возм}}. \quad (5.6)$$

С учётом (5.4) граничные условия (5.1) примут вид

$$\mathbf{q}_e(t_0) = \mathbf{q}_{e0}, \quad \boldsymbol{\omega}_e(t_0) = \boldsymbol{\omega}_{e0}, \quad (5.7a)$$

$$\mathbf{q}_e(T) = [1, 0, 0, 0]^T, \quad \boldsymbol{\omega}_e(T) = 0. \quad (5.7b)$$

Решение задачи переориентации, как и в [199], будем искать с использованием скользящего управления. Однако, в отличие от работы [199], в которой эффективность управления зависит от правильной настройки восьми параметров,

зададим скользящую поверхность так, чтобы эффективность управления зависела только от двух коэффициентов.

Согласно принципу скользящего управления, поверхность скольжения при $t \rightarrow \infty$ должна стремиться к нулю ($S \rightarrow 0$). Учитывая это требование, зададим нелинейную поверхность скольжения в виде

$$S = \omega_e + k_q \cdot [1 - e^{-\alpha \cdot q_{ev}}], \quad (5.8)$$

где k_q, α – коэффициенты (которые будут определены позже).

Управление, согласно принципу скользящего режима, представляется в виде

$$U = U_{eq} + U_{sw}, \quad (5.9)$$

где U_{eq} – эквивалентное управление для компенсации известных возмущений;

U_{sw} – управление для компенсации неучтённых возмущений.

Традиционно управление U_{sw} задаётся в виде [199-205]:

$$U_{sw} = -k_s \cdot \text{sign}(S), \quad (5.10)$$

где k_s – положительный коэффициент;

$\text{sign}(S)$ – векторная функция знака, применяемая поэлементно.

Однако в реальных СУД КА функция sign физически не реализуема из-за задержек в измерительных средствах и исполнительных устройствах. Если подать в системе «чистый» sign , то возникнет высокочастотная вибрация, которая может привести к разрушению исполнительного устройства или такой режим работы исполнительного устройства не может быть физически реализован. Поэтому в реальных алгоритмах управления КА функцию знака «сглаживают», посредством замены, например, на гиперболический тангенс.

С учётом вышенаписанного управление U_{sw} зададим в виде:

$$U_{sw} = -k_s \cdot \text{th}\left(\frac{S}{\varepsilon}\right), \quad (5.11)$$

где $\text{th}(\)$ – гиперболический тангенс;

ε – малая положительная константа, задающая ширину граничного слоя.

Эквивалентное управление U_{eq} находится из условия $\dot{S} = 0$. Для нахождения $\dot{S}$ необходимо определить, будут ли коэффициенты k_q, α скользящей поверхности (5.8) постоянными или изменяться по времени.

Предварительное компьютерное моделирование показало, что если коэффициенты k_q, α будут взяты постоянными, то при увеличении начальной угловой скорости, что эквивалентно увеличению ошибки по угловой скорости ω_e , появляются случаи, когда управляемое угловое движение МКА становится неустойчивым.

Учитывая, что в постановке задачи переориентации МКА мы ограничиваемся условием, что компоненты начальной угловой скорости не превышают значения пяти орбитальных скоростей, рассмотрим два варианта задания коэффициентов k_q, α [206]:

- 1) коэффициенты скользящей поверхности постоянные, но зависящие от начальной угловой скорости (назовём этот случай квазиадаптивным);
- 2) коэффициенты скользящей поверхности являются функциями времени (назовём этот случай адаптивным).

Для обеспечения устойчивости управляемого углового движения МКА с помощью математического моделирования для различных начальных угловых скоростей ω_0 не превышающих величину $5\omega_{orb}$ и, учитывая ограничение на время переориентации МКА, были найдены значения коэффициентов k_q и α из условия, что функция Ляпунова

$$V = \frac{1}{2} \mathbf{S}^T \mathbf{I} \mathbf{S} \quad (5.12)$$

была положительно определённой (т.к. $\mathbf{I}$ – положительно определённый тензор инерции, то $V \geq 0$, $\forall \mathbf{S} \neq 0$ и $V = 0$ если $\mathbf{S} = 0$), а её производная должна быть отрицательно определённой. Численное моделирование проводилось для МКА с

параметрами, приведёнными в таблице 4.2, по результатам которого был сформирован массив значений коэффициентов k_q и α .

Процедура формирования массива коэффициентов k_q и α включает следующие этапы:

Этап 1. Для конкретного значения угловой скорости $\omega_0 \leq 5\omega_{орб}$ кратного $\omega_{орб}$ задавались коэффициенты k_q и α для обеспечения устойчивости управляемого углового движения МКА и время достижения поверхности скольжения не превышало 3 витков.

Этап 2. Фиксировался коэффициент k_q , а коэффициент α варьировался до тех пор, пока система, описывающее управляемое угловое движение МКА, не приблизилась к границе устойчивости. Значение коэффициента α , при котором система приблизилась к границе устойчивости запоминалось.

Для повышения точности аппроксимации для каждого значения угловой скорости ω_0 фиксировалось несколько значений коэффициента k_q и выполнялись этапы 1-2. Пример конкретных значений найденных коэффициентов k_q и α для МКА с параметрами, приведёнными в таблице 4.2, приведены в приложении Г.

Вариант 1. Квазиадаптивное управление угловым движением МКА

В предположении, что компоненты начальной угловой скорости МКА не превышают величину $5\omega_{орб}$, путём вычислительного эксперимента было получено, что коэффициенты скользящей поверхности (5.8) связаны соотношением:

$$\alpha = \sum_{i=1}^2 A_i \cdot e^{B_i \cdot k_q}. \quad (5.13)$$

Числовые значения коэффициентов A_i, B_i для МКА с параметрами, приведёнными в таблице 4.2 и найденные из условия обеспечения устойчивости и ограничения на время переориентации (3 витка) равны $A_1 = 1,186$; $B_1 = -524,9$; $A_2 = 0,1909$; $B_2 = -59,52$ (среднеквадратичная ошибка

аппроксимации коэффициентов составила величину $RMSE = 0,007074$; коэффициент детерминации $R^2 = 0,9977$).

Продифференцируем скользящую поверхность:

$$\dot{\mathbf{S}} = \dot{\boldsymbol{\omega}}_e + k_q \cdot \alpha \cdot \dot{\mathbf{q}}_{ev} \cdot \mathbf{e}^{-\alpha \cdot \mathbf{q}_{ev}}. \quad (5.14)$$

Приравняв к нулю производную скользящей поверхности (5.14) и подставив вместо $\dot{\boldsymbol{\omega}}_e$ его выражение из (5.6) найдём эквивалентное управление:

$$\mathbf{U}_{eq} = \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}_e - \mathbf{M}_a - \mathbf{M}_{гp} - \mathbf{I} \cdot k_q \cdot \alpha \cdot \dot{\mathbf{q}}_{ev} \cdot \mathbf{e}^{-\alpha \cdot \mathbf{q}_{ev}}. \quad (5.15)$$

Тогда с учётом (5.11) и (5.15) искомое управление примет вид:

$$\mathbf{U} = \boldsymbol{\omega}_e \times \mathbf{I} \boldsymbol{\omega}_e - \mathbf{M}_a - \mathbf{M}_{гp} - \mathbf{I} \cdot k_q \cdot \alpha \cdot \dot{\mathbf{q}}_{ev} \cdot \mathbf{e}^{-\alpha \cdot \mathbf{q}_{ev}} - k_s \cdot \text{th} \left(\frac{\mathbf{S}}{\boldsymbol{\varepsilon}} \right). \quad (5.16)$$

Вариант 2. Адаптивное управление угловым движением МКА

Для получения адаптивного закона управления необходимо записать дифференциальные уравнения для коэффициентов k_q, α .

Модифицировав уравнение из [199], дифференциальное уравнение для k_q запишем в виде:

$$\dot{k}_q = |\mathbf{S}| \cdot \|\mathbf{q}_{ev}\|.$$

Для получения дифференциального уравнения, описывающего изменение коэффициента α , продифференцируем (5.12):

$$\dot{\alpha} = \sum_{i=1}^2 A_i \cdot B_i \cdot \dot{k}_q \cdot \mathbf{e}^{B_i \cdot k_q}. \quad (5.17)$$

С учётом числовых значений коэффициентов A_i, B_i первым слагаемым в (5.16) можно пренебречь. Тогда, дифференциальное уравнение, описывающее изменение коэффициента α примет вид:

$$\dot{\alpha} = A_2 \cdot B_2 \cdot \dot{k}_q \cdot \mathbf{e}^{B_2 \cdot k_q}.$$

Покажем, что полученный закон управления (5.16) обеспечивает асимптотическую устойчивость управляемого углового движения МКА по поверхности скольжения.

Найдём производную функции (5.12)

$$\dot{V} = \mathbf{S}^T \dot{\mathbf{I}} \mathbf{S}. \quad (5.18)$$

При доказательстве отрицательности $\dot{V}$ предположим, что в (5.9) в качестве управления $\mathbf{U}_{sw}$ используется выражение (5.10). Подставим в (5.18) выражения для $\dot{\mathbf{S}}$ из (5.14) и с учётом (5.15) получим

$$\dot{V} = \mathbf{S}^T [-k_s \cdot \text{sign}(\mathbf{S})]. \quad (5.18)$$

По определению функции знака $\mathbf{S} \cdot \text{sign}(\mathbf{S}) = |\mathbf{S}|$ следовательно, $\dot{V} < 0$ вне поверхности (т.е. для $\forall \mathbf{S} \neq 0$) и $\dot{V} = 0$ строго на самой скользящей поверхности (т.е. для $\mathbf{S} = 0$).

5.2.3 Компьютерная апробация квазиадаптивного и адаптивного законов управления угловым движением МКА в случае высокой деградации исполнительных устройств

Ниже приводятся результаты численных примеров переориентации МКА для двух разработанных вариантов управления. Численное моделирование проведено при следующих допущениях:

- 1) Орбита круговая (высота 500 км.).
- 2) Максимальная величина управляющего момента в штатном случае

$$u_{\max} = 5 \cdot 10^{-6} \text{ Н} \cdot \text{м}.$$

- 3) Ограничение на время переориентации $T = 3$ витка, т.е. $T = 16200$ с.
- 4) Начальная угловая скорость по каждой компоненте не превышает 5 орбитальных ($\omega_{i0} \leq 5\omega_{\text{орб}} \approx 0,33^\circ / \text{с}$, $i = x, y, z$).

Параметры МКА приведены в таблице 5.1.

Исходные данные. Ошибка ориентации (максимальная по каждой компоненте кватерниона) в начальный момент времени:

$$\mathbf{q} = [q_0, \mathbf{q}_v]^T = [0, 1, 1, 1]^T$$

или после нормировки

$$\mathbf{q} = [q_0, \mathbf{q}_v]^T = \left[0, \frac{1}{\sqrt{3}}, \frac{1}{\sqrt{3}}, \frac{1}{\sqrt{3}} \right]^T.$$

Ошибка по угловой скорости (максимальная по каждой компоненте):

$$\boldsymbol{\omega}_e = [\omega_{ex}, \omega_{ey}, \omega_{ez}]^T = [5\omega_{орб}, 5\omega_{орб}, 5\omega_{орб}]^T.$$

На рисунках 5.28–5.33 показаны результаты решения задачи переориентации МКА при отсутствии неучтённых случайных возмущений для адаптивного и квазиадаптивного законов.

На рисунках 5.34–5.39 показаны результаты решения задачи переориентации МКА при наличии случайных возмущений. Случайный внешний момент, модуль которого не превышает величину 10^{-7} Н·м, моделируется по равномерному закону.

Суммарную погрешность решения задачи переориентации МКА и погрешности по угловым скоростям вычислим как в разделе 5.1.2.

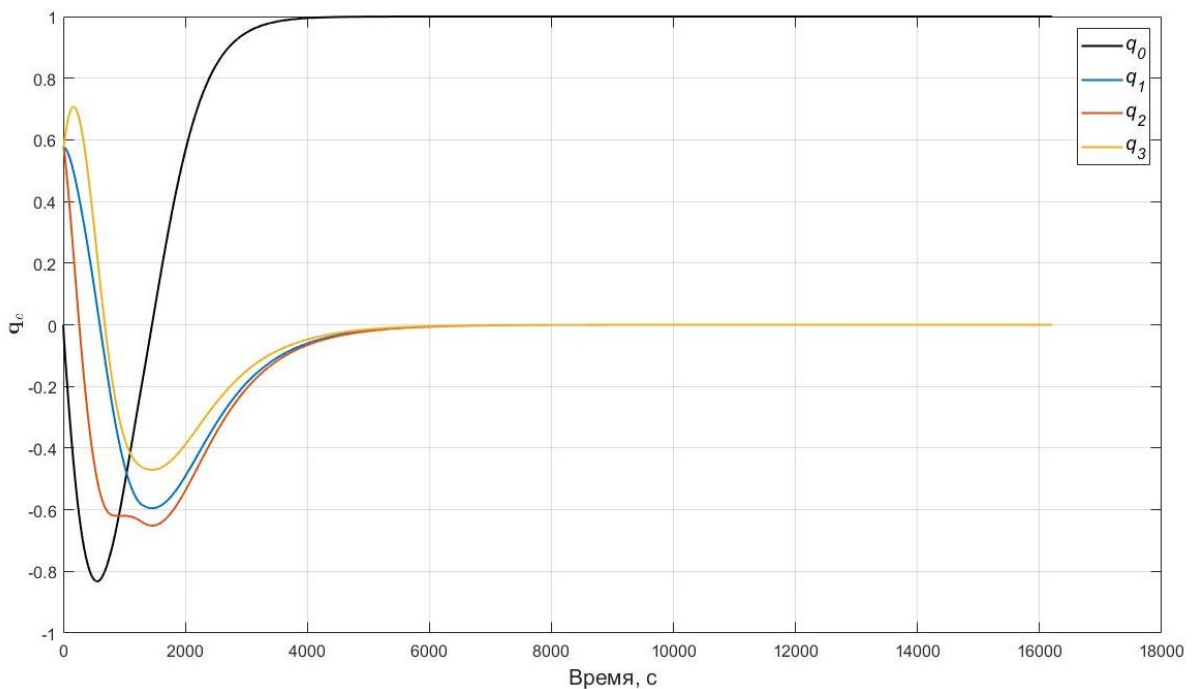


Рисунок 5.28 – Ошибка ориентации (адаптивный закон)

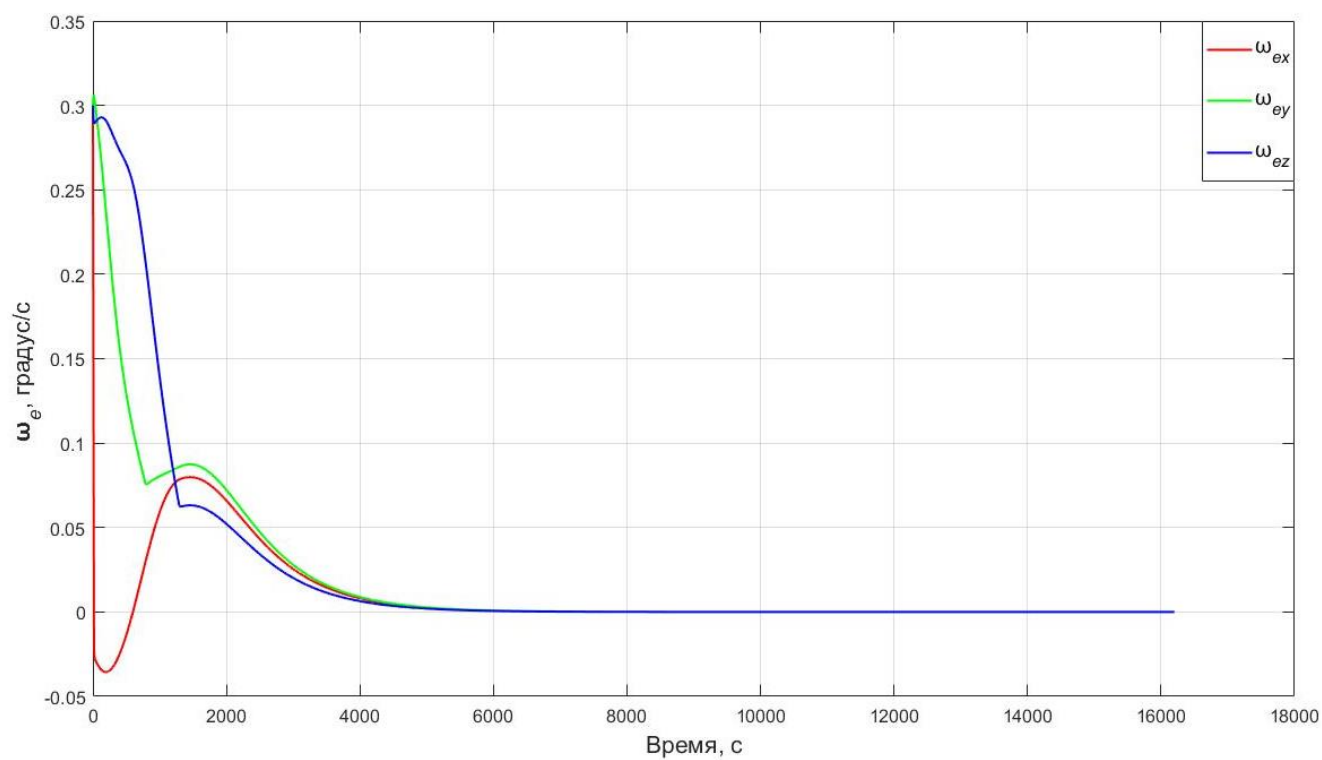


Рисунок 5.29 – Ошибка по угловой скорости (адаптивный закон)

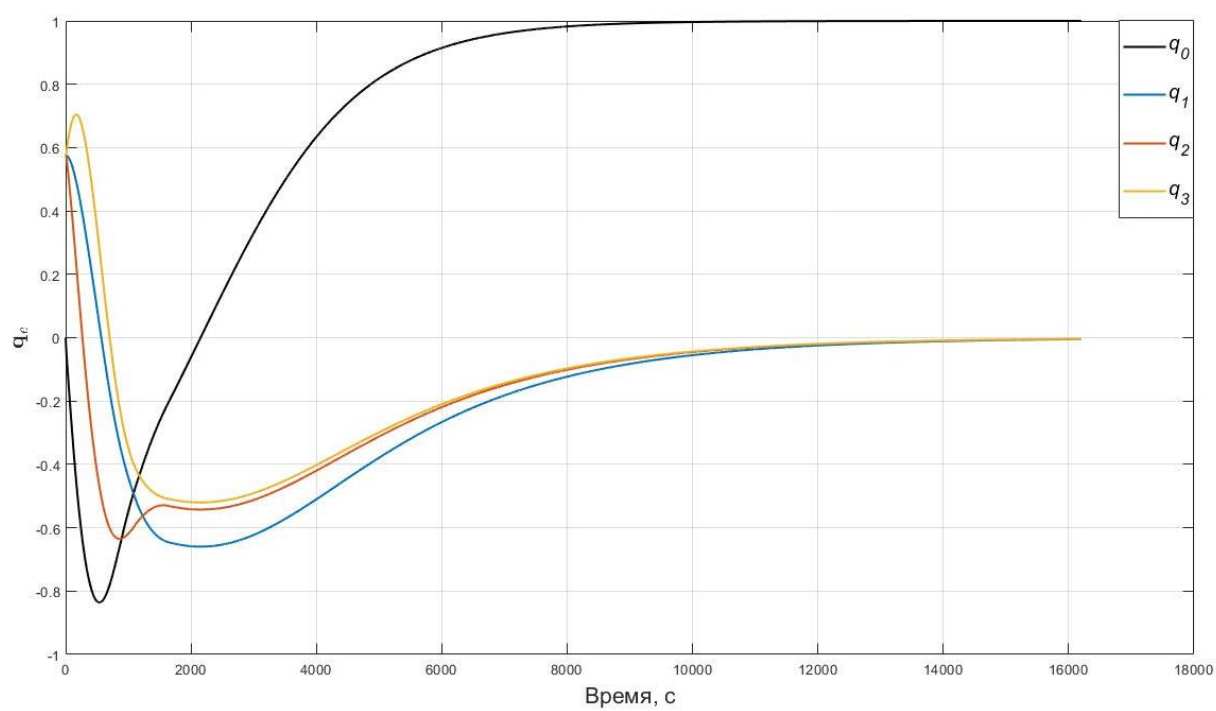


Рисунок 5.30 – Ошибка ориентации (квазиадаптивный закон)

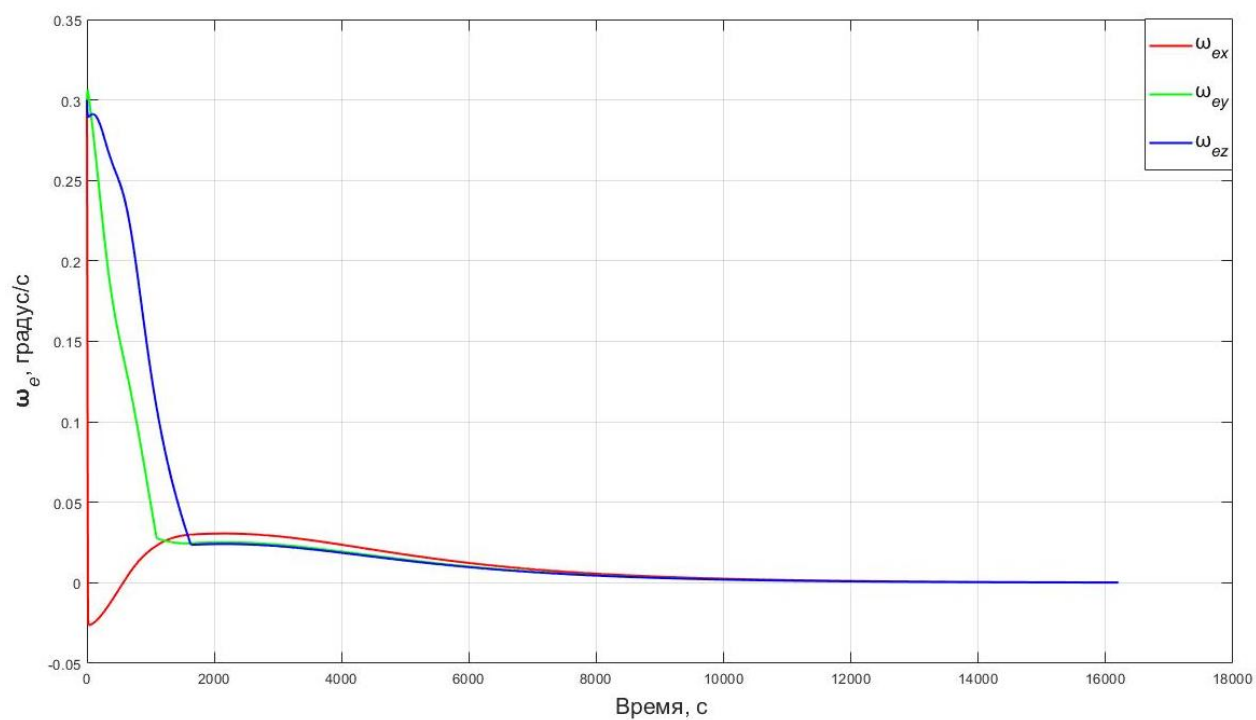


Рисунок 5.31 – Ошибка по угловой скорости (квазиадаптивный закон)

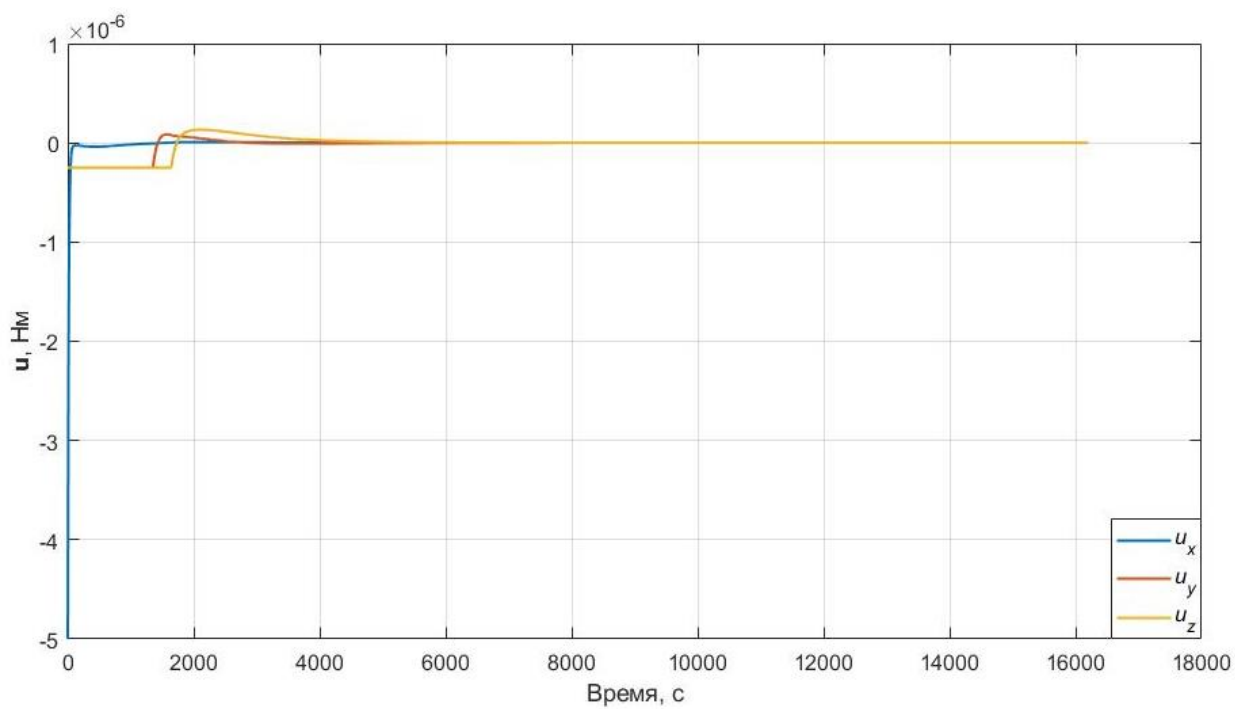


Рисунок 5.32 – Управление (адаптивный закон)

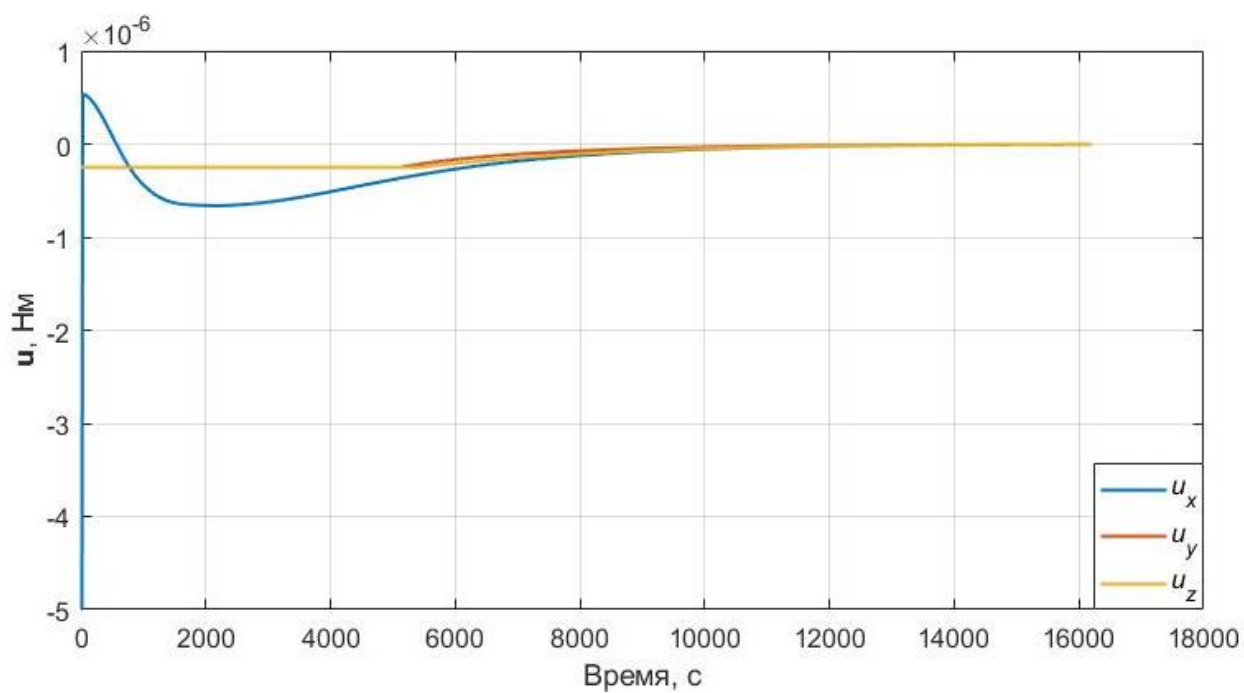


Рисунок 5.33 – Управление (квазиадаптивный закон)

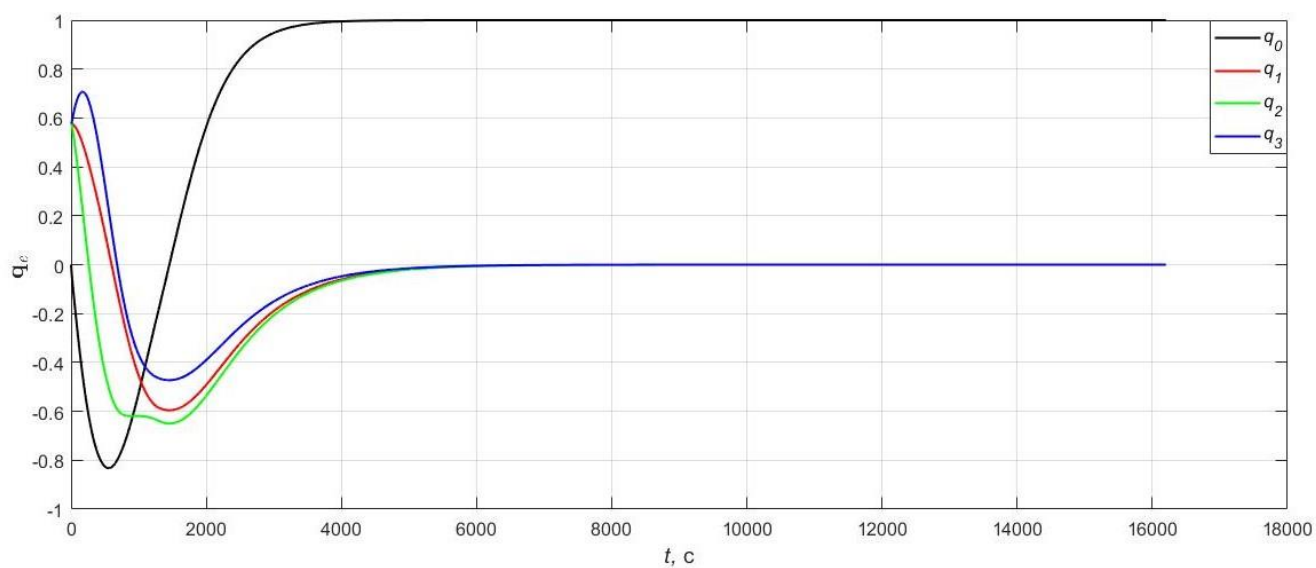


Рисунок 5.34 – Ошибка ориентации (адаптивный закон)

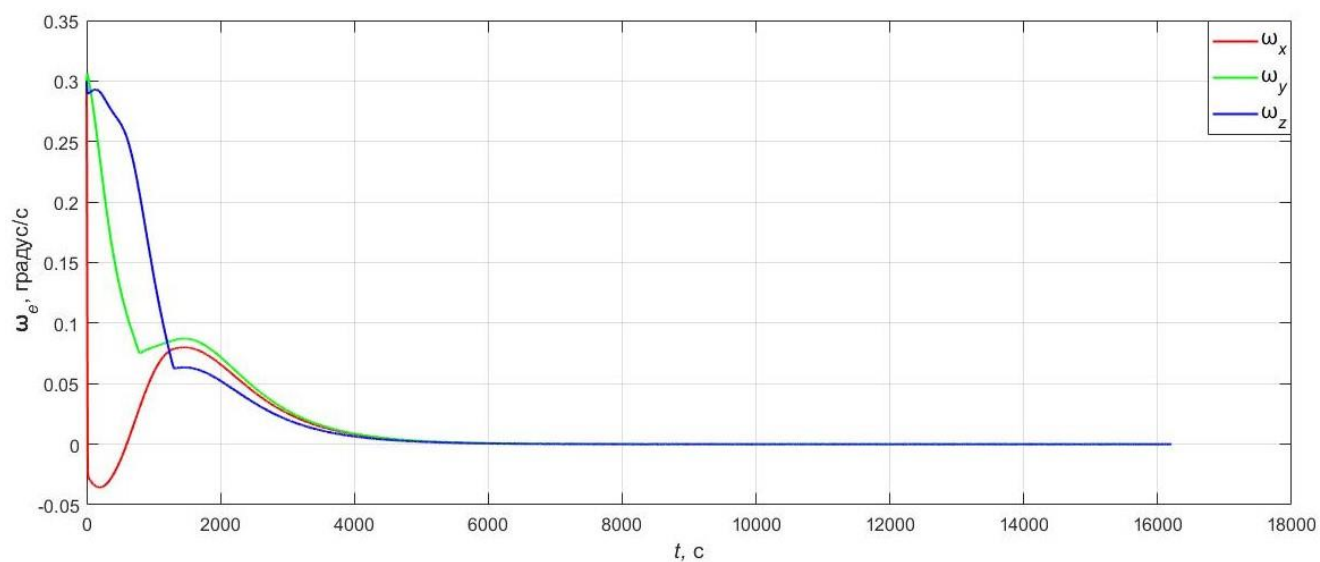


Рисунок 5.35 – Ошибка по угловой скорости (адаптивный закон)

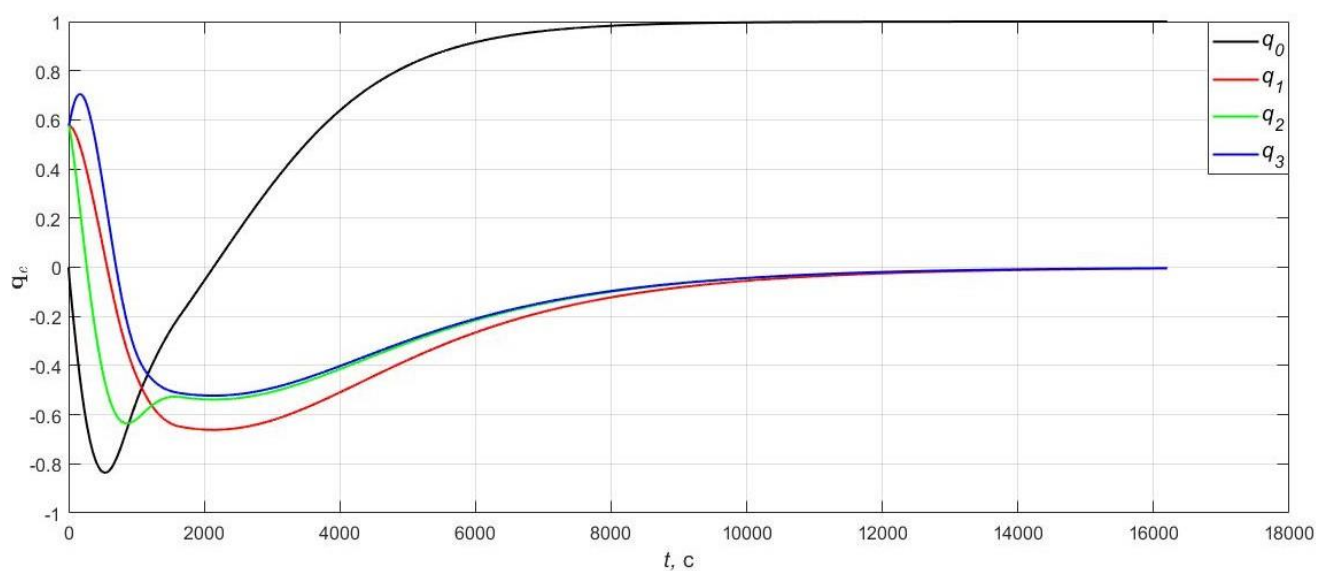


Рисунок 5.36 – Ошибка ориентации (квазиадаптивный закон)

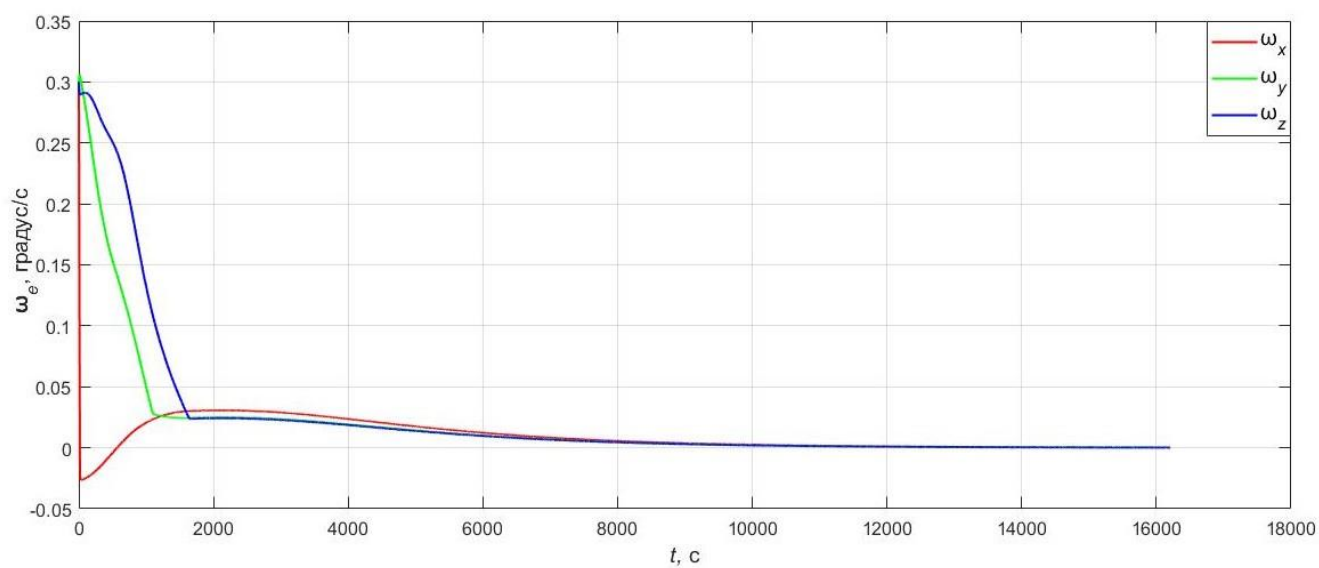


Рисунок 5.37 – Ошибка по угловой скорости (квазиадаптивный закон)

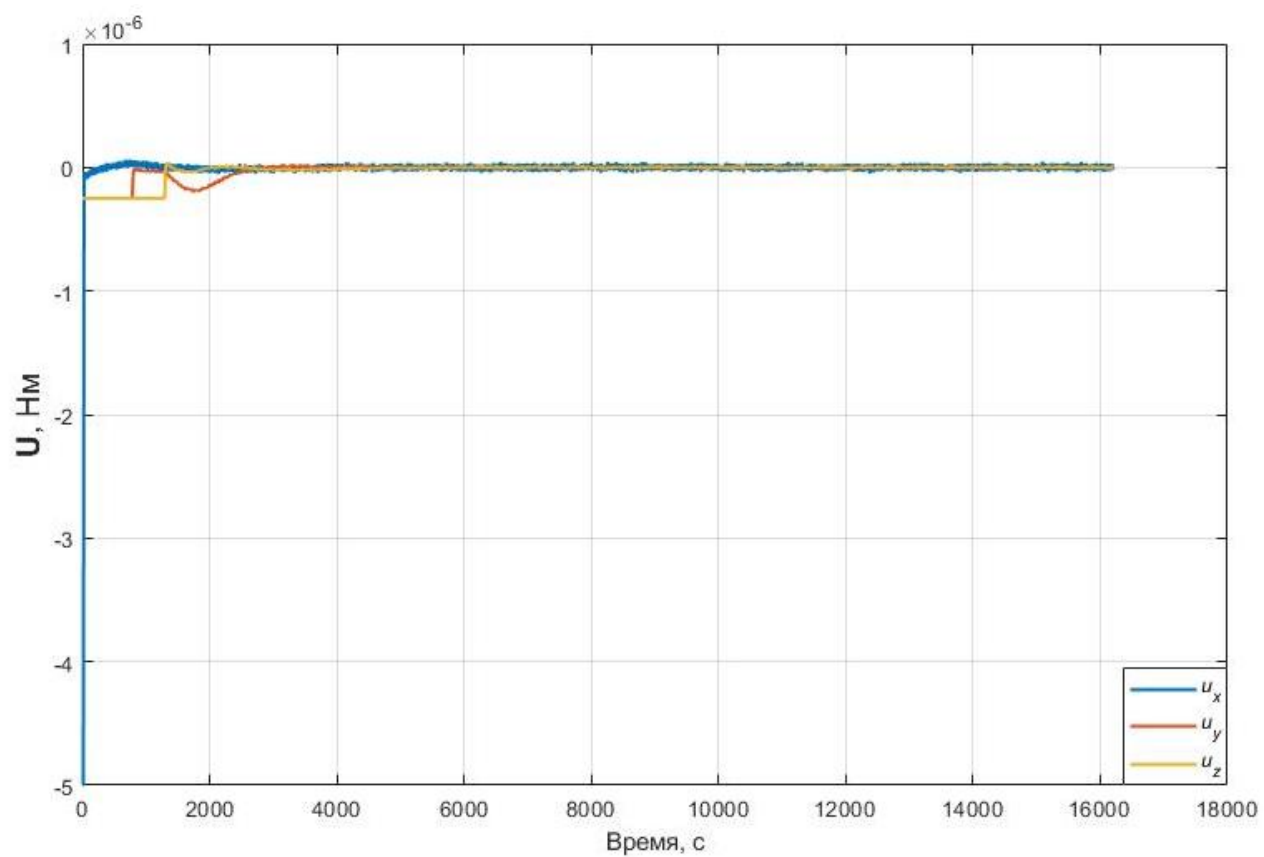


Рисунок 5.38 – Управление (адаптивный закон)

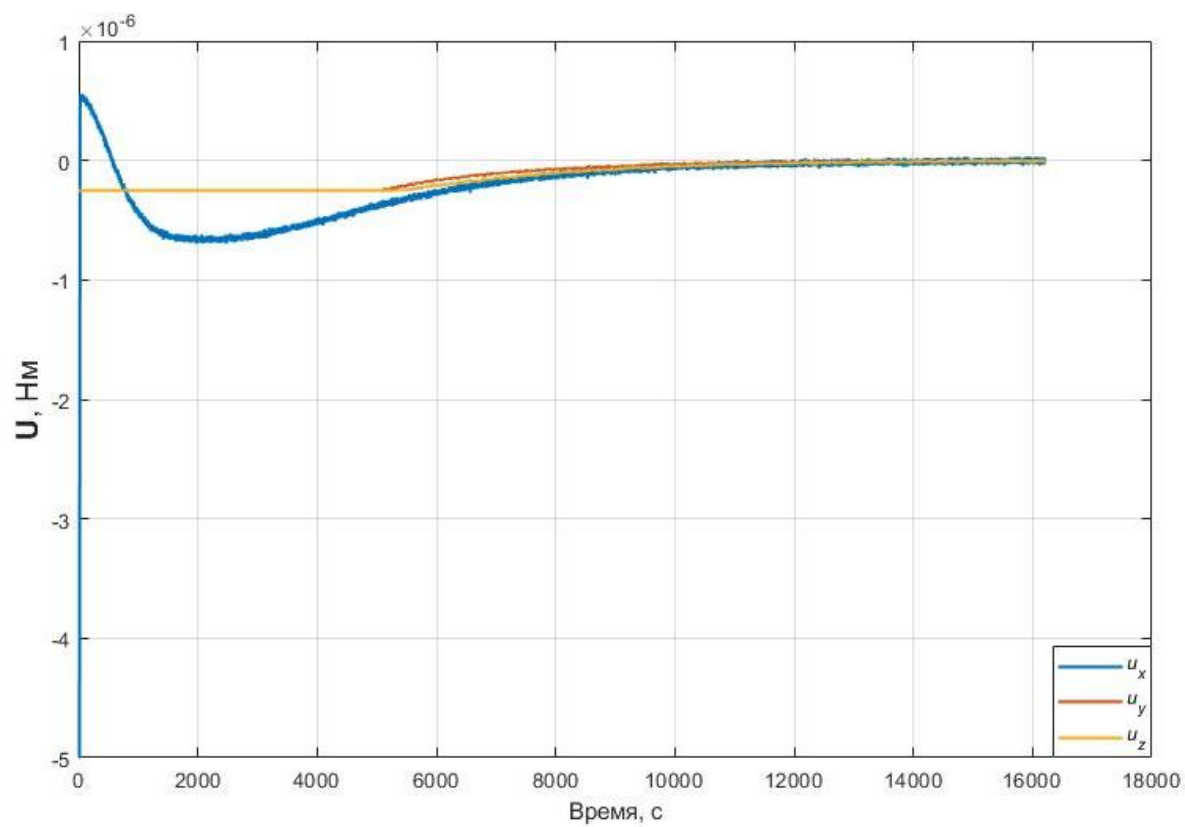


Рисунок 5.39 – Управление (квазиадаптивный закон)

Для исследования эффективности разработанных алгоритмов было проведено статистическое моделирование. В рамках статистического моделирования изучено влияние ошибки в контуре обратной связи на точность решения задачи переориентации.

Ошибка по ориентации и угловой скорости моделировались по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и заданным СКО.

Результаты статистического моделирования показаны в таблицах 5.5–5.8. В таблицах 5.9, 5.10 показаны отношения ошибок решения задачи переориентации МКА с использованием квазиадаптивного закона к ошибкам, полученным с использованием адаптивного закона.

В таблицах 5.9 и 5.10 приняты следующие обозначения: M_k^s – математическое ожидание ($k=1$ – ошибка обеспечения заданной ориентации; $k=2$ – ошибка обеспечения заданной угловой скорости; $s=1$ – адаптивный закон; $s=2$ – квазиадаптивный закон); σ_k^s – среднеквадратическое отклонение ошибки;

$$\bar{M}_k = \frac{M_k^2}{M_k^1} - \text{отношение МО}; \quad \bar{\sigma}_k = \frac{\sigma_k^2}{\sigma_k^1} - \text{отношение СКО}.$$

В таблицах 5.11 и 5.12 показаны отношения ошибок решения задачи переориентации МКА с использованием разработанных законов управления (адаптивного и квазиадаптивного) для штатного случая и случаев высокой деградации одного канала к ошибкам, полученным для этих же законов в случае высокой деградации двух каналов управления.

В приложении Д приведены таблицы, иллюстрирующие работоспособность предложенных законов управления для штатного случая и при высокой деградации только одного канала управления (канал x и y).

Таблица 5.5 – Погрешности обеспечения заданной ориентации МКА с использованием адаптивного закона

МО ошибки обеспечения заданной ориентации (M_1^I) , градус						
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с						
	1,00E-04	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0
	1,00E-03	3,59E-03	1,39E-02	2,79E-02	4,38E-02	9,10E-02
	1,00E-02	2,41E-02	2,75E-02	3,81E-02	5,14E-02	9,38E-02
	1,00E-02	2,59E-01	2,63E-01	2,58E-01	2,60E-01	2,78E-01
СКО ошибки обеспечения заданной ориентации (σ_1^I) , градус						
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с						
	1,00E-04	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0
	1,00E-03	1,13E-01	1,08E-01	1,11E-01	1,10E-01	1,19E-01
	1,00E-02	9,89E-03	1,25E-02	1,62E-02	2,18E-02	3,97E-02
	1,00E-02	1,48E-03	5,98E-03	1,14E-02	1,80E-02	3,79E-02
						6,86E-02

Таблица 5.6 – Погрешности обеспечения заданной угловой скорости МКА с использованием адаптивного закона

МО ошибки обеспечения заданной угловой скорости (M_2^I) , градус/с							
СКО оценки угловой скорости, градус/с	СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
	1,00E-04	6,85E-05	2,56E-04	5,21E-04	7,84E-04	1,36E-03	2,28E-03
	1,00E-03	4,51E-04	4,90E-04	6,45E-04	8,46E-04	1,48E-03	2,32E-03
	1,00E-02	3,67E-03	3,58E-03	3,61E-03	3,66E-03	3,98E-03	4,09E-03
СКО ошибки обеспечения заданной угловой скорости (σ_2^I) , градус/с							
СКО оценки угловой скорости, градус/с	СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
	1,00E-04	3,45E-05	1,28E-04	2,79E-04	3,96E-04	8,04E-04	1,37E-03
	1,00E-03	2,27E-04	2,54E-04	3,37E-04	4,58E-04	9,07E-04	1,48E-03
	1,00E-02	2,38E-03	2,30E-03	2,49E-03	2,40E-03	2,65E-03	2,76E-03

Таблица 5.7 – Погрешности обеспечения заданной ориентации МКА с использованием квазиадаптивного закона

МО ошибки обеспечения заданной ориентации (M_1^2), градус						
СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
СКО оценки угловой скорости, градус/с						
1,00E-04	1,68E+00	1,68E+00	1,68E+00	1,68E+00	1,69E+00	1,73E+00
1,00E-03	1,68E+00	1,68E+00	1,68E+00	1,69E+00	1,70E+00	1,75E+00
1,00E-02	2,65E+00	2,67E+00	2,72E+00	2,66E+00	2,72E+00	2,76E+00
СКО ошибки обеспечения заданной ориентации (σ_1^2), градус						
СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
СКО оценки угловой скорости, градус/с						
1,00E-04	2,95E-03	5,38E-03	9,09E-03	1,50E-02	2,93E-02	4,95E-02
1,00E-03	2,70E-02	2,60E-02	2,91E-02	3,16E-02	3,94E-02	5,75E-02
1,00E-02	3,57E-01	3,47E-01	3,57E-01	3,44E-01	3,41E-01	3,58E-01

Таблица 5.8 – Погрешности обеспечения заданной угловой скорости МКА с использованием квазиадаптивного закона

МО ошибки обеспечения заданной угловой скорости $\left(M_2^2\right)$, градус/с							
СКО оценки угловой скорости, градус/с СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0	
	1,00E-04	5,95E-04	6,02E-04	6,13E-04	6,41E-04	7,04E-04	9,30E-04
	1,00E-03	7,41E-04	7,31E-04	7,09E-04	7,78E-04	8,20E-04	9,96E-04
	1,00E-02	3,68E-03	3,63E-03	3,58E-03	3,60E-03	3,92E-03	3,84E-03
СКО ошибки обеспечения заданной угловой скорости $\left(\sigma_2^2\right)$, градус/с							
СКО оценки угловой скорости, градус/с СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0	
	1,00E-04	3,41E-05	6,71E-05	1,06E-04	1,63E-04	2,82E-04	3,99E-04
	1,00E-03	2,95E-04	2,70E-04	2,72E-04	3,17E-04	3,63E-04	4,61E-04
	1,00E-02	2,42E-03	2,40E-03	2,33E-03	2,34E-03	2,45E-03	2,40E-03

Таблица 5.9 – Отношения главных вероятностных характеристик ошибок обеспечения заданной ориентации МКА

$\overline{M}_1$							
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0	
	1,00E-04	467,45	120,23	60,09	38,28	18,62	10,73
	1,00E-03	69,64	61,14	44,27	32,82	18,17	11,04
	1,00E-02	10,24	10,15	10,53	10,21	9,80	9,19
$\overline{\sigma}_1$							
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0	
	1,00E-04	2,00	0,90	0,80	0,83	0,77	0,72
	1,00E-03	2,73	2,07	1,80	1,45	0,99	0,87
	1,00E-02	3,16	3,21	3,23	3,12	2,87	2,83

Таблица 5.10 – Отношения главных вероятностных характеристик ошибок обеспечения заданной угловой скорости
МКА

$\overline{M}_2$						
СКО оценки угловой скорости, градус/с СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
1,00E-04	8,68	2,35	1,18	0,82	0,52	0,41
1,00E-03	1,64	1,49	1,10	0,92	0,55	0,43
1,00E-02	1,00	1,02	0,99	0,99	0,99	0,94
$\overline{\sigma}_2$						
СКО оценки угловой скорости, градус/с СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
1,00E-04	0,99	0,52	0,38	0,41	0,35	0,29
1,00E-03	1,30	1,06	0,81	0,69	0,40	0,31
1,00E-02	1,02	1,04	0,94	0,98	0,93	0,87

Таблица 5.11 – Отношения главных вероятностных характеристик ошибок обеспечения заданной ориентации и заданной угловой скорости МКА (адаптивный закон управления)

Ориентация	$\bar{M}_1$				$\bar{\sigma}_1$	
	Штатный случай	Деградация канала x	Деградация канала y	Штатный случай	Деградация канала x	Деградация канала y
Сценарий						
Величины ошибок						
Минимальные ошибки $(\sigma_q = 0,1^\circ; \sigma_w = 10^{-4} / c)$	1,00	7,74	0,99	0,99	1,56	1,05
Максимальные ошибки $(\sigma_q = 5^\circ; \sigma_w = 10^{-2} / c)$	1,00	1,10	0,95	0,97	1,15	0,98
Угловая скорость						
Минимальные ошибки $(\sigma_q = 0,1^\circ; \sigma_w = 10^{-4} / c)$	1,02	0,81	1,06	0,95	0,82	1,05
Максимальные ошибки $(\sigma_q = 5^\circ; \sigma_w = 10^{-2} / c)$	1,05	0,78	1,14	1,01	0,44	1,02

Таблица 5.12 – Отношения главных вероятностных характеристик ошибок обеспечения заданной ориентации и заданной угловой скорости МКА (квазиадаптивный закон управления)

Ориентация	$\bar{M}_1$				$\bar{\sigma}_1$	
	Штатный случай	Деградация канала x	Деградация канала y	Штатный случай	Деградация канала x	Деградация канала y
Сценарий						
Величины ошибок						
Минимальные ошибки $(\sigma_q = 0,1^\circ; \sigma_\omega = 10^{-4} / c)$	0,52	0,67	0,84	0,97	0,98	0,98
Максимальные ошибки $(\sigma_q = 5^\circ; \sigma_\omega = 10^{-2} / c)$	0,36	0,43	0,55	0,76	0,73	0,75
Угловая скорость						
Минимальные ошибки $(\sigma_q = 0,1^\circ; \sigma_\omega = 10^{-4} / c)$	0,53	0,67	0,84	0,92	0,85	1,29
Максимальные ошибки $(\sigma_q = 5^\circ; \sigma_\omega = 10^{-2} / c)$	1,19	0,76	1,09	0,99	0,52	0,92

5.3 Выводы по пятой главе

В пятой главе решена задача построения отказоустойчивой прямой цепи системы управления угловым движением МКА. Для построения отказоустойчивой прямой цепи системы управления угловым движением МКА сформулированы и решены две задачи:

- синтез программного терминального управления угловым движением МКА в случае отказов исполнительных устройств;
- синтез законов управления угловым движением МКА в случае высокой деградации исполнительных устройств.

Компенсация отказов отдельных каналов исполнительных устройств реализована с помощью алгоритма управления со структурой в виде чётных рядов Фурье. Решение задачи свелось к расчёту 34 коэффициентов при выходе из строя одного канала и 17 – в случае отказа двух каналов чётного ряда Фурье. Коэффициенты находились с использованием алгоритма дифференциальной эволюции. При этом время, затрачиваемое на переориентацию при отказе одного канала, составляет порядка 1,5 витка, а при отказе двух каналов – 2 витка.

Достижимая точность решения терминальной задачи является достаточной для обеспечения выполнения подавляющего большинства целевых миссий МКА. При этом в случае отказа одного канала погрешность решения задачи переориентации МКА по углу не превышает $0,03^\circ$, а по модулю угловой скорости – менее $3,4 \cdot 10^{-7} \text{ }^\circ/\text{с}$; в случае отказа двух каналов погрешность не превышает $0,2^\circ$ по углу и $1,4 \cdot 10^{-5} \text{ }^\circ/\text{с}$ по модулю угловой скорости.

Основным недостатком предложенного подхода является то, что он не применим для управления по замкнутому контуру, которое является функцией вектора состояния. Основная причина других проблем заключается в том, что свойства целевой функции $f(A, T)$, которые необходимо оптимизировать, такие как её непрерывность, дифференцируемость, количество минимумов и т.д., неизвестны. Поэтому необходимо использовать неградиентные методы глобальной оптимизации, которые далеки от идеала: они работают относительно медленно и

не могут гарантировать нахождение оптимального решения. Более того, сходимость таких методов также не может быть априори гарантирована.

При решении задачи синтеза законов управления угловым движением МКА в случае высокой деградации исполнительных устройств разработаны два закона управления – адаптивный и квазиадаптивный.

Полученное адаптивное управление в два раза быстрее квазиадаптивного управления выходит на установившийся режим и имеет меньшую погрешность.

По результатам анализа статистического моделирования решения задачи переориентации МКА с использованием разработанных алгоритмов можно сделать следующие выводы:

1) Адаптивный закон управления обеспечивает очень высокую точность наведения: при малых ошибках оценки ориентации ($0,1^\circ$) математическое ожидание ошибки обеспечения заданной ориентации составляет $0,004^\circ$; в худшем случае (при больших совместных ошибках в оценке ориентации и угловой скорости) оно не превышает $0,3^\circ$; математическое ожидание ошибки обеспечения заданной угловой скорости в наихудшем случае составляет величину $4,1 \cdot 10^{-3} \text{ }^\circ / \text{с}$; демонстрирует низкий разброс ошибок (максимальное СКО ошибки обеспечения заданной ориентации в худшем случае оценки ориентации и угловой скорости составляет около $0,13^\circ$, а СКО ошибки обеспечения заданной угловой скорости находится на уровне $2,8 \cdot 10^{-3} \text{ }^\circ / \text{с}$).

2) Квазиадаптивный закон управления характеризуется наличием большой систематической ошибки ($1,68^\circ$ – $1,74^\circ$) практически при всех уровнях ошибки оценки ориентации; при большой ошибке оценки угловой скорости ситуация ухудшается, и систематическая ошибка возрастает до $2,8^\circ$.

Адаптивный закон управления является лучшим во всех рассмотренных сценариях для случая деградации двух каналов управления.

Квазиадаптивный закон управления хуже, так как он демонстрирует неудовлетворительную точность наведения (систематическая ошибка более $1,5^\circ$), что делает его малоприменимым для задач, требующих точной переориентации. Его можно рассматривать только как упрощённую (в смысле менее вычислительно

затратную) альтернативу в тех случаях, когда промах в $1,7^{\circ}$ – $2,8^{\circ}$ является допустимым (например, для обеспечения наведения на ЦУП при организации высокоскоростной передачи данных).

По результатам статистического моделирования применения разработанных законов управления для штатного случая и случаев деградации только одного из каналов управления (рассмотрены случаи деградации канала x и y).

Для штатного случая адаптивный закон сохранил высокую точность; квазиадаптивный закон при малых ошибках в контуре обратной связи продемонстрировал практически двукратное повышение точности обеспечения ориентации и угловой скорости, а при больших ошибках точность обеспечения угловой скорости незначительно (в пределах 20 процентов) ухудшилась, при этом точность обеспечения ориентации улучшилась практически в 3 раза.

Для случаев деградации только одного из каналов управления адаптивный закон ведёт себя по-разному:

- при деградации канала x математическое ожидание ошибки ориентации возрастает в 7,7 раз (при минимальных ошибках в контуре обратной связи), а разброс (среднеквадратическое отклонение) остаётся аналогичным;
- при деградации канала y адаптивный закон ведёт себя аналогично базовому сценарию.

Квазиадаптивный закон управления при деградации канала y ведёт себя предсказуемо: лучше, чем при деградации двух каналов управления, но хуже, чем при деградации только канала x .

Адаптивный закон управления значительно превосходит квазиадаптивный по точности во всех рассмотренных случаях. Однако он критически зависит от соответствия текущей ситуации настроенному алгоритму. Он показывает максимальную эффективность при деградации канала y (или двух каналов x и y), но теряет в точности при деградации канала x и проявляет нестабильность в штатном режиме. Квазиадаптивный закон, будучи грубым, обеспечивает плавный рост точности при улучшении состояния системы, но никогда не достигает точности адаптивного.

Заключение

В диссертационном исследовании предложен вариант решения научной проблемы обеспечения отказоустойчивости управления угловым движением малоразмерных космических аппаратов. Для решения указанной проблемы были проведены комплексные исследования обеспечения отказоустойчивости управления угловым движением малоразмерных космических аппаратов, включающие как непосредственно проблему управления – формирование программ и законов управления, так и проблему определения параметров движения относительно центра масс. В частности, были сформулированы и решены следующие научно-технические задачи:

- разработка архитектуры отказоустойчивой системы управления угловым движением малоразмерного космического аппарата, функционирование которой адаптируется к возможным отказам или деградации измерительных средств и исполнительных устройств;
- разработка методики детектирования отказов измерительных средств, обеспечивающей отбраковку аномальных измерений, основанной на использовании прогнозных значений измерений, рассчитываемых по бортовым моделям движения;
- разработка метода определения параметров углового движения МКА на основе геометрической видимости навигационных космических аппаратов глобальных навигационных спутниковых систем;
- разработка схем и алгоритмов комплексирования разнотипных измерений для определения ориентации МКА;
- формирование квазиоптимального терминального программного управления угловым движением МКА в штатном случае функционирования, учитывающего внешние моменты;
- формирование терминального программного управления угловым движением МКА в случае отказов отдельных каналов управления исполнительных устройств;

– синтез законов управления угловым движением МКА в случае высокой степени деградации исполнительных устройств.

Были получены следующие основанные результаты:

1. Для обеспечения адаптации системы управления угловым движением МКА к возможным отказам измерительных средств и исполнительных устройств предложена её архитектура, включающая цифровой двойник, ранее не используемый в системах управления МКА и предназначенный для автономного детектирования отказов измерительных средств МКА.

2. Разработан метод определения параметров углового движения МКА на основе геометрической видимости навигационных космических аппаратов глобальных навигационных спутниковых систем для различного количества навигационных антенн без использования радиоинтерферометрии и позволяющий сохранить возможность оценки ориентации и угловой скорости при отказе основных измерительных средств (магнитометров, ДУС, ДС).

3. Разработан комплекс алгоритмов определения ориентации МКА на основе комплексирования разнотипных измерений, наиболее часто используемых датчиков с данными о геометрической видимости навигационных космических аппаратов.

4. Разработан алгоритм адаптации контура обратной связи к возможным отказам одного или двух датчиков на основе комплекса оригинальных алгоритмов определения ориентации МКА без использования адаптивных фильтров и нелинейных наблюдателей. Алгоритм позволяет сохранить возможность оценки параметров углового движения (кватернион и угловая скорость) для всех возможных случаев отказа, за исключением случая одновременного отказа магнитометра и ДУС.

5. Разработан алгоритм синтеза квазиоптимальных терминальных программных управлений угловым движением МКА в штатном случае и в случае отказа одного или двух каналов управления исполнительных устройств, учитывающий внешние моменты. Параметризованная структура полученных программных управлений представляет собой чётный ряд Фурье с различным

числом членов. Алгоритм позволяет решить задачу переориентации МКА, которая свелась к отысканию 34 коэффициентов чётного ряда Фурье при выходе из строя одного канала и 17 – в случае отказа двух каналов. При этом время, затрачиваемое на переориентацию при отказе одного канала, составляет величину порядка 1,5 витка, а при отказе двух каналов – 2 витка. Величина управляющего момента не превысила $3 \cdot 10^{-6}$ Нм, что достижимо при использовании магнитных исполнительных устройств, которые наиболее часто используются на МКА нанокласса стандарта кубсат.

6. Разработан алгоритм синтеза адаптивного и квазиадаптивного законов управления угловым движением МКА в случае высокой деградации исполнительных устройств, позволяющий перераспределить управление на исправные органы исполнительных устройств с целью создания необходимых управляющих моментов и сохранения приемлемого качества управления. Адаптивное управление в два раза быстрее квазиадаптивного выходит на установившийся режим и имеет меньшую погрешность. При этом, квазиадаптивное управление менее чувствительно к случайным возмущениям.

Поскольку полученные результаты не привязаны к конкретному типу исполнительных устройств, то они могут быть использованы на этапе проектирования СУД МКА различного назначения.

Список сокращений и условных обозначений

AMR –	Anisotropic Magnetoresistance (анизотропные магниторезистивные датчики);
COTS –	Commercial Off-The-Shelf («готовые к использованию»);
ESA –	European Space Agency (Европейское космическое агентство);
GMI –	Giant Magneto-Impedance (магнитоимпедансные магнитометры);
GMR –	Giant Magnetoresistance (магнитометры на основе гигантского магнитосопротивления);
PPM –	Proton Precession Magnetometer (протонные магнитометры);
SQUID –	Superconducting Quantum Interference Device (сверхпроводящие квантовые интерферометры);
TMR –	Tunnel Magnetoresistance (магнитометры на основе туннельного магнитосопротивления);
UART –	Universal Asynchronous Receiver-Transmitter (универсальный асинхронный приёмопередатчик);
VSOP –	Variations Séculaires des Orbites Planétaires ();
АГСК–	абсолютная геоцентрическая система координат;
АДХ –	аэродинамические характеристики;
АДЭ –	алгоритм дифференциальной эволюции;
БЦВМ –	бортовая цифровая вычислительная машина;
ГНСС –	глобальная навигационная спутниковая система;
ДО –	датчик освещённости;
ДС –	датчик Солнца;
ДУС –	датчик угловой скорости;
КА –	космический аппарат;
КМОП –	комплементарная структура металл-оксид-полупроводник;
МКА –	малоразмерный космический аппарат;
МНК –	метод наименьших квадратов;
МО –	математическое ожидание;
МПЗ –	магнитное поле Земли;

МЦИХ –	массоцентровочные и инерционные характеристики;
МЭМС –	микроэлектромеханическая система;
НК –	направляющий косинус;
НКА –	навигационный космический аппарат;
НП –	навигационный приёмник;
НС –	наноспутник;
ОЗД –	обратная задача динамики;
ОНД –	обнаружение неисправностей и диагностики;
ОСК –	орбитальная система координат;
ПДЦМ –	параметры движения центра масс;
ПЗС –	прибор с зарядовой связью;
ПК –	персональный компьютер;
ПМП –	принципа максимума Понтрягина;
РМНК –	рекурсивный метод наименьших квадратов;
СКО –	среднеквадратическое отклонение;
ССК –	связанная система координат;
СУД –	система управления угловым движением;
ФК –	фильтр Калмана;
ФЦНА –	фазовый центр навигационной антенны;
ЦУП –	центр управления полётом;
ЦФ –	целевая функция.

Список литературы

1. Puig-Suari, J. CubeSat: The Development and Launch Support Infrastructure for Eighteen Different Satellite Customers on One Launch / J. Puig-Suari, C. Turner, R. J. Twiggs // AIAA/USU Conference on Small Satellites. – 2001.
2. Bouwmeester, J. Survey of worldwide pico- and nanosatellite missions, distributions and subsystem technology / J. Bouwmeester, J. Guo // Acta Astronautica. – 2010. – Vol. 67. – P. 854–862.
3. Puig-Suari, J. CubeSat design specification Rev. 12 / J. Puig-Suari, R. Coelho, S. Williams. – Cal. Poly SLO: CubeSat Program, 2009.
4. Hevner, R. An Advanced Standard for CubeSats / R. Hevner, W. Holemans, J. Puig-Suari, R. Twiggs // AIAA/USU Conference on Small Satellites. – 2011.
5. Nanosats Database [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.nanosats.eu/> (дата обращения: 08.09.2025).
6. Saleh, J. H. Spacecraft Reliability and Multi-state Failures: a Statistical Approach / J. H. Saleh, J.-F. Castet. – John Wiley & Sons, 2011. – 224 p.
7. Tafazoli, M. A study of on-orbit spacecraft failures // Acta Astronautica. – 2009. – Vol. 64, № 2–3. – P. 195–205. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2008.07.019.
8. Wayer, J. K. Spacecraft attitude control subsystem: Reliability, multistate analyses, and comparative failure behavior in LEO and GEO / J. K. Wayer, J.-F. Castet, J. H. Saleh // Acta Astronautica. – 2013. – Vol. 85. – P. 83–92. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2012.12.003.
9. Овчинников, М. Ю. Магнитные системы ориентации малых спутников / М. Ю. Овчинников, В. И. Пеньков, Д. С. Ролдугин, Д. С. Иванов. – М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2016. – 366 с.
10. Алексеев, К. Б. Управление космическими летательными аппаратами / К. Б. Алексеев, Г. Г. Бебенин. – М.: Машиностроение, 1974. – 340 с.
11. Белецкий, В. В. Движение искусственного спутника относительно центра масс / В. В. Белецкий. – М.: Наука, 1965. – 416 с.
12. Yang, Y. Spacecraft modeling, attitude determination, and control: quaternion-based approach. – Rockville, Maryland, USA: CRC Press, 2019.

13. Markley, F. L. Fundamentals of Spacecraft Attitude Determination and Control / F. L. Markley, J. L. Crassidis. – Springer, 2014.
14. Hall, D. Spacecraft Attitude Dynamics and Control / D. Hall. – Blacksburg: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2003.
15. Wertz, J. R. Spacecraft Attitude Determination and Control / J. R. Wertz. – Netherlands: Springer, 1978. – 858 p.
16. Белоконов, И. В. Анализ и синтез движения аэродинамически стабилизированных космических аппаратов нанокласса формата CubeSat / И. В. Белоконов, И. А. Тимбай, П. Н. Николаев // Гироскопия и навигация. – 2018. – Т. 26, № 3 (102). – С. 69–91. – DOI: 10.17285/0869-7035.2018.26.3.069-091.
17. Баринаова, Е. В. Исследование неуправляемого движения относительно центра масс наноспутников формата CubeSat 6U под действием аэродинамического и гравитационного моментов / Е. В. Баринаова, И. В. Белоконов, И. А. Тимбай // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2025. – № 1 (157).
18. Белоконов, И. В. Особенности движения низковысотного аэродинамически стабилизированного наноспутника / И. В. Белоконов, И. А. Тимбай, У. М. Оразбаева // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2016. – Т. 59, № 6. – С. 507–512.
19. Баринаова, Е. В. Особенности динамики и некоторые вопросы управления угловым движением малоразмерных космических аппаратов нанокласса на низких орбитах / Е. В. Баринаова, И. В. Белоконов, Н. А. Елисов, А. В. Крамлих, И. А. Ломака, П. Н. Николаев, И. А. Тимбай // Гироскопия и навигация. – 2023. – Т. 31, № 3 (122). – С. 3–35.
20. Крамлих, А. В. Адаптивная система управления угловым движением малоразмерного космического аппарата // Гироскопия и навигация. – 2025. – Т. 33, № 1 (128). – С. 106–124.
21. Ivanov, D. Attitude motion and sensor bias estimation onboard the SiriusSat-1 nanosatellite using magnetometer only // Acta Astronautica. – 2021. – Vol. 188. – P. 295–307. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.07.038.

22. Carletta, S. A magnetometer only attitude determination strategy for small satellites: Design of the algorithm and hardware-in the loop testing / S. Carletta, P. Teofilatto, M. S. Farissi // MDPI Aerospace. – 2020. – Vol. 7, № 1. – DOI: 10.3390/aerospace7010003.
23. Ivanov, D. Analytical study of microsatellite attitude determination algorithms / D. Ivanov, M. Ovchinnikov, N. Ivlev, S. Karpenko // Acta Astronautica. – 2015. – Vol. 116. – P. 339–348. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2015.07.001.
24. Hajiyeve, C. Fault Tolerant Attitude Estimation for Small Satellites / C. Hajiyeve, H. E. Soken. – 1st ed. – CRC Press, 2020. – DOI: 10.1201/9781351248839.
25. Колесникова, М. А. К вопросу использования датчиков грубой ориентации на наноспутниках формата CubeSat / М. А. Колесникова, П. Н. Николаев, А. В. Крамлих // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2021. – № 11 (119).
26. Kolesnikova, M. A. The Question of Usage of Light Sensors at CubeSat Nanosatellites / M. A. Kolesnikova, P. N. Nikolaev, A. V. Kramlikh // AIP Conference Proceedings. - 2023. - Vol. 2549, Iss. 1. - Art. 020001.
27. Belokonov, I.V. An Alternative Approach to Improving Independence and Fault Tolerance of Solving the Problem of Determining Nanosatellite Attitude/I.V. Belokonov, A.V. Kramlikh, M.E. Melnik//26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2019 – Proceedings. - 2019. - Pp. 71-74.
28. Kramlikh, A.V. Nanosatellite's rotational motion parameters determination using light sensor and angular velocity sensor measurements/ A.V. Kramlikh, I.A. Lomaka // 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2018 – Proceedings. – 2018.
29. Бартенов, В. А. Современные и перспективные информационные ГНСС-технологии в задачах высокоточной навигации / под ред. В. А. Бартенева, М. Н. Красильщикова. – Москва: Физматлит, 2014. – 191 с.
30. Kramlikh, A.V. Estimation Method for Nanosatellite Orbital Parameters in Case of Abnormal Operation of Navigation Equipment/ A.V. Kramlikh, I.A. Lomaka, S.V. Shafran // 27th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2020 - Proceedings. – 2020.

31. Belokonov, I.V. Development and investigation of algorithms for determining relative navigation and orientation based on distance measurements / I.V. Belokonov, A.M. Bogatyrev, A.V. Kramlikh // 25th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2018 - Proceedings. – 2018.
32. Kirilin, A. SSAU Nanosatellite Project for the Navigation and Control Technologies Demonstration/ A. Kirilin, I. Belokonov, I. Timbai, A. Kramlikh, M. Melnik, E. Ustiugov, A. Egorov, S. Shafran // Procedia Engineering. – 2015. – Vol. 104. – P. 97-106.
33. Белоконов, И. В. Методика восстановления ориентации космического аппарата при комплексировании магнитометрических и радионавигационных измерений / И. В. Белоконов, А. В. Крамлих // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. – 2007. – № 1 (12). – С. 22–30.
34. Крамлих, А. В. Алгоритм определения ориентации космического аппарата при слабосвязанной схеме комплексирования радионавигационных и магнитометрических измерений // Авиакосмическое приборостроение. – 2008. – № 7. – С. 9–13.
35. Крамлих, А. В. Адаптивный алгоритм определения ориентации низковысотных космических аппаратов на основе обработки одномоментных разнотипных измерений / А. В. Крамлих, М. Е. Григорьева // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва. – 2012. – № 4 (35). – С. 69–75.
36. Белоконов, И. В. Проблемы обеспечения оперативного мониторинга полета наноспутника при попутном запуске с орбитальной ступени РН «Союз» /И. В. Белоконов, А. В. Крамлих, И. А. Тимбай // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2012. – Т. 14, № 6, ч. 1. – С. 102–107.
37. Григорьева, М. Е. Программно-алгоритмическое обеспечение для наземного комплекса определения ориентации малых маломассогабаритных космических аппаратов / М. Е. Григорьева, А. В. Крамлих // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва

- (национального исследовательского университета). – 2013. – № 4 (42). – С. 130–139.
38. Белоконов, И. В. Анализ влияния неуправляемого движения низковысотного наноспутника на возможность решения навигационно-связных задач после отделения от верхней ступени ракеты-носителя «Союз» / И. В. Белоконов, А. В. Крамлик, И. А. Тимбай // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). – 2013. – № 4 (42). – С. 76–85.
39. Крамлик, А. В. Бортовой алгоритм для системы ориентации и стабилизации наноспутника SamSat-218Д / А. В. Крамлик, М. Е. Мельник // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). – 2016. – Т. 15, № 2. – С. 50–56.
40. Белоконов, И. В. Определение динамики вращательного движения космического аппарата с использованием информации глобальных навигационных спутниковых систем / И. В. Белоконов, А. В. Крамлик, И. А. Ломака // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2019. – Т. 18, № 2. – С. 41–51.
41. Белоконов, И. В. Модифицированный алгоритм оценивания одноосной ориентации наноспутника по геометрической видимости навигационных космических аппаратов / И. В. Белоконов, А. В. Крамлик, М. Е. Мельник // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2018. – Т. 61, № 5. – С. 409–413.
42. Kramlikh, A. V. Implementation Features of Attitude Determination Algorithm for the SamSat-ION Nanosatellite / A. V. Kramlikh, P. N. Nikolaev, D. V. Rylko // 29th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS 2022). – 2022.
43. Belokonov, I. V. Application of artificial intelligence technology in the nanosatellite attitude determination problem / I. V. Belokonov, A. V. Kramlikh, M. E. Melnik // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2020. – Vol. 984. – Art. 012036. – DOI: 10.1088/1757-899X/984/1/012036.

44. Belokonov, I. V. Estimation of the nanosatellite attitude and the angular rate by analyzing the navigation spacecraft geometrical visibility using the controllable pattern of navigation antenna / I. V. Belokonov, A. V. Kramlikh, M. E. Melnik // 24th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS 2017). – Proceedings. – 2017.
45. Belokonov, I. V. Low-orbital transformable nanosatellite: Research of the dynamics and possibilities of navigational and communication problems solving for passive aerodynamic stabilization / I. V. Belokonov, A. V. Kramlikh, I. A. Timbai // Advances in the Astronautical Sciences. – 2015. – Vol. 153. – P. 383–397.
46. Grigoreva, M. E. Joint Use of Different Types of Information in the Spacecraft Orientation Determination Algorithms / M. E. Grigoreva, A. V. Kramlikh // 20th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS 2013). – Proceedings. – 2013. – P. 240–243.
47. Belokonov, I. V. Small satellite attitude determination using navigational receiver and magnetometer / I. V. Belokonov, A. V. Kramlikh // 60th International Astronautical Congress 2009 (IAC 2009). – 2009. – Vol. 6. – P. 4800–4807.
48. Belokonov, I. V. Problems of navigation support of research experiments in space on an example of mission of spacecraft «FOTON-M2» / I. V. Belokonov, A. V. Kramlikh, S. A. Soboda // 14th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS 2007). – Proceedings. – 2007. – P. 342–343.
49. Крамлих, А. В. Реконфигурация алгоритмического обеспечения обратной связи системы управления угловым движением малоразмерного космического аппарата // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2025. – Т. 24, № 3. – С. 13–28. – DOI: 10.18287/2541-7533-2025-24-3-13-28.
50. Tkachev, S. Effect of Reaction Wheel Imbalances on Attitude and Stabilization Accuracy / S. Tkachev, Y. Mashtakov, D. Ivanov, D. Roldugin, M. Ovchinnikov // Aerospace. – 2021. – Vol. 8. – Art. 252. – DOI: 10.3390/aerospace8090252.

51. Roldugin, D. Comparison of Feedback Three-Axis Magnetic Attitude Control Strategies [Текст] / D. Roldugin, A. Okhitina, U. Monakhova, M. Ovchinnikov // Aerospace. – 2023. – Vol. 10. – Art. 975. – DOI: 10.3390/aerospace10120975.
52. Lenz, J. Magnetic sensors and their applications / J. Lenz, S. Edelstein // IEEE Sensors Journal. – 2006. – № 6(3). – P. 631–649.
53. Tumanski, S. Handbook of magnetic measurement / S. Tumanski. – CRC Press, 2011. – 390 p.
54. Grosz, A. High Sensitivity Magnetometers / A. Grosz, M. J. Haji-Sheikh, S. C. Mukhopadhyay. – Cham: Springer International Publishing, 2017. – 565 p. – (Smart Sensors, Measurement and Instrumentation; Vol. 19). – ISBN 978-3-319-34069-2. – DOI: 10.1007/978-3-319-34070-8.
55. Moutoussamy, J. Feasibility of a Giant MagnetoImpedance Sandwich magnetometer for space applications / J. Moutoussamy, C. Coillot, G. Chanteur, F. Alves // SENSORS, 2007 IEEE. – Atlanta, GA, USA, 2007. – P. 1013–1016. – DOI: 10.1109/ICSENS.2007.4388576.
56. Seran, H. C. An optimized low-frequency three-axis search coil magnetometer for space research / H. C. Seran, P. Ferreau // Rev. Sci. Instrum. – 2005. – Vol. 76. – Art. 044502.
57. Radiation Effects and Analysis Lessons: a Scientist's Field Instruction to Explain Radiation Testing [Электронный ресурс]. – URL: <https://nepp.nasa.gov/docs/tasks/065-GPU-Devices/NEPP-Guideline-2022-Wyrwas-Rad-Effects-Testing-Primer-20220002512.pdf> (дата обращения: 07.10.2025).
58. Kletzing, C. A. The Electric and Magnetic Field Instrument Suite and Integrated Science (EMFISIS) on RBSP / C. A. Kletzing, W. S. Kurth, M. Acuna et al. // Space Sci. Rev. – 2013. – Vol. 179. – P. 127–181. – DOI: 10.1007/s11214-013-9993-6.
59. Russell, C. T. Solar Wind and Interplanetary Magnetic Field: A Tutorial / C. T. Russell // Space Weather / eds. P. Song, H. J. Singer, G. L. Siscoe. – 2001. – DOI: 10.1029/GM125p0073.
60. NASA Technical Standard NASA-STD-6001B: "Test Methods for Flammability, Offgassing, and Compatibility of Materials" [Электронный ресурс]. – URL:

https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/B-w/CHANGE-3/3/2025_06_25_NASA-STD-6001B_w_Change_3_FINAL_Admin-Change-FINAL.pdf (дата обращения: 07.10.2025).

61. Olsen, N. Calibration of the Ørsted vector magnetometer / N. Olsen, L. Tøffner-Clausen, T. J. Sabaka et al. // *Earth Planet Sp.* – 2003. – Vol. 55. – P. 11–18. – DOI: 10.1186/BF03352458.
62. Friis-Christensen, E. Swarm: A constellation to study the Earth's magnetic field / E. Friis-Christensen, H. Lühr, G. Hulot // *Earth Planet Sp.* – 2006. – Vol. 58. – P. 351–358. – DOI: 10.1186/BF03351933.
63. Tøffner-Clausen, L. In-flight scalar calibration and characterisation of the Swarm magnetometry package / L. Tøffner-Clausen, V. Lesur, N. Olsen et al. // *Earth Planet Sp.* – 2016. – Vol. 68. – Art. 129. – DOI: 10.1186/s40623-016-0501-6.
64. Dougherty, M. K. The Cassini magnetic field investigation / M. K. Dougherty et al. // *Space Science Reviews.* – 2004. – Vol. 114, № 1–4. – P. 331–383. – DOI: 10.1007/s11214-004-1432-2.
65. Auster, H.-U. The THEMIS Fluxgate Magnetometers / H.-U. Auster et al. // *Space Science Reviews.* – 2008. – Vol. 141, № 1–4. – P. 233–256. – DOI: 10.1007/s11214-008-9365-9.
66. EEE-INST-002: Instructions for EEE Parts Selection, Screening, Qualification, and Derating [Электронный ресурс]. – URL: https://nepp.nasa.gov/DocUploads/FFB52B88-36AE-4378-A05B2C084B5EE2CC/EEE-INST-002_add1.pdf (дата обращения: 07.10.2025).
67. Primdahl, F. The fluxgate magnetometer // *Journal of Physics E: Scientific Instruments.* – 1979. – Vol. 12, № 4. – P. 241. – DOI: 10.1088/0022-3735/12/4/001.
68. Лукьянов, Д. П. Прикладная теория гироскопов / Д. П. Лукьянов, В. Я. Распопов, Ю. В. Филатов. – СПб.: ГИЦ РФ ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. – 316 с.
69. Chen, S. Effect of Proton Radiation on Mechanical Structure of Silicon MEMS Inertial Devices / S. Chen, Q. Zhao, J. Cui // *IEEE Transactions on Electron Devices.* – 2022. – Vol. 69, № 9. – P. 5155–5161. – DOI: 10.1109/TED.2022.3188593.

70. Ma, K. Radiation-Induced Degradation Analysis and Reliability Modeling of COTS ADCs for Space-Borne Miniature Fiber-Optic Gyroscopes / K. Ma et al. // IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement. – 2021. – Vol. 70. – Art. 9505908. – DOI: 10.1109/TIM.2021.3054419.
71. Ali, M. Compensation of temperature and acceleration effects on MEMS gyroscope // 2016 13th International Bhurban Conference on Applied Sciences and Technology (IBCAST). – Islamabad, Pakistan, 2016. – P. 274–279. – DOI: 10.1109/IBCAST.2016.7429889.
72. Калинкина, М. Е. Микроэлектромеханические системы и датчики / М. Е. Калинкина, О. И. Пирожникова, В. Л. Ткалич, А. В. Комарова. – СПб.: Университет ИТМО, 2020. – 75 с.
73. Ивандиков, Я. М. Оптические приборы наведения и ориентации космических аппаратов / Я. М. Ивандиков. – М. Машиностроение, 1979. – 208 с.
74. Старовойтов, Е. И. Оптические и оптико-электронные приборы и системы космических аппаратов: учебное пособие / Е. И. Старовойтов. – Королев: ОАО «РКК “Энергия”», 2014. – 56 с.
75. Черемухин, Г. С. Приборы ориентации на Солнце для космических аппаратов / Г. С. Черемухин. – М.: Воентехиниздат, 2004. – 384 с.
76. Spacecraft Sun Sensors [Электронный ресурс]. – URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19710008281/downloads/19710008281.pdf> (дата обращения: 10.10.2025).
77. BenMoussa, A. On-Orbit Degradation of Solar Instruments / A. BenMoussa, S. Gissot, U. Schühle et al. // Sol Phys. – 2013. – Vol. 288. – P. 389–434. – DOI: 10.1007/s11207-013-0290-z.
78. Елисеева, А. А. Воздействие космического пространства на оптические материалы / А. А. Елисеева, Е. Г. Бобылева // Интерэкспо Гео-Сибирь. – 2021. – Т. 7, № 1. – С. 30–35.
79. Стекольников, О. Ю. Малогабаритный датчик звёздной ориентации для наноспутников / О. Ю. Стекольников, М. К. Абубекеров, А. А. Байгуттуев, А. В. Бирюков, А. И. Захаров, Н. Л. Крусанова, А. В. Миронов, В. Г. Мошкалёв, М. Е.

- Прохоров, М. С. Тучин // Механика, управление и информатика. – 2015. – Т. 7, № 2 (55). – С. 109–119.
80. Nag, A. Radio frequency transients correlated with electron flux measured on-board the STP-Sat6 / A. Nag, E. H. Lay, B. A. Larsen, M. D. Mark, P. A. Fernandes, A. R. Attanasio // *Advances in Space Research*. – 2025. – Vol. 76, № 6. – P. 3692–3699. – ISSN 0273-1177. – DOI: 10.1016/j.asr.2025.07.026.
81. Лавренов, В. А. Влияние термических факторов на точностные характеристики датчика астроориентации / В. А. Лавренов, П. Н. Разживалов // *Известия высших учебных заведений. Электроника*. – 2013. – № 2 (100). – С. 91–92.
82. Spacecraft System Failures and Anomalies Attributed to the Natural Space Environment [Электронный ресурс]. – URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19960050463/downloads/19960050463.pdf> (дата обращения: 10.10.2025).
83. Бортовые системы управления космическими аппаратами: учебное пособие / А. Г. Бровкин, Б. Г. Бурдыгов, С. В. Гордийко и др. ; под ред. А. С. Сырова. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 304 с.
84. Поляков, М. В. Современное состояние и перспективы развития управляющих двигателей-маховиков / М. В. Поляков и др. // *Доклады ТУСУР*. – 2018. – Т. 21, № 3. – С. 109–114. – DOI: 10.21293/1818-0442-2018-21-3-109-114.
85. A Newly Discovered Branch of the Fault Tree Explaining Systemic Reaction Wheel Failures and Anomalies [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.esmats.eu/esmatspapers/pastpapers/pdfs/2017/bialke.pdf> (дата обращения: 14.10.2025).
86. Bearings in Extreme Environments [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.rollsbearing.com/23225-bearings-in-extreme-environments.html> (дата обращения: 14.10.2025).
87. Islam, M. S. Fault Prognosis of Satellite Reaction Wheels Using A Two-Step LSTM Network / M. S. Islam, A. Rahimi // 2021 IEEE International Conference on Prognostics and Health Management (ICPHM). – Detroit (Romulus), MI, USA, 2021. – P. 1–7. – DOI: 10.1109/ICPHM51084.2021.9486655.

88. Alidadi, M. Fault Diagnosis of Lubrication Decay in Reaction Wheels Using Temperature Estimation and Forecasting via Enhanced Adaptive Particle Filter / M. Alidadi, A. Rahimi // *Sensors*. – 2023. – Vol. 23, № 3. – Art. 1474. – DOI: 10.3390/s23031474.
89. Optimizing CubeSatellite Orientation Using Magnetorquers [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.oneyoungindia.com/white-papers/optimizing-cubesatellite-orientation-using-magnetorquers/arnav-venkatesh---nhvps-bangalore> (дата обращения: 17.10.2025).
90. Suchantke, I. A Comprehensive Study on Magnetic Actuator Design for CubeSat Missions / I. Suchantke, S. Grau, K. Briess. – 2017. – URL: https://www.researchgate.net/publication/361463779_A_Comprehensive_Study_on_Magnetic_Actuator_Design_for_CubeSat_Missions (дата обращения: 17.10.2025).
91. Attitude actuators [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.cubesatshop.com/product-category/attitude-actuators/> (дата обращения: 17.10.2025).
92. Martins-Filho, L. de S. Optimal Magnetorquer Rod Design for Small-Size Satellites using Axiomatic Design Theory and Nanocrystalline Material Core / L. de S. Martins-Filho, M. de A. Soares, E. Gueron, E. dos S. Ferreira, H. de O. Morsch // *J. Aerosp. Technol. Manag.* – 2024. – Vol. 16. – DOI: 10.1590/jatm.v16.1340.
93. Ali, A. Embedded magnetorquer for the more demanding multi-cube small satellites / A. Ali, W. Chao, S. A. Khan, J. Tong, L. M. Reyneri // *The Aeronautical Journal*. – 2022. – Vol. 126, № 1305. – P. 1954–1966. – DOI: 10.1017/aer.2022.24.
94. Sorensen, N. J. Efficiency-Optimized Design of PCB-Integrated Magnetorquers for CubeSats // *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. – 2021. – Vol. 57, № 6. – P. 3623–3632. – ISSN 2371-9877. – DOI: 10.1109/taes.2021.3082674.
95. Зараменских, И. Е. Расчет токовых катушек для управления макетом спутника в лабораторных условиях / И. Е. Зараменских, М. Ю. Овчинников. – М.: ИПМ, 2005. – Препринт № 93.
96. Design Issues for Using Magnetic Materials in Radiation Environments at Elevated Temperature [Электронный ресурс]. – URL:

<https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20130010718/downloads/20130010718.pdf> (дата обращения: 17.10.2025).

97. Yin, S. A Review on Recent Development of Spacecraft Attitude Fault Tolerant Control System / S. Yin, B. Xiao, S. X. Ding, D. Zhou // *IEEE Transactions on Industrial Electronics*. – 2016. – Vol. 63, № 5. – P. 3311–3320. – DOI: 10.1109/TIE.2016.2530789.
98. Tudoroiu, N. Satellite fault diagnosis using a bank of interacting Kalman filters / N. Tudoroiu, K. Khorasani // *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*. – 2007. – Vol. 43. – P. 1334–1350. – DOI: 10.1109/TAES.2007.4441743.
99. Pirmoradi, F. N. Fault detection and diagnosis in a spacecraft attitude determination system / F. N. Pirmoradi, F. Sassani, C. W. de Silva // *Acta Astronautica*. – 2009. – Vol. 65. – P. 710–729. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2009.03.002.
100. Henry, D. Fault diagnosis of microscope satellite thrusters using H-infinity/H-filters // *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*. – 2008. – Vol. 31. – P. 699–711. – DOI: 10.2514/1.31003.
101. Gao, Z. F. Sensor fault estimation and compensation for microsatellite attitude control systems / Z. F. Gao, B. Jiang, P. Shi, Y. H. Cheng // *International Journal of Control Automation and Systems*. – 2010. – Vol. 8. – P. 228–237. – DOI: 10.1080/00207721.2010.517867.
102. Gao, C. Y. Robust actuator fault diagnosis scheme for satellite attitude control systems / C. Y. Gao, Q. Zhao, G. R. Duan // *Journal of the Franklin Institute*. – 2013. – Vol. 350. – P. 2560–2580. – DOI: 10.1016/j.jfranklin.2013.02.021.
103. Zhang, J. Robust sensor fault estimation scheme for satellite attitude control systems / J. Zhang, A. K. Swain, S. K. Nguang // *Journal of the Franklin Institute*. – 2013. – Vol. 350. – P. 2581–2604. – DOI: 10.1016/j.jfranklin.2013.06.010.
104. Pukdeboon, C. Quasi-continuous higher order sliding-mode controllers for spacecraft attitude tracking maneuvers / C. Pukdeboon, A. S. I. Zinober, M. W. L. Thein // *IEEE Transactions on Industrial Electronics*. – 2010. – Vol. 57. – P. 1436–1444. – DOI: 10.1109/TIE.2009.2030215.

105. Zhao, S. L. SVM classifier based fault diagnosis of the satellite attitude control system / S. L. Zhao, Y. C. Zhang // 2008 International Conference on Intelligent Computation Technology and Automation. – Changsha, China, 2008. – P. 907–911.
106. Li, Z. A dynamic neural network-based reaction wheel fault diagnosis for satellites / Z. Li, L. Ma, K. Khorasani // International Joint Conference on Neural Networks. – Vancouver, BC, Canada, 2006. – P. 3714–3721.
107. Williamson, W. R. Fault Detection and Isolation for Deep Space Satellites / W. R. Williamson, J. L. Speyer, V. T. Dang, J. Sharp // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. – Honolulu, USA, 2008. – P. 1570–1584.
108. Li, Z. Z. Fault detection, identification and reconstruction for gyroscope in satellite based on independent component analysis / Z. Z. Li, G. H. Liu, R. Zhang, Z. C. Zhu // Acta Astronautica. – 2011. – Vol. 68. – P. 1015–1023. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2010.09.010.
109. Hu, D. A novel KFCM based fault diagnosis method for unknown faults in satellite reaction wheels [Текст] / D. Hu, A. Sarosh, Y. F. Dong // ISA Transactions. – 2012. – Vol. 51. – P. 309–316. – DOI: 10.1016/j.isatra.2011.10.005.
110. Hu, Q. Adaptive fault-tolerant attitude control for satellite reorientation under input saturation / Q. Hu, Y. Shi, X. Shao // Aerospace Science and Technology. – 2018. – Vol. 78. – P. 171–182. – DOI: 10.1016/j.ast.2018.04.015.
111. Ключников, В. Ю. Повышение целевой эффективности наноспутников информационного обеспечения // Изв. вузов. Приборостроение. – 2018. – Т. 61, № 5. – С. 414–422.
112. Ключников, В. Ю. Методы обеспечения отказоустойчивости малых космических аппаратов и сверхлегких средств выведения их на орбиту / В. Ю. Ключников, И. И. Кузнецов, А. С. Осадченко // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований : посвящается 80-летию АО «НПО Лавочкина» / сост. В. В. Ефанов. – 2017. – С. 317–328.

113. Nasir, A. Fault tolerance for spacecraft attitude management / A. Nasir, E. M. Atkins // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. – Toronto, Canada, 2010.
114. Kruk, J. W. FUSE in-orbit attitude control with two reaction wheels and no gyroscopes / J. W. Kruk, B. F. Class, D. Rovner et al. // The Conference on Future EUV/UV and Visible Space Astrophysics Missions and Instrumentation. – Bellingham, 2003.
115. Sweeting, M. N. CERISE microsatellite recovery from first detected collision in low Earth orbit / M. N. Sweeting, Y. Hashida, N. P. Bean, M. S. Hodgart, H. Steyn // Acta Astronautica. – 2004. – Vol. 55. – P. 139–147. – DOI: 10.1016/S0094-5765(03)00062-6.
116. ГОСТ Р 57700.37–2021. Компьютерные модели и моделирование. Цифровые двойники изделий. Общие положения. – Введ. 2021-07-01. – М.: Стандартинформ, 2021.
117. Крылов, В. И. Основы теории движения ИСЗ (часть вторая: возмущенное движение): учебное пособие [Текст] / В. И. Крылов. – М.: МИИГАиК, 2016. – 67 с.
118. Picone, J. M. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues / J. M. Picone, A. E. Hedin, D. P. Drob, A. C. Aikin // Journal of Geophysical Research: Atmospheres. – 2002. – Vol. 107, A12. – DOI: 10.1029/2002JA009430.
119. Sinpetru, L. A. ADBSat: Methodology of a novel panel method tool for aerodynamic analysis of satellites / L. A. Sinpetru, N. H. Crisp, D. Mostaza-Prieto, S. Livadiotti, P. C. E. Roberts // Computer Physics Communications. – 2022. – DOI: 10.1016/j.cpc.2022.108326.
120. Bird, G. A. Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows / G. A. Bird. – Oxford: Clarendon Press, 1994.
121. Николаев, П. Н. Калибровка бортовых магнитометрических датчиков системы ориентации университетского наноспутника SamSat-ION/ П. Н. Николаев, В. А. С. Эспиноза, М. С. Щербаков, Д. Д. Соболев // Гироскопия и навигация. – 2023. – Т. 31, № 3 (122). – С. 109–121. – EDN: WUENOL.

122. Syed, Z. F. A new multi-position calibration method for MEMS inertial navigation systems / Z. F. Syed, P. Aggarwal, C. Goodall, X. Niu, N. El-Sheimy // *Measurement Science and Technology*. – 2007. – Vol. 18, № 7. – P. 1897. – DOI: 10.1088/0957-0233/18/7/016.
123. Zheng, T. A Precise Algorithm for Computing Sun Position on a Satellite / T. Zheng, F. Zheng, X. Rui, X. Ji // *Journal Aerospace Technology and Management*. – 2019. – Vol. 11. – DOI: 10.5028/jatm.v11.1048.
124. Hajiyeve, C. Orbital Calibration of Microsatellite Magnetometers Using a Linear Kalman Filter // *Measurement Techniques*. – 2015. – Vol. 58. – P. 1037–1043. – DOI: 10.1007/s11018-015-0838-4.
125. Soken, H. E. UKF based in-flight calibration of magnetometers and rate gyros for pico satellite attitude determination / H. E. Soken, C. Hajiyeve // *Asian Journal of Control*. – 2012. – Vol. 14, № 3. – P. 707–715. – DOI: 10.1002/asjc.368.
126. Belokonov, I. V. In-flight calibration of nanosatellites inertia tensor: The algorithm and requirements for on-board sensors / I. V. Belokonov, I. A. Lomaka // *Proceedings of the International Astronautical Congress (IAC)*. – 2018.
127. Kramlikh, A. V. Estimating the Inertial Characteristics of a Nanosatellite Using a Radio Compass Based on GNSS Technology / A. V. Kramlikh, I. A. Lomaka, S. V. Shafran // *26th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS 2019)*. – Proceedings. – 2019.
128. Belokonov, I. Problems of satellite navigation and communications for nanosatellites launched as piggyback payload from the orbital stage of carrier rockets / I. Belokonov, A. Kramlikh, I. Timbai, O. Lagno // *21st Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS 2014)*. – Proceedings. – 2014. – P. 407–415.
129. Белоконов, И. В. Восстановление углового движения космического аппарата по данным о токосъеме с панелей солнечных батарей / И. В. Белоконов, А. В. Крамлих, И. А. Ломака, П. Н. Николаев // *Известия РАН. Теория и системы управления*. – 2019. – № 2. – С. 133–144.

130. Storn, R. Differential Evolution — A Simple and Efficient Heuristic for Global Optimization over Continuous Spaces / R. Storn, K. Price // *Journal of Global Optimization*. – 1997. – Vol. 11. – P. 341–359.
131. Das, S. Differential evolution: A survey of the state-of-the-art / S. Das, P. N. Suganthan // *IEEE Trans. Evol. Comput.* – 2011. – Vol. 15. – P. 4–31. – DOI: 10.1109/TEVC.2010.2059031.
132. Choi, J. H. Deep-space trajectory optimizations using differential evolution with self-learning / J. H. Choi, J. Lee, C. Park // *Acta Astronaut.* – 2022. – Vol. 191. – P. 258–269. – DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.11.014.
133. Пантелеев, А. В. Метаэвристические алгоритмы глобальной оптимизации / А. В. Пантелеев, Д. В. Скавинская. – М.: Вузовская книга, 2019. – 332 с.
134. Пантелеев, А. В. Метаэвристические алгоритмы оптимизации законов управления динамическими системами / А. В. Пантелеев. – М.: Факториал, 2020. – 564 с.
135. Elisov, N.A. An Approach to the Control of the Nanosatellite's Longitudinal Axis Reorientation /N.A. Elisov, A.V. Kramlikh, I.A. Lomaka // 29th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2022.
136. Elisov, N. A. An attitude control by the functional series in the problem of nanosatellite reorientation / N. A. Elisov, A. V. Kramlikh, I. A. Lomaka, D. P. Avariaskin. – 2023. – Vol. 132.
137. Елисов, Н. А. Применение метода дифференциальной эволюции в задаче атмосферного поворота плоскости орбиты / Н. А. Елисов, С. А. Ишков, А. А. Храмов // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. – 2019. – Т. 18, № 4. – С. 41–51. – DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-41-51.
138. Hajiyeve, H. Review on gyroless attitude determination methods for small satellites / H. Hajiyeve, D. C. Guler // *Progress in Aerospace Sciences*. – 2017. – Vol. 90. – P. 54–66.

139. Крамлих, А. В. Бортовой двухэтапный алгоритм определения ориентации наноспутника SamSat-ION / А. В. Крамлих, П. Н. Николаев, Д. В. Рылько // Гироскопия и навигация. – 2023. – Т. 31, № 2. – С. 65–85.
140. Shuster, M. D. Three-Axis Attitude Determination from Vector Observations / M. D. Shuster, S. D. Oh // Journal of Guidance and Control. – 1981. – Vol. 4, № 1. – P. 70–77.
141. Иванов, Д. С. Алгоритм оценки параметров ориентации малого космического аппарата с использованием фильтра Калмана / Д. С. Иванов, С. О. Карпенко, М. Ю. Овчинников. – М.: ИПИМ им. М.В. Келдыша, 2009. – Препринт № 48. – 32 с.
142. Ivanov, D. S. Advanced numerical study of the three-axis magnetic attitude control and determination with uncertainties // Acta Astronautica. – 2017. – Vol. 132. – P. 103–110.
143. Kramlikh, A.V. Damping control system design for SamSat nanosatellite platform / A.V. Kramlikh, I.A. Lomaka, P.N. Nikolaev // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2020. – Vol. 862. Issue 2. <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/862/2/022065>.
144. Kramlikh, A.V. Attitude determination and stabilization algorithms of the SamSat-218D nanosatellite / A.V. Kramlikh, M.E. Melnik, P.N. Nikolaev // 23rd Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2016 – Proceedings. – 2016. P. 366-372.
145. Степанов, О. А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания / О. А. Степанов. – СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2017. – 509 с.
146. Пономарева, М. А. Сравнение алгоритмов определения ориентации космического аппарата на основе одномоментных измерений / М. А. Пономарева, А. В. Крамлих // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2025. – Т. 68, № 1. – С. 89–97.

147. Liu, Y. A Ground Testing System for Magnetic-only ADCS of Nano-Satellites / Y. Liu, K. Liu, Y. Li, Q. Pan // Proceedings of 2016 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference. – 2016. – P. 1644–1647.
148. Xing, L. Fuzzy-logic-based adaptive event-triggered sliding mode control for spacecraft attitude tracking / L. Xing, J. Zhang, C. Liu, X. Zhang // *Aerosp. Sci. Technol.* – 2021. – Vol. 108. – Art. 106394. – DOI: 10.1016/J.AST.2020.106394.
149. Bello, Á. Parameterized fuzzy-logic controllers for the attitude control of nanosatellites in low earth orbits. A comparative studio with PID controllers / Á. Bello, Á. del Castañedo, K. S. Olfe, J. Rodríguez, V. Lapuerta // *Expert Syst. Appl.* – 2021. – Vol. 174. – DOI: 10.1016/j.eswa.2021.114679.
150. Song, C. Inverse dynamics based model predictive control for spacecraft rapid attitude maneuver / C. Song, G. Islas, K. Schilling // *IFAC-PapersOnLine*. – 2019. – Vol. 52. – P. 111–116. – DOI: 10.1016/j.ifacol.2019.11.078.
151. Boyarko, G. A. Time-optimal reorientation of a spacecraft using an inverse dynamics optimization method / G. A. Boyarko, M. Romano, O. A. Yakimenko // *J. Guid. Control. Dyn.* – 2011. – Vol. 34. – P. 1197–1208. – DOI: 10.2514/1.49449.
152. Yang, J. Time-optimal spacecraft reorientation with attitude constraints based on a two-stage strategy / J. Yang, E. Stoll // *Adv. Astronaut. Sci.* – 2018. – Vol. 167. – P. 2967–2983.
153. Wang, Z. Rigid spacecraft robust adaptive attitude Stabilization Using state-dependent indirect Chebyshev pseudospectral method / Z. Wang, Y. Li // *Acta Astronaut.* – 2020. – Vol. 174. – P. 94–102. – DOI: 10.1016/J.ACTAASTRO.2020.03.042.
154. Banerjee, A. A pseudospectral method based robust-optimal attitude control strategy for spacecraft / A. Banerjee, S. M. Amrr, M. Nabi // *Adv. Sp. Res.* – 2019. – Vol. 64. – P. 1688–1700. – DOI: 10.1016/J.ASR.2019.08.008.
155. Li, J. Time-optimal reorientation of the rigid spacecraft using a pseudospectral method integrated homotopic approach / J. Li, X. N. Xi // *Optim. Control Appl. Methods.* – 2015. – Vol. 36. – P. 889–918. – DOI: 10.1002/oca.2145.

156. Zhuang, Y. Time-optimal trajectory planning for underactuated spacecraft using a hybrid particle swarm optimization algorithm / Y. Zhuang, H. Huang // *Acta Astronaut.* – 2014. – Vol. 94. – P. 690–698. – DOI: 10.1016/J.ACTAASTRO.2013.06.023.
157. Fakoor, M. On the ability of sliding mode and LQR controllers optimized with PSO in attitude control of a flexible 4-DOF satellite with time-varying payload / M. Fakoor, S. Nikpay, A. Kalhor // *Adv. Sp. Res.* – 2021. – Vol. 67. – P. 334–349. – DOI: 10.1016/J.ASR.2020.07.010.
158. Левский, М. В. Применение принципа максимума Л.С. Понтрягина к задачам оптимального управления ориентацией космического аппарата // *Известия Российской академии наук. Теория и системы управления.* – 2008. – № 6. – С. 144–157. – DOI: 10.1134/S1064230708060117.
159. Левский, М. В. Управление разворотом твердого тела (космического аппарата) с комбинированным критерием оптимальности на основе кватернионов // *Известия Российской академии наук. Механика твердого тела.* – 2023. – № 5. – С. 58–78. – DOI: 10.31857/S0572329922600566.
160. Зелепукина, О. В. Построение оптимальных законов изменения вектора кинетического момента динамически симметричного твердого тела / О. В. Зелепукина, Ю. Н. Челноков // *Известия Российской академии наук. Механика твердого тела.* – 2011. – № 4. – С. 31–49. – DOI: 10.3103/S0025654411040030.
161. Бирюков, В. Г. Построение оптимальных законов изменения вектора кинетического момента твердого тела / В. Г. Бирюков, Ю. Н. Челноков // *Известия Российской академии наук. Механика твердого тела.* – 2014. – № 5. – С. 3–21. – DOI: 10.3103/S002565441405001X.
162. Chekashov, A. S. Research of optimality of the nanosatellite nominal reorientation trajectory / A. S. Chekashov, A. V. Kramlikh // *Journal of Physics: Conference Series.* – 2021. – Vol. 1745, Issue 1.
163. Пушкарь, О. Д. Рекуррентно-итерационный алгоритм синтеза управления терминальной переориентацией космического аппарата на основе метода аналитического конструирования оптимальных регуляторов/ О. Д. Пушкарь //

Инженерный журнал: наука и инновации. – 2021. – Вып. 9. – DOI: 10.18698/2308-6033-2021-9-2112.

164. Sinicyn, L. I. Synthesis of the optimal control law for the reorientation of a nanosatellite using the procedure of analytical construction of optimal regulators / L. I. Sinicyn, A. V. Kramlikh // Journal of Physics: Conference Series. – 2021. – Vol. 1745, Issue 1.

165. Красовский, А. А. Справочник по теории автоматического управления / под ред. А. А. Красовского. – Москва: Наука, 1987. – 712 с.

166. Kramlikh, A. V. Algorithm for reorientation of the CubeSat nanosatellites / A. V. Kramlikh, M. E. Melnik // 24th Saint Petersburg. Int. Conf. Integr. Navig. Syst. (ICINS 2017). – Proc. – 2017. – DOI: 10.23919/ICINS.2017.7995671.

167. Belokonov, I. V. Analysis of the influence of the error of the nanosatellite design and dynamic performances on the quality of angular motion control processes / I. V. Belokonov, A. V. Kramlikh, M. E. Melnik // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. – 2020. – Vol. 984. – Art. 012016. – DOI: 10.1088/1757-899X/984/1/012016.

168. Ермошина, О. В. Синтез программных управлений ориентацией космического аппарата методом обратных задач динамики / О. В. Ермошина, А. П. Дут // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. – 2000. – № 2. – С. 155–162.

169. Велищанский, М. А. Квазиоптимальная переориентация космического аппарата / М. А. Велищанский, А. П. Крищенко, С. Б. Ткачев // Механика твердого тела. – 2002. – Вып. 32. – С. 144–153.

170. Молоденков, А. В. Аналитическое квазиоптимальное решение задачи поворота осесимметричного твердого тела с комбинированным функционалом / А. В. Молоденков, Я. Г. Сапунков // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. – 2020. – № 3. – С. 39–49. – DOI: 10.31857/S0002338820030105.

171. Молоденков, А. В. Аналитическое решение задачи оптимального по быстродействию разворота осесимметричного космического аппарата в классе

- конических движений / А. В. Молоденков, Я. Г. Сапунков // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. – 2018. – № 2. – С. 131–147. – DOI: 10.7868/S0002338818020117.
172. Молоденков, А. В. Аналитическое квазиоптимальное решение задачи разворота произвольного твердого тела при произвольных граничных условиях / А. В. Молоденков, Я. Г. Сапунков // Известия Российской академии наук. Механика твердого тела. – 2019. – № 2. – С. 140–154. – DOI: 10.1134/S0572329919020090.
173. Lee, U. Spacecraft reorientation in presence of attitude constraints via logarithmic barrier potentials / U. Lee, M. Mesbahi // Proc. Am. Control Conf. – 2011. – P. 450–455. – DOI: 10.1109/acc.2011.5991284.
174. Левский, М. В. Аналитическое решение задачи оптимального управления разворотом космического аппарата с минимальной энергией вращения // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2020. – Т. 21, № 3. – С. 174–183. – DOI: 10.17587/mau.21.174-183.
175. Левский, М. В. Аналитическое решение задачи оптимального управления переориентацией твёрдого тела (космического аппарата) с использованием кватернионов // Известия российской академии наук. Механика твердого тела. – 2019. – № 5. – С. 3–26. – DOI: 10.1134/S0572329919050118.
176. Левский, М. В. Синтез оптимального управления ориентацией космического аппарата с использованием комбинированного критерия качества // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. – 2019. – № 6. – С. 139–162. – DOI: 10.1134/S0002338819040103.
177. Левский, М. В. Оптимальное управление ориентацией космического аппарата с ограничениями на управляющие и фазовые переменные // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. – 2021. – Т. 6, № 6. – С. 158–176. – DOI: 10.31857/S0002338821030100.
178. Левский, М. В. Управление переориентацией космического аппарата с минимальным интегралом энергии // Автоматика и телемеханика. – 2010. – № 12. – С. 25–42.

179. Алексеев, К. Б. Экстенсивное управление ориентацией космических летательных аппаратов / К. Б. Алексеев. – М.: Машиностроение, 1977. – 121 с.
180. Бранец, В. Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – М.: Наука, 1973. – 320 с.
181. Велищанский, М. А. Синтез алгоритмов переориентации космического аппарата на основе концепции обратной задачи динамики / М. А. Велищанский, А. П. Крищенко, С. Б. Ткачев // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. – 2003. – № 5. – С. 156–163.
182. Левский, М. В. Оптимальное управление ориентацией космического аппарата с учётом энергии вращения // Прикладная математика и механика. – 2018. – Т. 82, № 6. – С. 690–705.
183. Сапунков, Я. Г. Алгоритм оптимального по энергии разворота космического аппарата при произвольных граничных условиях / Я. Г. Сапунков, А. В. Молоденков // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2015. – Т. 16, № 8. – С. 536–544.
184. Левский, М. В. Об одном методе решения задач оптимального управления пространственной ориентацией космического аппарата / М. В. Левский // Проблемы нелинейного анализа в инженерных системах. – 2015. – Т. 21, № 2 (44). – С. 45–60.
185. Левский, М. В. Оптимизация кинетического момента для повышения маневренности космического аппарата с инерционными исполнительными органами / М. В. Левский // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2018. – Т. 19, № 1. – С. 65–72.
186. Левский, М. В. Использование универсальных переменных в задачах оптимального управления ориентацией космических аппаратов / М. В. Левский // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2014. – № 1. – С. 53–59.
187. Hu, Q. Control Allocation for Spacecraft Under Actuator Faults / Q. Hu, B. Li, B. Xiao, Y. Zhang. – Singapore: Springer, 2021. – 229 p.

188. Chen, W. Observer-based fault diagnosis of satellite systems subject to time-varying thruster faults / W. Chen, M. Saif // *Journal of dynamic systems, measurement, and control*. – 2007. – Vol. 129, № 3. – P. 352–356.
189. Hu, Q. L. Observer-based fault diagnosis incorporating online control allocation for spacecraft attitude stabilization under actuator failures / Q. L. Hu, B. Li, M. Friswell // *The Journal of the Astronautical Sciences*. – 2013. – Vol. 60, № 2. – P. 211–236.
190. Edwards, C. Sliding mode observers for fault detection and isolation / C. Edwards, S. Spurgeon, R. Patton // *Automatica*. – 2000. – Vol. 36, № 4. – P. 541–553.
191. Jiang, J. Fault-tolerant control systems: A comparative study between active and passive approaches / J. Jiang, X. Yu // *Annual Reviews in Control*. – 2012. – Vol. 36, № 1. – P. 60–72.
192. Zhang, Y. M. Fault tolerant control systems design with consideration of performance degradation / Y. M. Zhang, J. Jiang // *American Control Conference*. – Arlington, USA, 2001.
193. Елисов, Н. А. Синтез номинальных траекторий переориентаций малоразмерного космического аппарата при отказе одного канала управления / Н. А. Елисов, А. В. Крамних, И. А. Ломака // *Мехатроника, автоматизация, управление*. – 2023. – Т. 24, № 11. – С. 608–615.
194. Сомов, С. Е. Наведение и управление ориентацией спутника при отказах в кластере реактивных маховиков / С. Е. Сомов, Т. Е. Сомова, С. А. Бутырин, Е. И. Сомов // *Известия Самарского научного центра Российской академии наук*. – 2024. – Т. 26, № 2 (118). – С. 121–130.
195. Somov, Y. I. Fault Tolerant Gyromoment Control of Information Spacecraft with Fine Pointing of Large-Scale Antennas / Y. I. Somov, V. Rayevsky, G. Titov, Y. Yakimov, M. Mathylenko // *IFAC-PapersOnLine*. – 2015. – Vol. 28, № 9. – P. 210–215.
196. Somov, Ye. I. Nonlinear Dynamic Research of the Spacecraft Robust Fault Tolerant Control Systems / Ye. I. Somov, A. G. Kozlov, V. A. Rayevsky, G. P. Anshakov, Y. G. Antonov // *IFAC Proceedings Volumes. 15th IFAC World Congress*. – Elsevier B. V., 2002. – P. 115–120.

197. Somov, Ye. I. Fault-Tolerant Attitude Control Systems of the Communication and Navigation Spacecraft / Ye. I. Somov, M. F. Reshetnev, A. G. Kozlov, V. A. Rayevsky, V. M. Matrosov, G. P. Titov // IFAC Proceedings Volumes. Proceedings of the 14th IFAC Symposium on Automatic Control in Aerospace. – 1998. – P. 123–128.
198. Овчинников, М. Ю. Разработка рекомендаций по управлению ориентацией микроспутника «Чиби́с-М» в случае отказа части исполнительных органов / М. Ю. Овчинников, Д. С. Иванов, Д. С. Ролдугин, С. С. Ткачев, С. О. Карпенко // Механика, управление и информатика. – 2013. – № 1 (13). – С. 132–145.
199. Sadigh, S. M. Adaptive finite-time fault-tolerant control for nano-satellite attitude tracking under actuator constraints / S. M. Sadigh, A. Kashaninia, S. M. M. Dehghan // Aerospace Science and Technology. – 2023. – Vol. 138. – P. 108337.
200. Емельянов, С. В. Системы автоматического управления с переменной структурой [Текст] / С. В. Емельянов. – Москва: Наука, 1967. – 336 с.
201. Уткин, В. И. Скользящие режимы в задачах оптимизации и управления / В. И. Уткин. – М.: Наука, 1981. – 368 с.
202. Shtessel, Y. Sliding Mode Control and Observation / Y. Shtessel, C. Edwards, L. Fridman, A. Levant. – New York: Springer, 2014. – 356 p.
203. Wang, Q. Sliding Mode Control for Spacecraft Attitude Tracking Based On Fully Actuated System Approach / Q. Wang, F. He // Journal of the Franklin Institute. – 2025. – Vol. 363. – Art. 108124. – DOI: 10.1016/j.jfranklin.2025.108124.
204. Han, Z. Spacecraft attitude control using nonsingular finite-time convergence Terminal Sliding Mode / Z. Han, K. Zhang, T. Yang // 2016 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC). – Nanjing, China, 2016. – P. 618–623. – DOI: 10.1109/CGNCC.2016.7828857.
205. Zhang, A. Robust Control Allocation for Spacecraft Attitude Stabilization under Actuator Faults and Uncertainty / A. Zhang, Y. Wang, Z. Zhang, H. R. Karimi // Mathematical Problems in Engineering. – 2014. – Art. 789327. – DOI: 10.1155/2014/789327.
206. Крамлих, А. В. Управление переориентацией малоразмерного космического аппарата при высоком снижении эффективности исполнительных устройств с

использованием скользящего режима /А. В. Крамлих // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2025. – Т. 26, № 12. – С. 657–665.

207. Horri, N. M. Practical Implementation of Attitude-Control Algorithms for an Underactuated Satellite [Текст] / N. M. Horri, P. Palmer // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2012. – Vol. 35, № 1. – P. 40–50.

Приложение А

Компоненты матрицы $\mathbf{F}_k$ в (3.18) с учётом (2.2), (2.3) и (3.17) вычисляются по нижеприведённым формулам.

Для первой строки:

$$f_1 = \dot{q}_0 = -\frac{1}{2} \left\{ q_1 \left[\omega_x - 2\omega_{\text{opб}} (q_1 q_2 + q_0 q_3) \right] + q_2 \left[\omega_y - \omega_{\text{opб}} (q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2) \right] + q_3 \left[\omega_z - 2\omega_{\text{opб}} (q_2 q_3 - q_0 q_1) \right] \right\}.$$

$$F_{11} = \left\{ \frac{\partial f_1}{\partial x_1} = \frac{\partial \dot{q}_0}{\partial q_0} \right\} = \omega_{\text{opб}} q_0 q_2,$$

$$F_{12} = \left\{ \frac{\partial f_1}{\partial x_2} = \frac{\partial \dot{q}_0}{\partial q_1} \right\} = q_1 q_2 \omega_{\text{opб}} - \frac{1}{2} \omega_x,$$

$$F_{13} = \left\{ \frac{\partial f_1}{\partial x_3} = \frac{\partial \dot{q}_0}{\partial q_2} \right\} = \frac{1}{2} \left[\omega_{\text{opб}} (q_0^2 + q_1^2 + 3q_2) - \omega_y \right],$$

$$F_{14} = \left\{ \frac{\partial f_1}{\partial x_4} = \frac{\partial \dot{q}_0}{\partial q_3} \right\} = q_2 q_3 \omega_{\text{opб}} - \frac{1}{2} \omega_z,$$

$$F_{15} = \left\{ \frac{\partial f_1}{\partial x_5} = \frac{\partial \dot{q}_0}{\partial \omega_x} \right\} = -\frac{1}{2} q_1,$$

$$F_{16} = \left\{ \frac{\partial f_1}{\partial x_6} = \frac{\partial \dot{q}_0}{\partial \omega_y} \right\} = -\frac{1}{2} q_2,$$

$$F_{17} = \left\{ \frac{\partial f_1}{\partial x_6} = \frac{\partial \dot{q}_0}{\partial \omega_z} \right\} = -\frac{1}{2} q_3.$$

Для второй строки:

$$f_2 = \dot{q}_1 = \frac{1}{2} \left\{ q_0 \left[\omega_x - 2\omega_{\text{opб}} (q_1 q_2 + q_0 q_3) \right] + q_2 \left[\omega_z - 2\omega_{\text{opб}} (q_2 q_3 - q_0 q_1) \right] - q_3 \left[\omega_z - \omega_{\text{opб}} (q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2) \right] \right\}.$$

$$F_{21} = \left\{ \frac{\partial f_2}{\partial x_1} = \frac{\partial \dot{q}_1}{\partial q_0} \right\} = \frac{1}{2} \omega_x - q_0 q_3 \omega_{\text{opб}},$$

$$F_{22} = \left\{ \frac{\partial f_2}{\partial x_2} = \frac{\partial \dot{q}_1}{\partial q_1} \right\} = \frac{1}{2} \omega_z - q_2 q_3 \omega_{\text{opб}},$$

$$F_{23} = \left\{ \frac{\partial f_2}{\partial x_3} = \frac{\partial \dot{q}_1}{\partial q_2} \right\} = \frac{1}{2} \omega_z - q_2 q_3 \omega_{\text{opб}},$$

$$F_{24} = \left\{ \frac{\partial f_2}{\partial x_4} = \frac{\partial \dot{q}_1}{\partial q_3} \right\} = -\frac{1}{2} \left[\omega_{\text{opб}} (q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2) + \omega_y \right],$$

$$F_{25} = \left\{ \frac{\partial f_2}{\partial x_5} = \frac{\partial \dot{q}_1}{\partial \omega_x} \right\} = \frac{1}{2} q_0,$$

$$F_{26} = \left\{ \frac{\partial f_2}{\partial x_6} = \frac{\partial \dot{q}_1}{\partial \omega_y} \right\} = -\frac{1}{2} q_3,$$

$$F_{27} = \left\{ \frac{\partial f_2}{\partial x_7} = \frac{\partial \dot{q}_1}{\partial \omega_z} \right\} = \frac{1}{2} q_2.$$

Для третьей строки:

$$f_3 = \dot{q}_2 = \frac{1}{2} \left\{ q_0 \left[\omega_y - \omega_{\text{opб}} (q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2) \right] - q_1 \left[\omega_z - 2\omega_{\text{opб}} (q_2 q_3 - q_0 q_1) \right] + \right. \\ \left. + q_3 \left[\omega_x - 2\omega_{\text{opб}} (q_1 q_2 + q_0 q_3) \right] \right\}.$$

$$F_{31} = \left\{ \frac{\partial f_3}{\partial x_1} = \frac{\partial \dot{q}_2}{\partial q_0} \right\} = \frac{1}{2} \left[\omega_y - \omega_{\text{opб}} (3q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2) \right],$$

$$F_{32} = \left\{ \frac{\partial f_3}{\partial x_2} = \frac{\partial \dot{q}_2}{\partial q_1} \right\} = -\frac{1}{2} \omega_z - q_0 q_1 \omega_{\text{opб}},$$

$$F_{33} = \left\{ \frac{\partial f_3}{\partial x_3} = \frac{\partial \dot{q}_2}{\partial q_2} \right\} = -\omega_{\text{opб}} q_0 q_2,$$

$$F_{34} = \left\{ \frac{\partial f_3}{\partial x_4} = \frac{\partial \dot{q}_2}{\partial q_3} \right\} = \frac{1}{2} \omega_x - q_0 q_3 \omega_{\text{opб}},$$

$$F_{35} = \left\{ \frac{\partial f_3}{\partial x_5} = \frac{\partial \dot{q}_2}{\partial \omega_x} \right\} = \frac{1}{2} q_3,$$

$$F_{36} = \left\{ \frac{\partial f_3}{\partial x_6} = \frac{\partial \dot{q}_2}{\partial \omega_y} \right\} = \frac{1}{2} q_0,$$

$$F_{37} = \left\{ \frac{\partial f_3}{\partial x_7} = \frac{\partial \dot{q}_2}{\partial \omega_z} \right\} = -\frac{1}{2} q_1.$$

Для четвёртой строки:

$$f_4 = \dot{q}_3 = \frac{1}{2} \left\{ q_0 \left[\omega_z - 2\omega_{\text{опб}} (q_2 q_3 - q_0 q_1) \right] + q_1 \left[\omega_y - \omega_{\text{опб}} (q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2) \right] - \right. \\ \left. - q_2 \left[\omega_x - 2\omega_{\text{опб}} (q_1 q_2 + q_0 q_3) \right] \right\}.$$

$$F_{41} = \left\{ \frac{\partial f_4}{\partial x_1} = \frac{\partial \dot{q}_3}{\partial q_0} \right\} = \frac{1}{2} \omega_z + q_0 q_1 \omega_{\text{опб}},$$

$$F_{42} = \left\{ \frac{\partial f_4}{\partial x_2} = \frac{\partial \dot{q}_3}{\partial q_1} \right\} = \frac{1}{2} \left[\omega_y + \omega_{\text{опб}} (q_0^2 + 3q_1^2 + q_2^2 + q_3^2) \right],$$

$$F_{43} = \left\{ \frac{\partial f_4}{\partial x_3} = \frac{\partial \dot{q}_3}{\partial q_2} \right\} = q_1 q_2 \omega_{\text{опб}} - \frac{1}{2} \omega_x,$$

$$F_{44} = \left\{ \frac{\partial f_4}{\partial x_4} = \frac{\partial \dot{q}_3}{\partial q_3} \right\} = q_1 q_3 \omega_{\text{опб}},$$

$$F_{45} = \left\{ \frac{\partial f_4}{\partial x_5} = \frac{\partial \dot{q}_3}{\partial \omega_x} \right\} = -\frac{1}{2} q_2,$$

$$F_{46} = \left\{ \frac{\partial f_4}{\partial x_6} = \frac{\partial \dot{q}_3}{\partial \omega_y} \right\} = \frac{1}{2} q_1,$$

$$F_{47} = \left\{ \frac{\partial f_4}{\partial x_7} = \frac{\partial \dot{q}_3}{\partial \omega_z} \right\} = \frac{1}{2} q_0.$$

Для пятой строки:

$$f_5 = \dot{\omega}_x = \frac{1}{I_x} \left[\frac{6\mu}{|\mathbf{r}|} (I_z - I_y) (q_2 q_3 + q_0 q_1) (q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2) + (I_y - I_z) \omega_y \omega_z \right].$$

$$F_{51} = \left\{ \frac{\partial f_5}{\partial x_1} = \frac{\partial \dot{\omega}_x}{\partial q_0} \right\} = \frac{1}{I_x} \frac{6\mu}{|\mathbf{r}|^3} (I_z - I_y) (3q_1 q_0^2 + q_1 q_3^2 - q_1^3 - q_1 q_2^2 + 2q_0 q_2 q_3),$$

$$F_{52} = \left\{ \frac{\partial f_5}{\partial x_2} = \frac{\partial \dot{\omega}_x}{\partial q_1} \right\} = \frac{1}{I_x} \frac{6\mu}{|\mathbf{r}|^3} (I_z - I_y) (q_0^3 + q_0 q_3^2 - q_0 q_2^2 - 3q_0 q_1^2 - 2q_1 q_2 q_3),$$

$$F_{53} = \left\{ \frac{\partial f_5}{\partial x_3} = \frac{\partial \dot{\omega}_x}{\partial q_2} \right\} = \frac{1}{I_x} \frac{6\mu}{|\mathbf{r}|^3} (I_z - I_y) (q_3^3 + q_3 q_0^2 - q_3 q_1^2 - 3q_3 q_2^2 - 2q_0 q_1 q_2),$$

$$F_{54} = \left\{ \frac{\partial f_5}{\partial x_4} = \frac{\partial \dot{\omega}_x}{\partial q_3} \right\} = \frac{1}{I_x} \frac{6\mu}{|\mathbf{r}|^3} (I_z - I_y) (2q_0 q_1 q_3 + q_2 q_0^2 - q_2^3 + 3q_2 q_3^2 - q_2 q_1^2),$$

$$F_{55} = \left\{ \frac{\partial f_5}{\partial x_5} = \frac{\partial \dot{q}_2}{\partial \omega_x} \right\} = 0,$$

$$F_{56} = \left\{ \frac{\partial f_5}{\partial x_6} = \frac{\partial \dot{q}_2}{\partial \omega_y} \right\} = \frac{1}{I_x} (I_y - I_z) \omega_z,$$

$$F_{57} = \left\{ \frac{\partial f_5}{\partial x_7} = \frac{\partial \dot{q}_2}{\partial \omega_z} \right\} = \frac{1}{I_x} (I_y - I_z) \omega_y.$$

Для шестой строки:

$$f_6 = \dot{\omega}_y = \frac{1}{I_y} \left[\frac{6\mu}{|\mathbf{r}|} (I_x - I_z) (q_1 q_3 - q_0 q_2) (q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2) + (I_z - I_x) \omega_x \omega_z \right].$$

$$F_{61} = \left\{ \frac{\partial f_6}{\partial x_1} = \frac{\partial \dot{\omega}_y}{\partial q_0} \right\} = \frac{1}{I_y} \frac{6\mu}{|\mathbf{r}|^3} (I_x - I_z) (2q_0 q_1 q_3 - 3q_2 q_0^2 - q_2 q_3^2 + q_2^3 + q_2 q_1^2),$$

$$F_{62} = \left\{ \frac{\partial f_6}{\partial x_2} = \frac{\partial \dot{\omega}_y}{\partial q_1} \right\} = \frac{1}{I_y} \frac{6\mu}{|\mathbf{r}|^3} (I_x - I_z) (q_2 q_0^2 + q_3^3 - q_3 q_2^2 - 3q_3 q_1^2 + 2q_0 q_1 q_2),$$

$$F_{63} = \left\{ \frac{\partial f_6}{\partial x_3} = \frac{\partial \dot{\omega}_y}{\partial q_2} \right\} = \frac{1}{I_y} \frac{6\mu}{|\mathbf{r}|^3} (I_x - I_z) (q_0 q_1^2 + 3q_0 q_2^2 - q_0^3 - q_0 q_3^2 - 2q_1 q_2 q_3),$$

$$F_{64} = \left\{ \frac{\partial f_6}{\partial x_4} = \frac{\partial \dot{\omega}_y}{\partial q_3} \right\} = \frac{1}{I_y} \frac{6\mu}{|\mathbf{r}|^3} (I_x - I_z) (q_1 q_2^2 + 3q_1 q_3^2 - 2q_0 q_2 q_3 - q_1 q_2^2 - q_1^3),$$

$$F_{65} = \left\{ \frac{\partial f_6}{\partial x_5} = \frac{\partial \dot{\omega}_y}{\partial \omega_x} \right\} = \frac{1}{I_y} (I_z - I_x) \omega_z,$$

$$F_{66} = \left\{ \frac{\partial f_6}{\partial x_6} = \frac{\partial \dot{\omega}_y}{\partial \omega_y} \right\} = 0,$$

$$F_{67} = \left\{ \frac{\partial f_6}{\partial x_7} = \frac{\partial \dot{\omega}_y}{\partial \omega_z} \right\} = \frac{1}{I_y} (I_z - I_x) \omega_x.$$

Для седьмой строки:

$$f_7 = \dot{\omega}_z = \frac{1}{I_z} \left[\frac{12\mu}{|\mathbf{r}|} (I_y - I_x) (q_1 q_3 - q_0 q_2) (q_2 q_3 + q_0 q_1) + (I_x - I_y) \omega_x \omega_z \right].$$

$$F_{71} = \left\{ \frac{\partial f_7}{\partial x_1} = \frac{\partial \dot{\omega}_z}{\partial q_0} \right\} = \frac{1}{I_z} \frac{12\mu}{|\mathbf{r}|^3} (I_y - I_x) (q_3 q_1^2 - 2q_0 q_1 q_2 - q_3 q_2^2),$$

$$F_{72} = \left\{ \frac{\partial f_7}{\partial x_2} = \frac{\partial \dot{\omega}_z}{\partial q_1} \right\} = \frac{1}{I_z} \frac{12\mu}{|\mathbf{r}|^3} (I_y - I_x) (2q_0 q_1 q_3 + q_2 q_3^2 - q_2 q_0^2),$$

$$F_{73} = \left\{ \frac{\partial f_7}{\partial x_3} = \frac{\partial \dot{\omega}_z}{\partial q_2} \right\} = \frac{1}{I_z} \frac{12\mu}{|\mathbf{r}|^3} (I_y - I_x) (q_1 q_3^2 - q_1 q_0^2 - 2q_0 q_2 q_3),$$

$$F_{74} = \left\{ \frac{\partial f_7}{\partial x_4} = \frac{\partial \dot{\omega}_z}{\partial q_3} \right\} = \frac{1}{I_z} \frac{12\mu}{|\mathbf{r}|^3} (I_y - I_x) (q_0 q_1^2 + 2q_1 q_2 q_3 - q_0 q_2^2),$$

$$F_{75} = \left\{ \frac{\partial f_7}{\partial x_5} = \frac{\partial \dot{\omega}_z}{\partial \omega_x} \right\} = \frac{1}{I_z} (I_x - I_y) \omega_y,$$

$$F_{76} = \left\{ \frac{\partial f_7}{\partial x_6} = \frac{\partial \dot{\omega}_z}{\partial \omega_y} \right\} = \frac{1}{I_z} (I_x - I_y) \omega_x,$$

$$F_{77} = \left\{ \frac{\partial f_7}{\partial x_7} = \frac{\partial \dot{\omega}_z}{\partial \omega_z} \right\} = 0.$$

Приложение Б

Матрица модели измерений

Функция, описывающая модель измерений:

$$\mathbf{h} = \begin{bmatrix} h_1 \\ h_2 \\ h_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2)B_x + 2(q_1q_2 + q_0q_3)B_y + 2(q_1q_3 - q_0q_2)B_z \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3)B_x + (q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2)B_y + 2(q_2q_3 + q_0q_1)B_z \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2)B_x + 2(q_2q_3 - q_0q_1)B_y + (q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2)B_z \end{bmatrix}. \quad (\text{Б.1})$$

Компоненты матрицы $\mathbf{H}_k$ в (3.21) с учётом (Б.1) и (3.17) вычисляются по нижеприведённым формулам.

Первая строка

$$H_{11} = \left\{ \frac{\partial h_1}{\partial x_1} = \frac{\partial h_1}{\partial q_0} \right\} = 2q_0B_x + 2q_3B_y - 2q_2B_z,$$

$$H_{12} = \left\{ \frac{\partial h_1}{\partial x_2} = \frac{\partial h_1}{\partial q_1} \right\} = 2q_1B_x + 2q_2B_y + 2q_3B_z,$$

$$H_{13} = \left\{ \frac{\partial h_1}{\partial x_3} = \frac{\partial h_1}{\partial q_2} \right\} = -2q_2B_x + 2q_1B_y - 2q_0B_z,$$

$$H_{14} = \left\{ \frac{\partial h_1}{\partial x_4} = \frac{\partial h_1}{\partial q_3} \right\} = -2q_3B_x + 2q_0B_y + 2q_1B_z,$$

$$H_{15} = \left\{ \frac{\partial h_1}{\partial x_5} = \frac{\partial h_1}{\partial \omega_x} \right\} = 0,$$

$$H_{16} = \left\{ \frac{\partial h_1}{\partial x_6} = \frac{\partial h_1}{\partial \omega_y} \right\} = 0,$$

$$H_{17} = \left\{ \frac{\partial h_1}{\partial x_6} = \frac{\partial h_1}{\partial \omega_z} \right\} = 0.$$

Вторая строка

$$H_{21} = \left\{ \frac{\partial h_2}{\partial x_1} = \frac{\partial h_2}{\partial q_0} \right\} = -2q_3 B_X + 2q_0 B_Y + 2q_1 B_Z,$$

$$H_{22} = \left\{ \frac{\partial h_2}{\partial x_2} = \frac{\partial h_2}{\partial q_1} \right\} = 2q_2 B_X - 2q_1 B_Y + 2q_0 B_Z,$$

$$H_{23} = \left\{ \frac{\partial h_2}{\partial x_3} = \frac{\partial h_2}{\partial q_2} \right\} = 2q_1 B_X + 2q_2 B_Y + 2q_3 B_Z,$$

$$H_{24} = \left\{ \frac{\partial h_2}{\partial x_4} = \frac{\partial h_2}{\partial q_3} \right\} = -2q_0 B_X - 2q_3 B_Y + 2q_2 B_Z,$$

$$H_{25} = \left\{ \frac{\partial h_2}{\partial x_5} = \frac{\partial h_2}{\partial \omega_x} \right\} = 0,$$

$$H_{26} = \left\{ \frac{\partial h_2}{\partial x_6} = \frac{\partial h_2}{\partial \omega_y} \right\} = 0,$$

$$H_{27} = \left\{ \frac{\partial h_2}{\partial x_7} = \frac{\partial h_2}{\partial \omega_z} \right\} = 0.$$

Третья строка

$$H_{31} = \left\{ \frac{\partial h_3}{\partial x_1} = \frac{\partial h_3}{\partial q_0} \right\} = 2q_2 B_X - 2q_1 B_Y + 2q_0 B_Z,$$

$$H_{32} = \left\{ \frac{\partial h_3}{\partial x_2} = \frac{\partial h_3}{\partial q_1} \right\} = 2q_3 B_X - 2q_0 B_Y - 2q_1 B_Z,$$

$$H_{33} = \left\{ \frac{\partial h_3}{\partial x_3} = \frac{\partial h_3}{\partial q_2} \right\} = 2q_0 B_X + 2q_3 B_Y - 2q_2 B_Z,$$

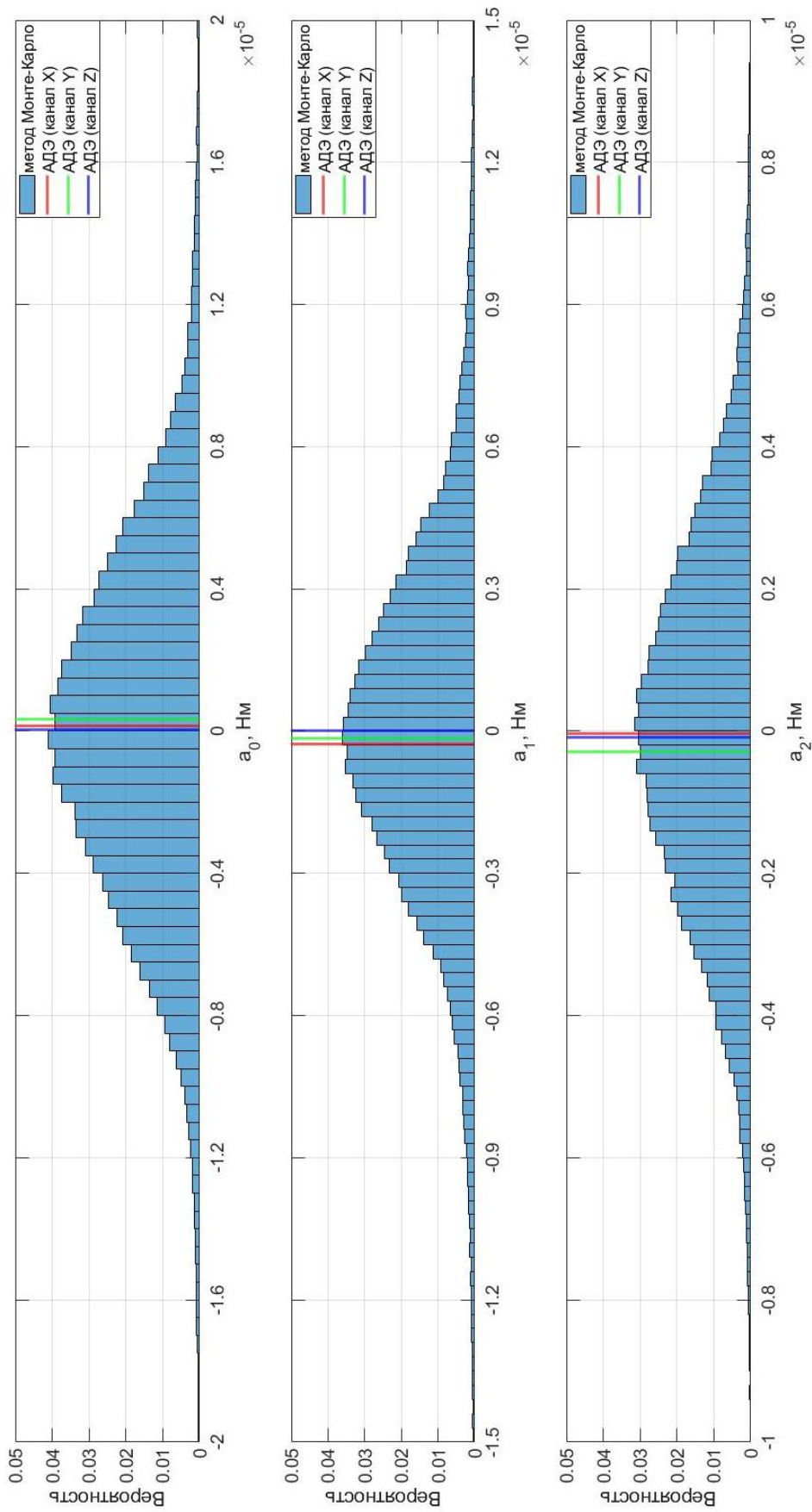
$$H_{34} = \left\{ \frac{\partial h_3}{\partial x_4} = \frac{\partial h_3}{\partial q_3} \right\} = 2q_1 B_X + 2q_2 B_Y + 2q_3 B_Z,$$

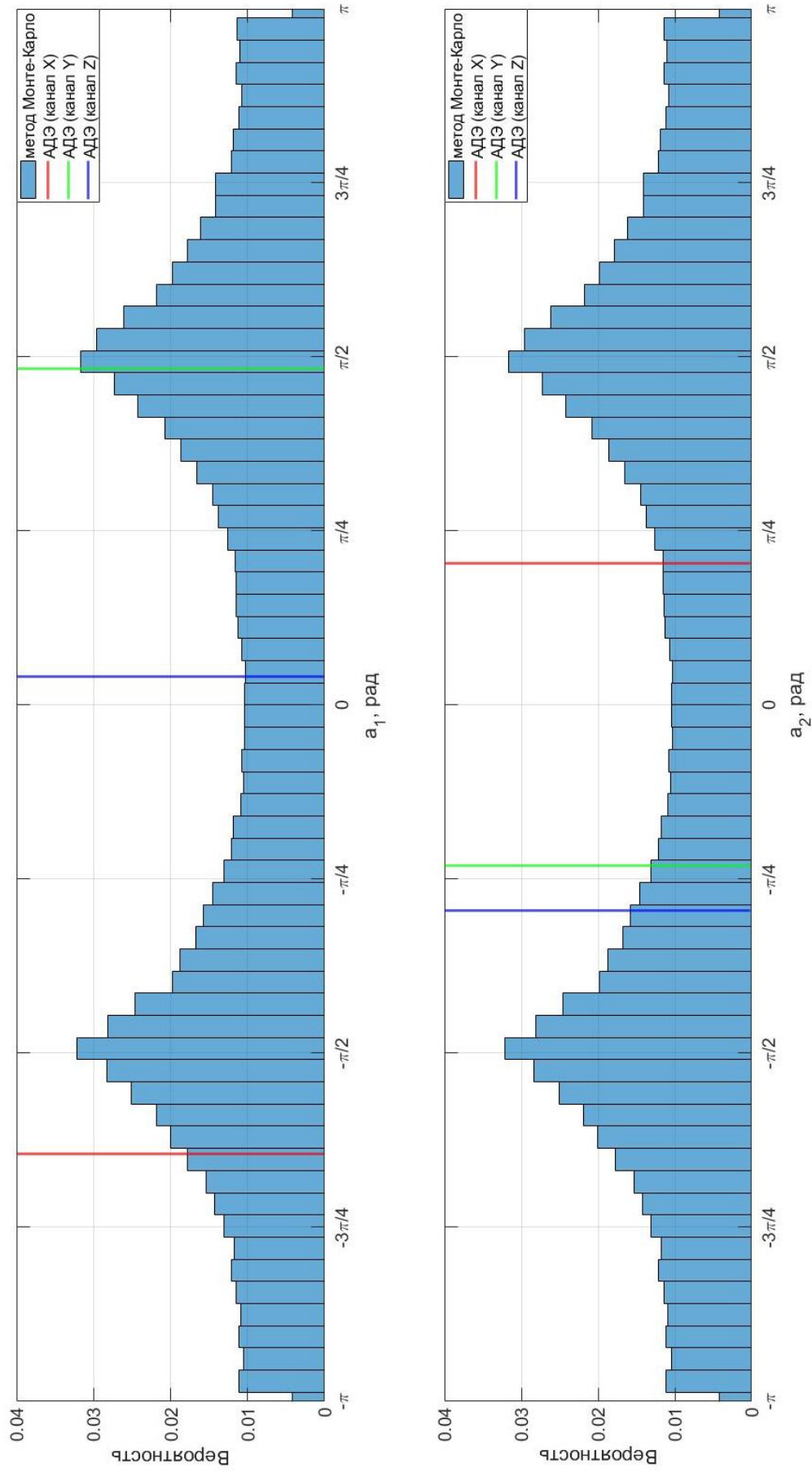
$$H_{35} = \left\{ \frac{\partial h_3}{\partial x_5} = \frac{\partial h_3}{\partial \omega_x} \right\} = 0,$$

$$H_{36} = \left\{ \frac{\partial h_3}{\partial x_6} = \frac{\partial h_3}{\partial \omega_y} \right\} = 0,$$

$$H_{37} = \left\{ \frac{\partial h_3}{\partial x_7} = \frac{\partial h_3}{\partial \omega_z} \right\} = 0.$$

Приложение В

Рисунок В.1 – Вероятности распределения коэффициентов a

Рисунок В.2 – Вероятности распределения коэффициентов $\tilde{a}_n$

Приложение Г

Значение коэффициентов скользящей поверхности

Таблица Г.1 – Значения коэффициентов скользящей поверхности

k_q	α
0,002	0,6
0,003	0,4
0,004	0,3
0,005	0,24
0,006	0,2
0,007	0,17
0,008	0,145
0,009	0,13
0,01	0,118
0,011	0,108
0,012	0,098
0,013	0,09
0,014	0,084
0,015	0,078
0,016	0,074
0,017	0,07
0,018	0,066
0,019	0,062
0,02	0,059
0,03	0,039
0,04	0,029
0,05	0,023
0,1	0,0118

Приложение Д

Результаты компьютерного моделирования работы адаптивного и квазиадаптивного законов управления

На рисунках Д.1–Д.6 показаны результаты решения задачи переориентации МКА при отсутствии неучтённых случайных возмущений для адаптивного и квазиадаптивного законов для штатного случая.

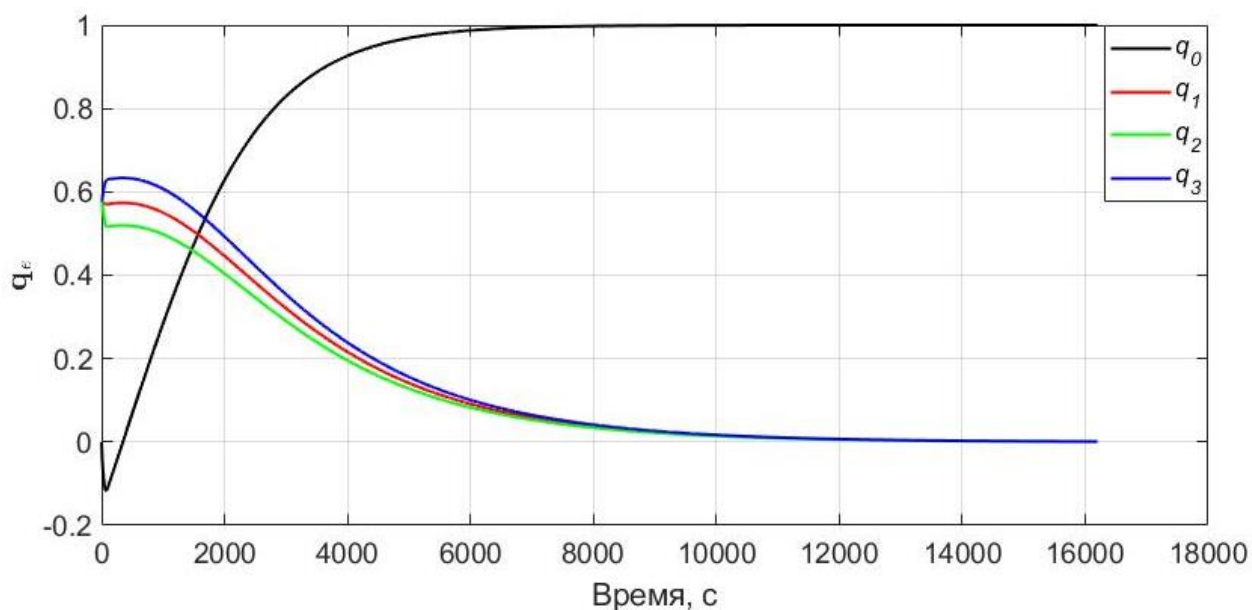


Рисунок Д.1 – Ошибка ориентации (адаптивный закон)

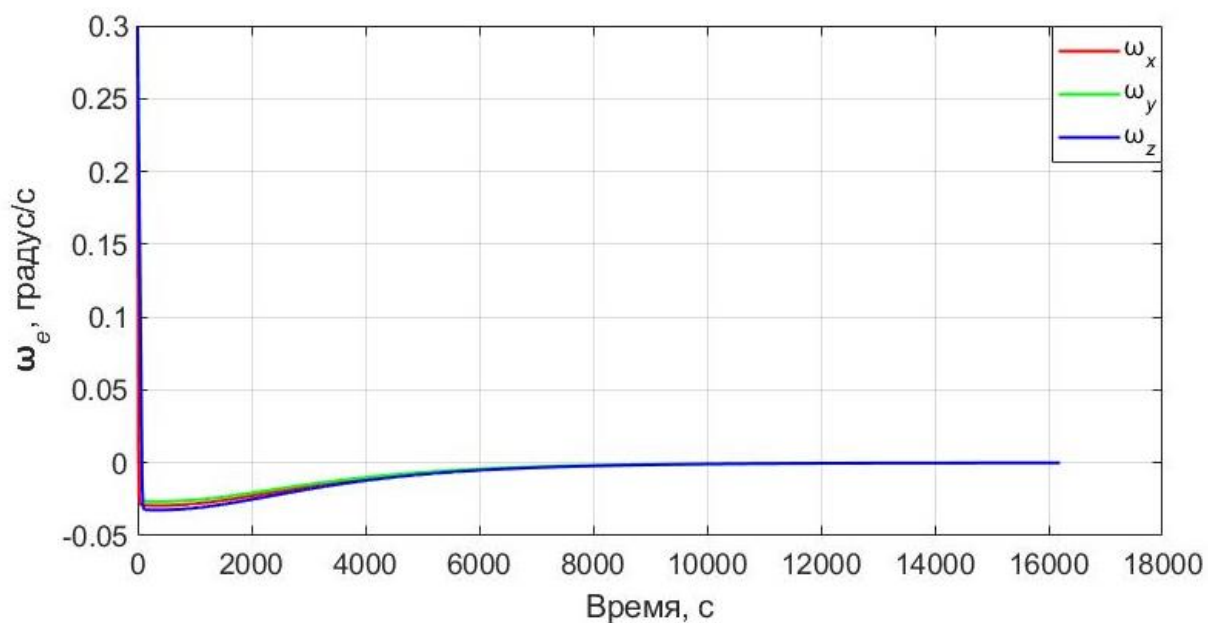


Рисунок Д.2 – Ошибка по угловой скорости (адаптивный закон)

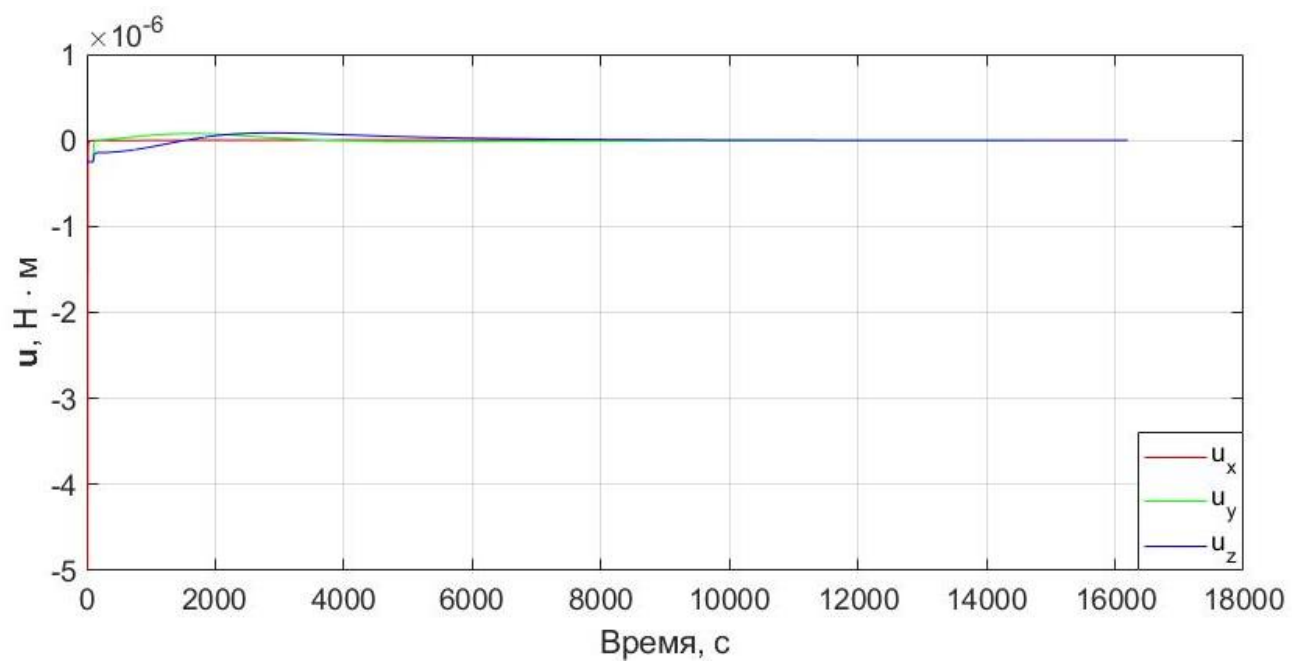


Рисунок Д.3 – Управление (адаптивный закон)

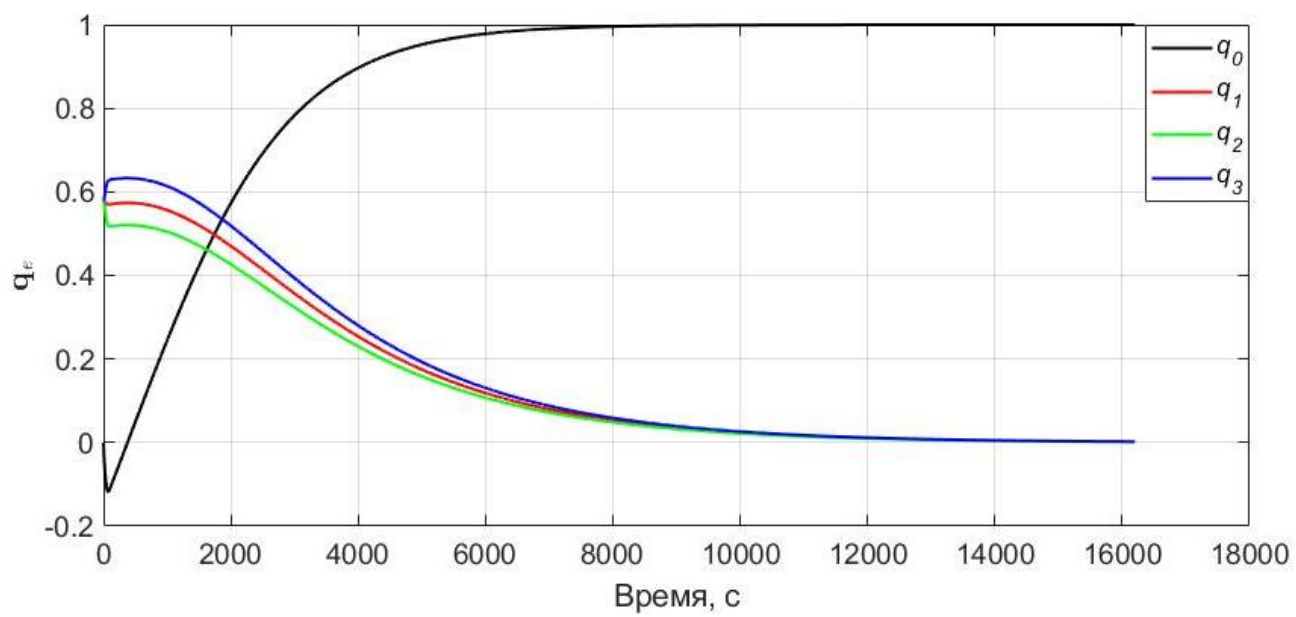


Рисунок Д.4 – Ошибка ориентации (квазиадаптивный закон)

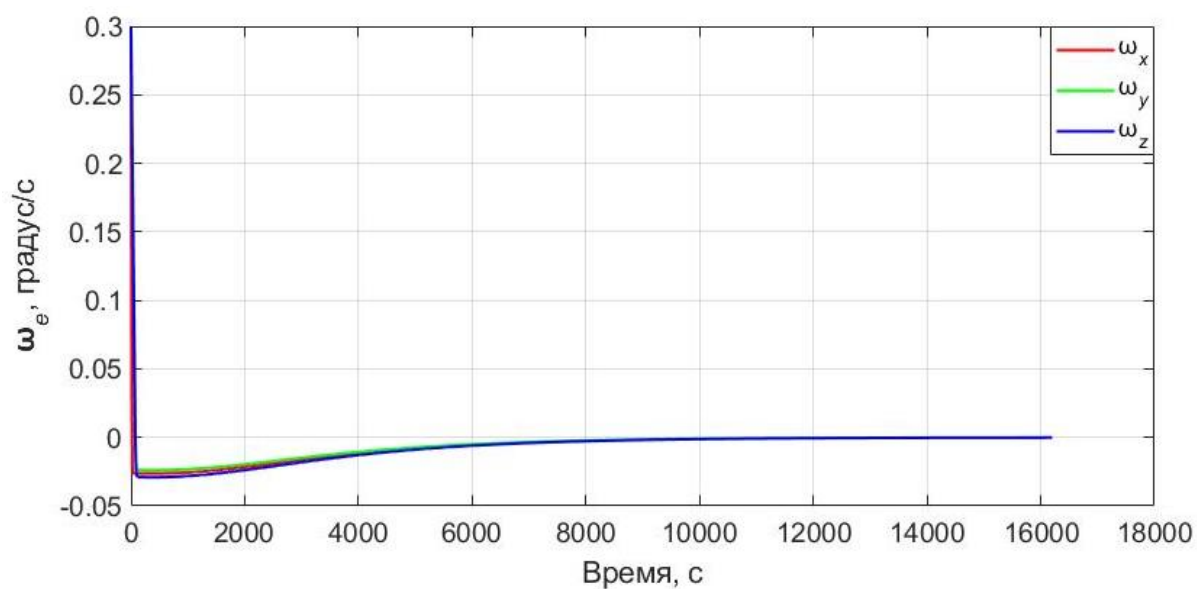


Рисунок Д.5 – Ошибка по угловой скорости (квaziадаптивный закон)

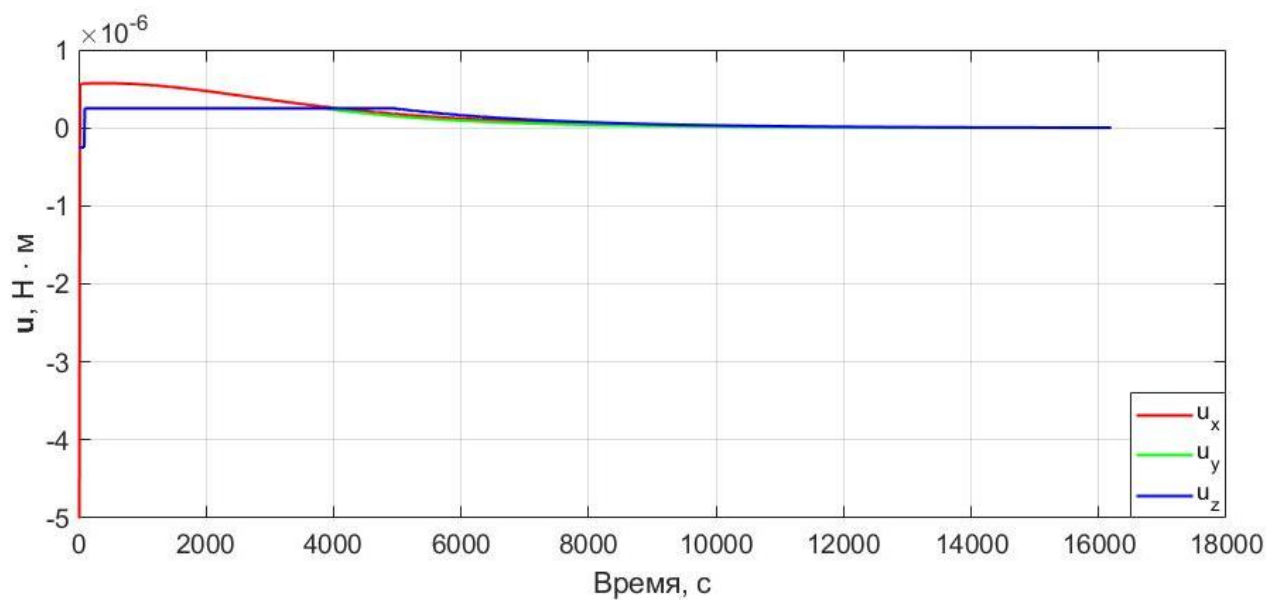


Рисунок Д.6 – Управление (квaziадаптивный закон)

На рисунках Д.7–Д.12 показаны результаты решения задачи перероентации МКА при отсутствии неучтённых случайных возмущений для адаптивного и квaziадаптивного законов при деградации канала x .

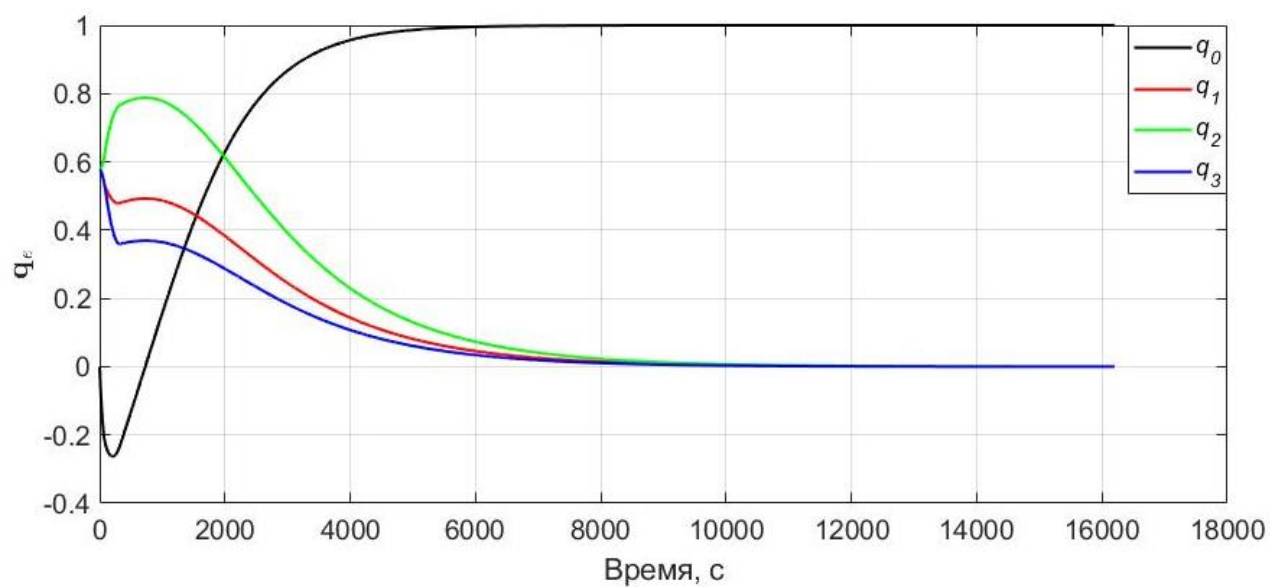


Рисунок Д.7 – Ошибка ориентации при деградации канала x (адаптивный закон)

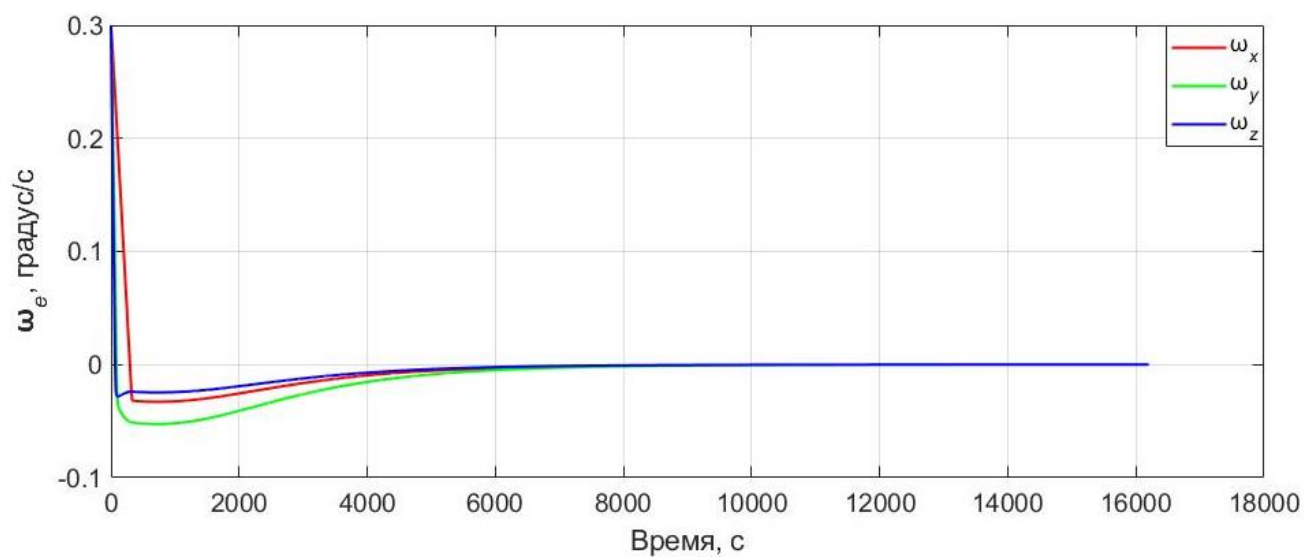


Рисунок Д.8 – Ошибка по угловой скорости при деградации канала x (адаптивный закон)

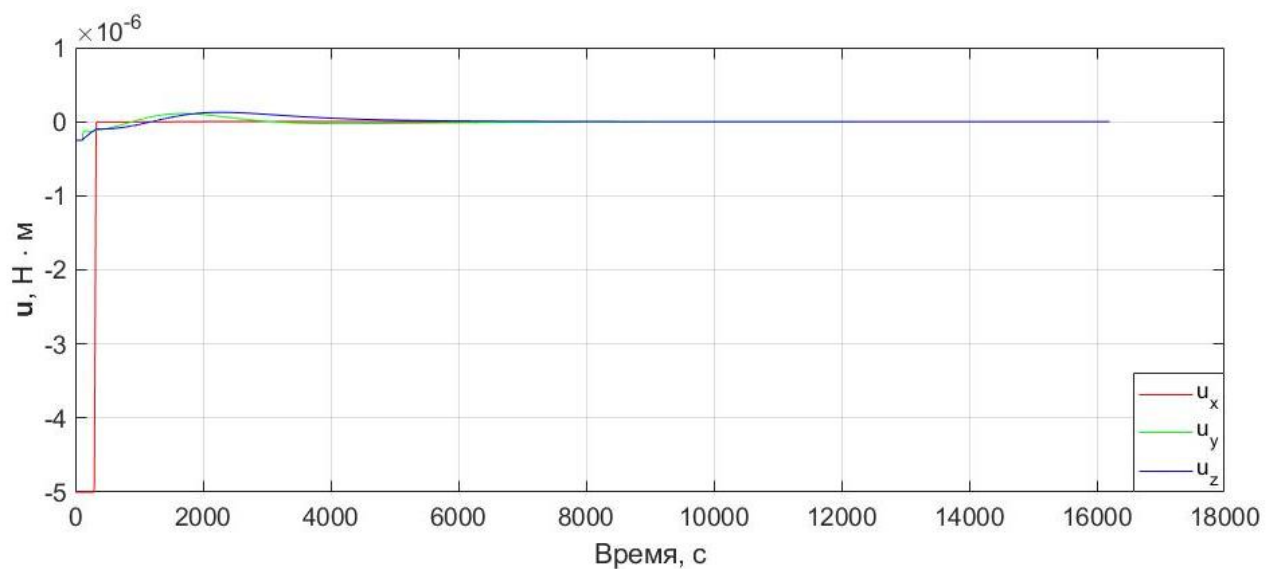


Рисунок Д.9 – Управление при деградации канала x (адаптивный закон)

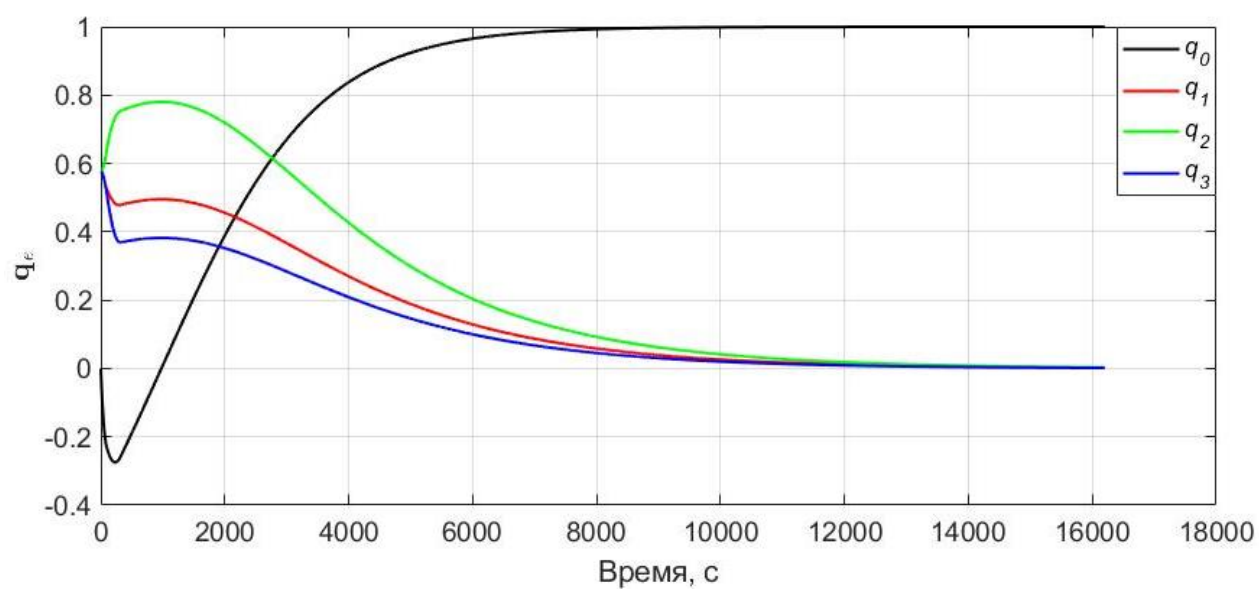


Рисунок Д.10 – Ошибка ориентации при деградации канала x
(квазиадаптивный закон)

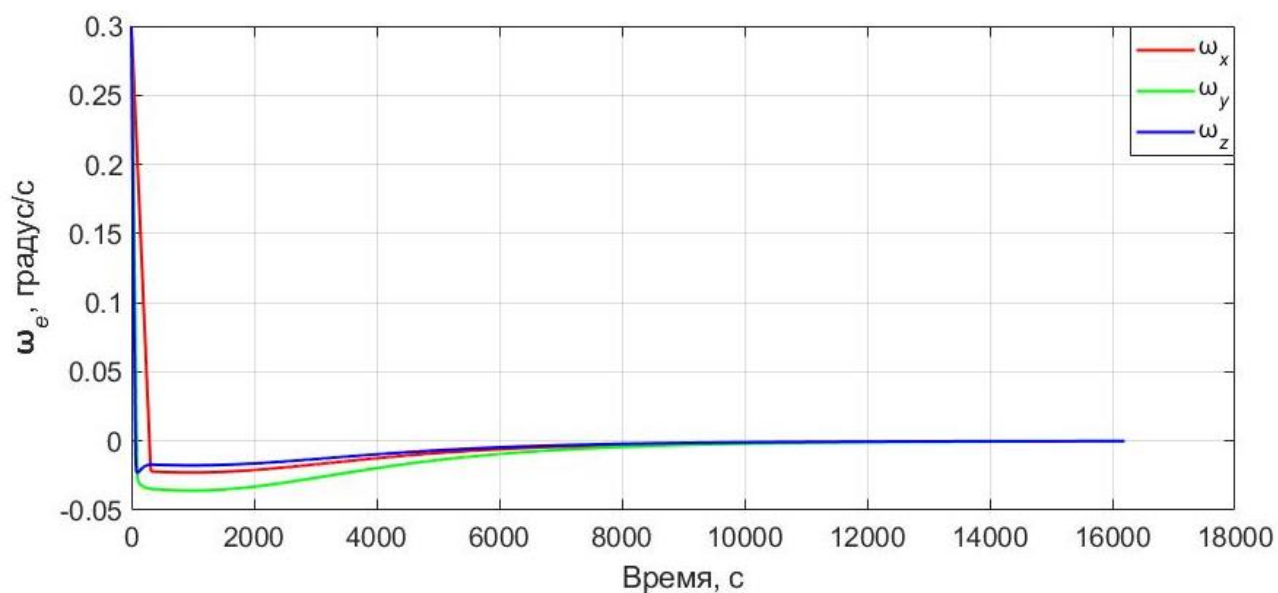


Рисунок Д.11 – Ошибка по угловой скорости при деградации канала x (квазиадаптивный закон)

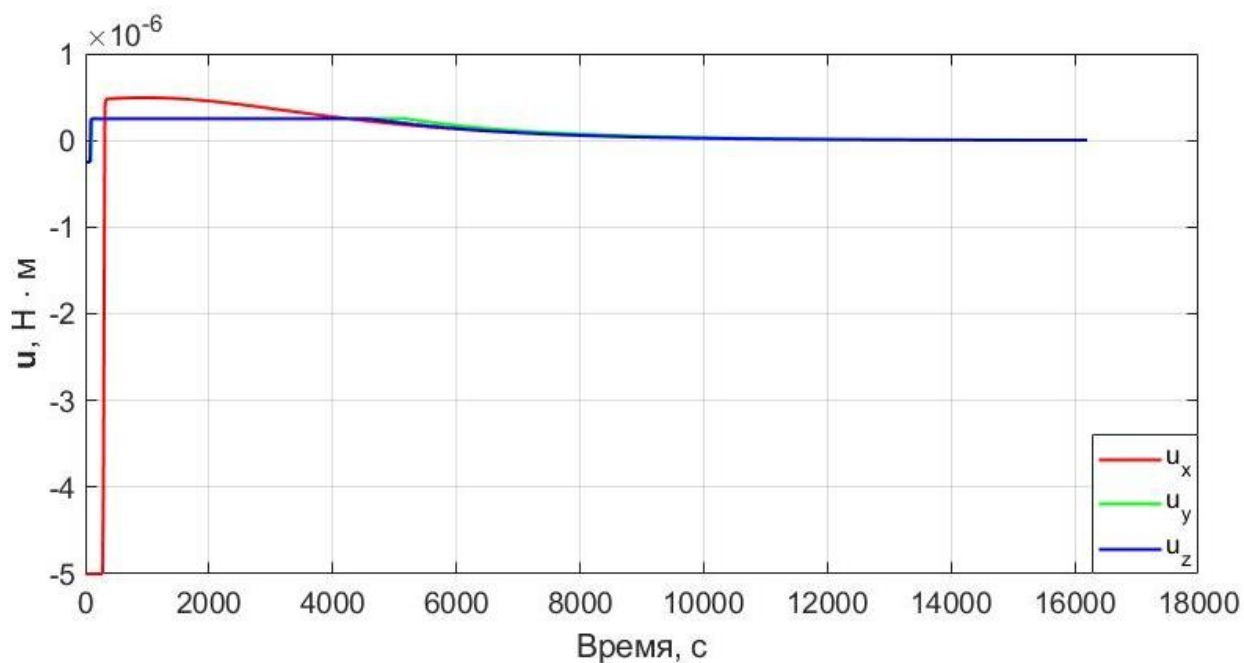


Рисунок Д.12 – Управление при деградации канала x (квазиадаптивный закон)

Поскольку моменты инерции по осям Oy и Oz близки, приведём результаты решения задачи переориентации МКА при отсутствии неучтённых случайных возмущений для адаптивного и квазиадаптивного законов только при деградации канала y (рисунки Д.13–Д.18).

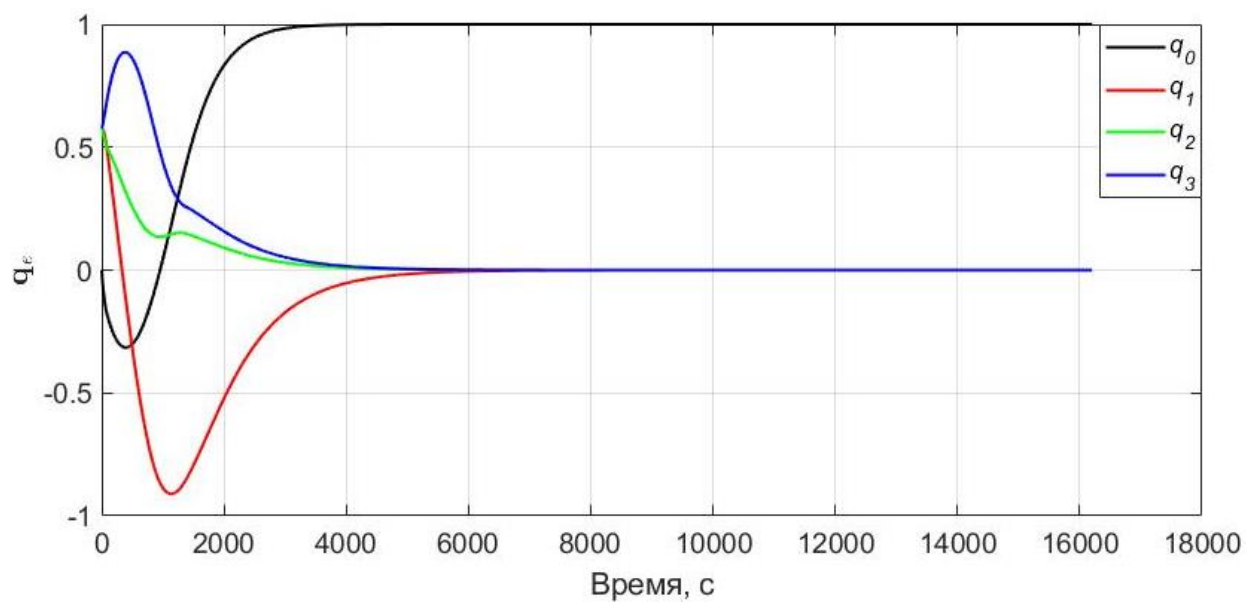


Рисунок Д.13 – Ошибка ориентации при деградации канала y (адаптивный закон)

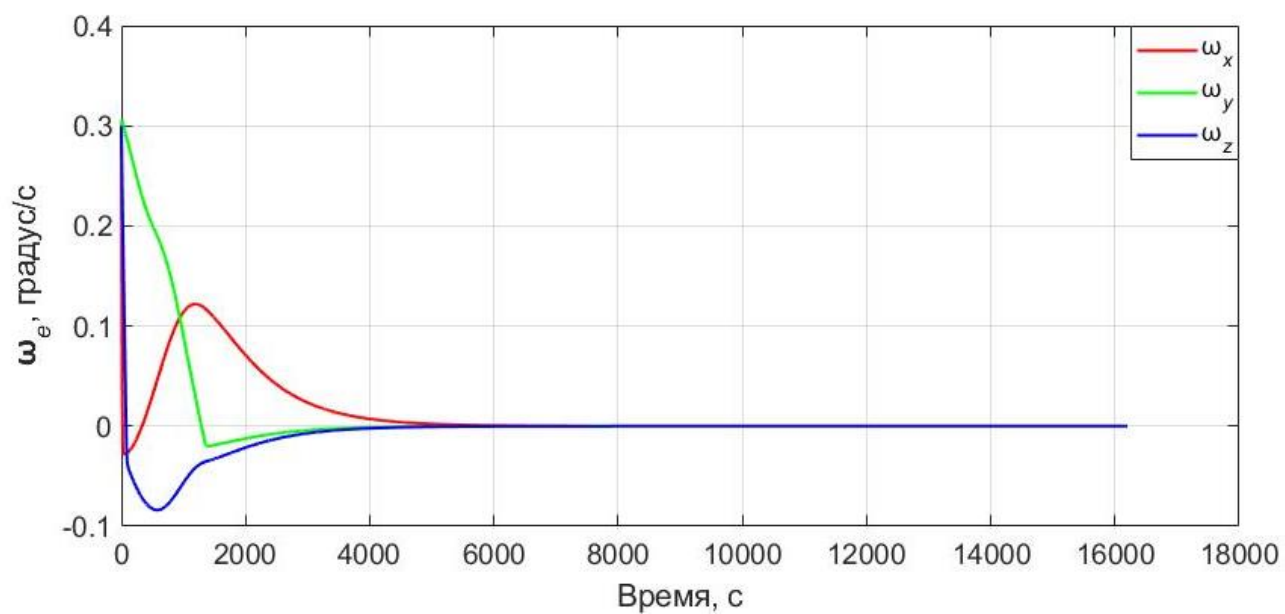


Рисунок Д.14 – Ошибка по угловой скорости при деградации канала y (адаптивный закон)

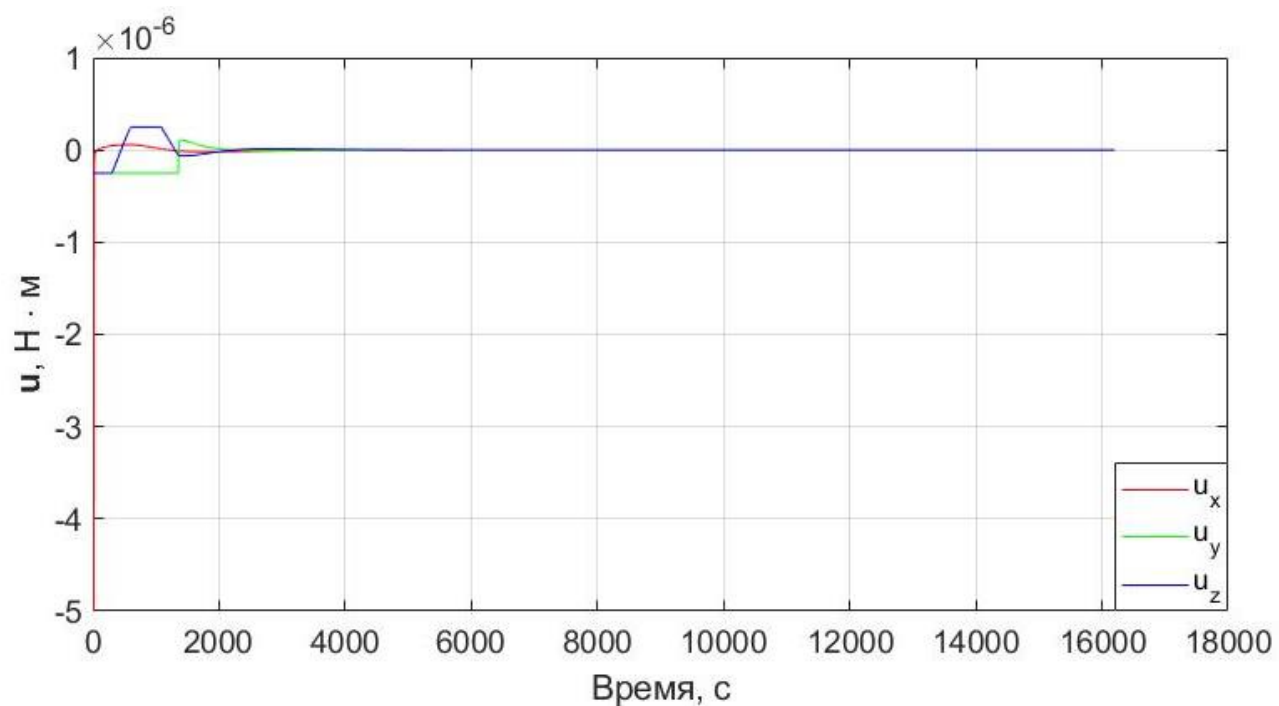


Рисунок Д.15 – Управление при деградации канала y (адаптивный закон)

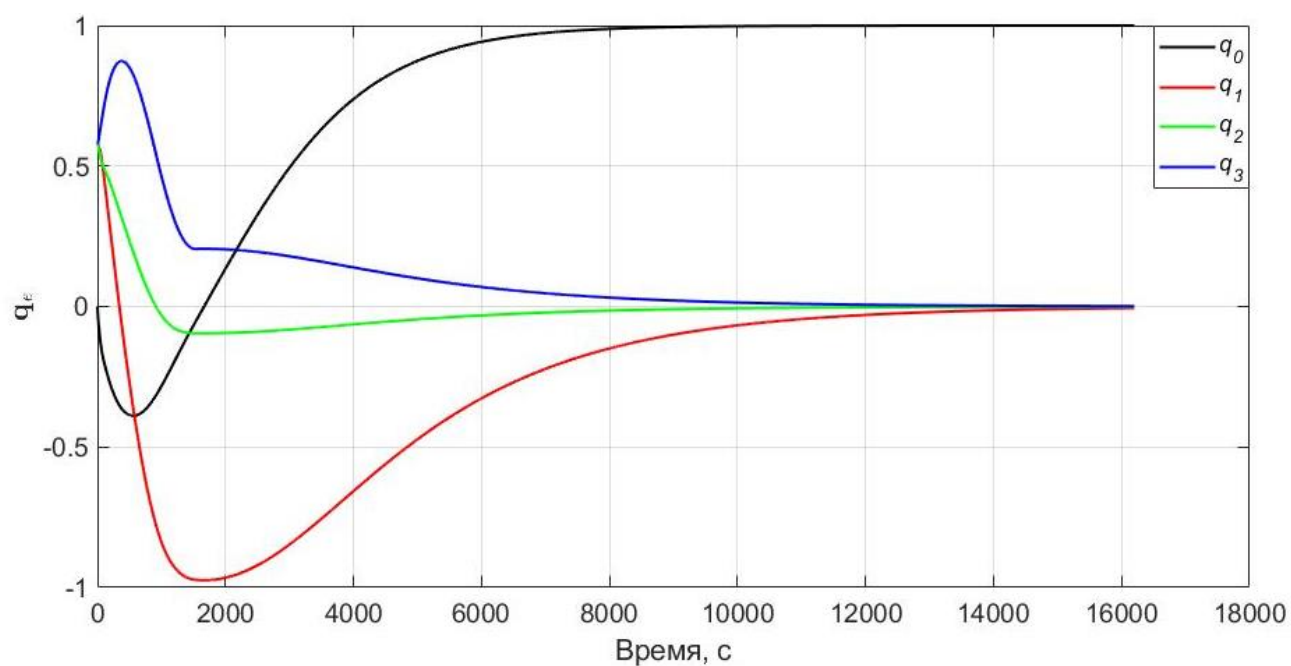


Рисунок Д.16 – Ошибка ориентации при деградации канала y
(квазиадаптивный закон)

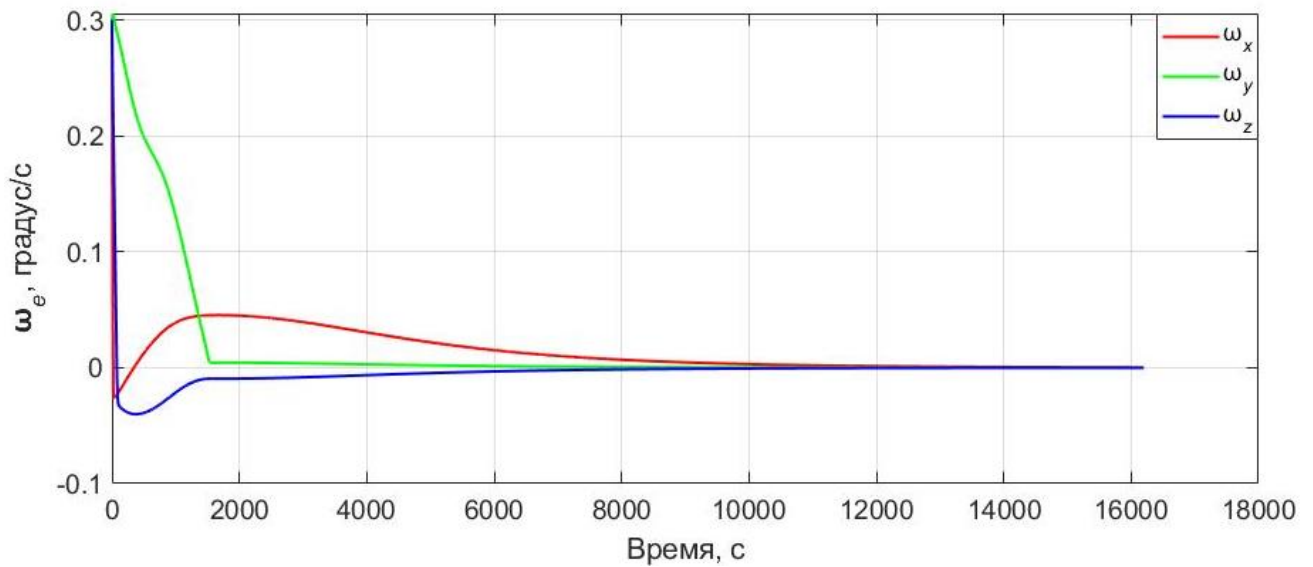


Рисунок Д.17 – Ошибка по угловой скорости при деградации канала y
(квазиадаптивный закон)

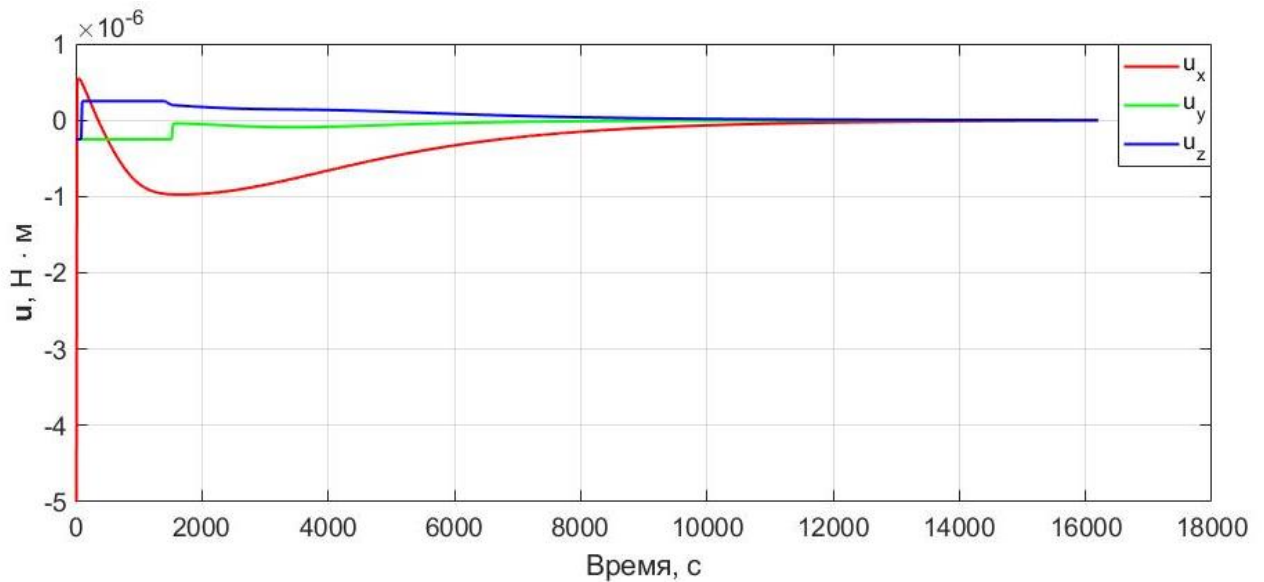


Рисунок Д.18 – Управление при деградации канала y (квазиадаптивный закон)

Результаты статистического моделирования работы адаптивного и квазиадаптивного законов управления для штатного случая показы в таблицах Д.1 – Д.4., для случая деградации канала x показаны в таблицах Д.5 – Д.8, канала y в таблицах Д.9 – Д.12.

Таблица Д.1 – Погрешности обеспечения заданной ориентации МКА с использованием адаптивного закона для штатного случая

МО ошибки обеспечения заданной ориентации (M_1^t) , градус						
СКО оценки угловой скорости, градус/с	СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0
	1,00E-04	3,60E-03	1,34E-02	2,81E-02	4,35E-02	9,32E-02
	1,00E-03	2,38E-02	2,73E-02	3,69E-02	5,15E-02	9,41E-02
	1,00E-02	2,55E-01	2,57E-01	2,59E-01	2,61E-01	2,82E-01
СКО ошибки обеспечения заданной ориентации (σ_1^t) , градус						
СКО оценки угловой скорости, градус/с	СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0
	1,00E-04	1,46E-03	5,78E-03	1,17E-02	1,89E-02	3,95E-02
	1,00E-03	9,44E-03	1,11E-02	1,53E-02	2,08E-02	3,93E-02
	1,00E-02	1,15E-01	1,14E-01	1,09E-01	1,14E-01	1,19E-01
СКО оценки угловой скорости, градус/с	СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0
	1,00E-04	1,46E-03	5,78E-03	1,17E-02	1,89E-02	3,95E-02
	1,00E-03	9,44E-03	1,11E-02	1,53E-02	2,08E-02	3,93E-02
	1,00E-02	1,15E-01	1,14E-01	1,09E-01	1,14E-01	1,19E-01

Таблица Д.2 – Погрешности обеспечения заданной угловой скорости МКА с использованием адаптивного закона для штатного случая

МО ошибки обеспечения заданной угловой скорости $\left(M_2^1\right)$, градус/с							
СКО оценки ориентации, градус		0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
СКО оценки угловой скорости, градус/с							
1,00E-04		6,98E-05	2,56E-04	4,93E-04	7,11E-04	1,44E-03	2,34E-03
1,00E-03		4,24E-04	5,15E-04	6,38E-04	8,61E-04	1,48E-03	2,28E-03
1,00E-02		3,64E-03	3,53E-03	3,82E-03	3,58E-03	3,83E-03	4,30E-03
СКО ошибки обеспечения заданной угловой скорости $\left(\sigma_2^1\right)$, градус/с							
СКО оценки ориентации, градус		0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
СКО оценки угловой скорости, градус/с							
1,00E-04		3,29E-05	1,40E-04	2,71E-04	3,78E-04	8,84E-04	1,44E-03
1,00E-03		2,30E-04	2,82E-04	3,46E-04	4,89E-04	9,04E-04	1,45E-03
1,00E-02		2,36E-03	2,28E-03	2,54E-03	2,37E-03	2,47E-03	2,78E-03

Таблица Д.3 – Погрешности обеспечения заданной ориентации МКА с использованием квазиадаптивного закона для штатного случая

МО ошибки обеспечения заданной ориентации (M_1^2), градус						
СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
СКО оценки угловой скорости, градус/с						
1,00E-04	8,80E-01	8,80E-01	8,81E-01	8,81E-01	8,88E-01	8,99E-01
1,00E-03	8,81E-01	8,81E-01	8,81E-01	8,82E-01	8,89E-01	9,05E-01
1,00E-02	9,65E-01	9,63E-01	9,55E-01	9,65E-01	9,61E-01	1,00E+00
СКО ошибки обеспечения заданной ориентации (σ_1^2), градус						
СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
СКО оценки угловой скорости, градус/с						
1,00E-04	2,85E-03	5,41E-03	9,37E-03	1,43E-02	2,74E-02	4,67E-02
1,00E-03	2,64E-02	2,79E-02	2,86E-02	2,97E-02	3,71E-02	5,40E-02
1,00E-02	2,49E-01	2,56E-01	2,51E-01	2,51E-01	2,53E-01	2,72E-01

Таблица Д.4 – Погрешности обеспечения заданной угловой скорости МКА с использованием квазиадаптивного закона для штатного случая

МО ошибки обеспечения заданной угловой скорости (M_2^2), градус/с							
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0	
	1,00E-04	3,12E-04	3,20E-04	3,53E-04	3,89E-04	5,57E-04	8,10E-04
	1,00E-03	5,41E-04	5,24E-04	5,56E-04	5,72E-04	7,10E-04	9,30E-04
	1,00E-02	4,55E-03	4,32E-03	4,32E-03	4,25E-03	4,39E-03	4,55E-03
СКО ошибки обеспечения заданной угловой скорости (σ_2^2), градус/с							
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0	
	1,00E-04	3,15E-05	5,38E-05	1,02E-04	1,36E-04	2,59E-04	3,94E-04
	1,00E-03	2,39E-04	2,44E-04	2,54E-04	2,58E-04	3,40E-04	4,64E-04
	1,00E-02	2,32E-03	2,37E-03	2,23E-03	2,15E-03	2,31E-03	2,38E-03

Таблица Д.5 – Погрешности обеспечения заданной ориентации МКА с использованием адаптивного закона для случая деградации канала x

МО ошибки обеспечения заданной ориентации (M_1^I), градус							
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с		0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
	1,00E-04	2,78E-02	2,76E-02	3,06E-02	3,77E-02	6,46E-02	1,02E-01
	1,00E-03	3,84E-02	3,91E-02	4,44E-02	4,74E-02	7,19E-02	1,13E-01
	1,00E-02	3,18E-01	3,10E-01	3,17E-01	3,19E-01	3,28E-01	3,31E-01
СКО ошибки обеспечения заданной ориентации (σ_1^I), градус							
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с		0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
	1,00E-04	2,30E-03	6,19E-03	1,09E-02	1,51E-02	2,56E-02	4,15E-02
	1,00E-03	1,60E-02	1,67E-02	1,74E-02	2,00E-02	3,14E-02	4,91E-02
	1,00E-02	1,28E-01	1,37E-01	1,36E-01	1,43E-01	1,32E-01	1,45E-01

Таблица Д.6 – Погрешности обеспечения заданной угловой скорости МКА с использованием адаптивного закона для случая деградации канала x

МО ошибки обеспечения заданной угловой скорости (M_2^I) , градус/с						
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
1,00E-04	5,56E-05	1,37E-04	2,66E-04	3,94E-04	7,01E-04	1,10E-03
1,00E-03	4,35E-04	4,30E-04	5,07E-04	5,29E-04	7,77E-04	1,18E-03
1,00E-02	2,91E-03	2,91E-03	2,89E-03	2,90E-03	2,92E-03	3,18E-03
СКО ошибки обеспечения заданной угловой скорости (σ_2^I) , градус/с						
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
1,00E-04	2,82E-05	7,01E-05	1,34E-04	2,05E-04	3,38E-04	5,00E-04
1,00E-03	2,05E-04	2,14E-04	2,53E-04	2,64E-04	3,58E-04	5,61E-04
1,00E-02	1,24E-03	1,22E-03	1,21E-03	1,23E-03	1,25E-03	1,22E-03

Таблица Д.7 – Погрешности обеспечения заданной ориентации МКА с использованием квазиадаптивного закона для случая деградации канала x

МО ошибки обеспечения заданной ориентации (M_1^2), градус						
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
	1,00E-04	1,12E+00	1,12E+00	1,12E+00	1,12E+00	1,14E+00
	1,00E-03	1,12E+00	1,12E+00	1,12E+00	1,13E+00	1,14E+00
	1,00E-02	1,18E+00	1,17E+00	1,18E+00	1,17E+00	1,20E+00
СКО ошибки обеспечения заданной ориентации (σ_1^2), градус						
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
	1,00E-04	2,88E-03	5,62E-03	9,41E-03	1,40E-02	4,54E-02
	1,00E-03	2,75E-02	2,84E-02	2,56E-02	3,08E-02	5,36E-02
	1,00E-02	2,63E-01	2,82E-01	2,65E-01	2,75E-01	2,62E-01

Таблица Д.8 – Погрешности обеспечения заданной угловой скорости МКА с использованием квазиадаптивного закона для случая деградации канала x

МО ошибки обеспечения заданной угловой скорости (M_2^2), градус/с						
СКО оценки угловой скорости, градус/с	СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0
	1,00E-04	3,96E-04	4,02E-04	4,32E-04	4,60E-04	6,06E-04
	1,00E-03	5,84E-04	5,60E-04	6,16E-04	6,14E-04	7,27E-04
	1,00E-02	2,96E-03	3,00E-03	2,95E-03	3,10E-03	2,93E-03
СКО ошибки обеспечения заданной угловой скорости (σ_2^2), градус/с						
СКО оценки угловой скорости, градус/с	СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0
	1,00E-04	2,91E-05	4,98E-05	9,71E-05	1,33E-04	2,58E-04
	1,00E-03	2,38E-04	2,26E-04	2,53E-04	2,61E-04	3,13E-04
	1,00E-02	1,19E-03	1,26E-03	1,23E-03	1,32E-03	1,20E-03
СКО оценки угловой скорости, градус/с	СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0
	1,00E-04	2,91E-05	4,98E-05	9,71E-05	1,33E-04	2,58E-04
	1,00E-03	2,38E-04	2,26E-04	2,53E-04	2,61E-04	3,13E-04
	1,00E-02	1,19E-03	1,26E-03	1,23E-03	1,32E-03	1,20E-03

Таблица Д.9 – Погрешности обеспечения заданной ориентации МКА с использованием адаптивного закона для случая деградации канала y

МО ошибки обеспечения заданной ориентации (M_1^l) , градус						
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
1,00E-04	3,56E-03	1,36E-02	2,88E-02	4,26E-02	8,91E-02	1,54E-01
1,00E-03	2,35E-02	2,76E-02	3,59E-02	4,96E-02	9,39E-02	1,49E-01
1,00E-02	2,57E-01	2,44E-01	2,46E-01	2,50E-01	2,68E-01	2,85E-01
СКО ошибки обеспечения заданной ориентации (σ_1^l) , градус						
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
1,00E-04	1,54E-03	5,54E-03	1,13E-02	1,77E-02	3,65E-02	6,75E-02
1,00E-03	9,86E-03	1,15E-02	1,55E-02	2,19E-02	3,82E-02	6,51E-02
1,00E-02	1,07E-01	1,05E-01	1,04E-01	1,12E-01	1,09E-01	1,25E-01

Таблица Д.10 – Погрешности обеспечения заданной угловой скорости МКА с использованием адаптивного закона для случая деградации канала y

МО ошибки обеспечения заданной угловой скорости $\left(M_2^1\right)$, градус/с						
СКО оценки угловой скорости, градус/с СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
	1,00E-04	7,23E-05	2,83E-04	5,00E-04	7,59E-04	1,49E-03
	1,00E-03	4,54E-04	5,04E-04	6,47E-04	8,72E-04	1,59E-03
	1,00E-02	4,09E-03	4,07E-03	4,12E-03	4,21E-03	4,34E-03
СКО ошибки обеспечения заданной угловой скорости $\left(\sigma_2^1\right)$, градус/с						
СКО оценки угловой скорости, градус/с СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
	1,00E-04	3,63E-05	1,43E-04	2,54E-04	4,04E-04	7,83E-04
	1,00E-03	2,27E-04	2,57E-04	3,60E-04	4,74E-04	8,99E-04
	1,00E-02	2,45E-03	2,30E-03	2,29E-03	2,33E-03	2,48E-03

Таблица Д.11 – Погрешности обеспечения заданной ориентации МКА с использованием квазиадаптивного закона для случая деградации канала y

МО ошибки обеспечения заданной ориентации (M_1^2), градус						
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
	1,41E+00	1,41E+00	1,41E+00	1,42E+00	1,42E+00	1,44E+00
	1,42E+00	1,41E+00	1,42E+00	1,42E+00	1,42E+00	1,44E+00
	1,50E+00	1,49E+00	1,51E+00	1,50E+00	1,49E+00	1,51E+00
СКО ошибки обеспечения заданной ориентации (σ_1^2), градус						
СКО оценки ориентации, градус СКО оценки угловой скорости, градус/с	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
	2,89E-03	5,53E-03	9,05E-03	1,45E-02	2,61E-02	4,87E-02
	2,64E-02	2,63E-02	2,81E-02	3,04E-02	3,73E-02	5,63E-02
	2,53E-01	2,72E-01	2,61E-01	2,75E-01	2,62E-01	2,69E-01

Таблица Д.12 – Погрешности обеспечения заданной угловой скорости МКА с использованием квазиадаптивного закона для случая деградации канала y

МО ошибки обеспечения заданной угловой скорости (M_2^2), градус/с						
СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
СКО оценки угловой скорости, градус/с						
1,00E-04	5,02E-04	5,00E-04	5,13E-04	5,35E-04	6,79E-04	8,44E-04
1,00E-03	6,43E-04	6,18E-04	6,18E-04	6,84E-04	7,43E-04	9,81E-04
1,00E-02	4,26E-03	4,05E-03	4,09E-03	4,19E-03	3,87E-03	4,18E-03
СКО ошибки обеспечения заданной угловой скорости (σ_2^2), градус/с						
СКО оценки ориентации, градус	0,1	0,5	1,0	1,5	3,0	5,0
СКО оценки угловой скорости, градус/с						
1,00E-04	4,40E-05	8,11E-05	1,48E-04	2,09E-04	3,34E-04	4,43E-04
1,00E-03	3,34E-04	3,09E-04	3,27E-04	3,74E-04	3,89E-04	5,52E-04
1,00E-02	2,50E-03	2,34E-03	2,28E-03	2,39E-03	2,22E-03	2,21E-03

Приложение Е

Акты внедрения и использования



УТВЕРЖДАЮ

Первый проректор – проректор по науке

/Розенцвайг А.И.

«18» мая 2026 г.

АКТ

об использовании результатов диссертационного исследования

Крамлиха Андрея Васильевича по теме «Методы и алгоритмы обеспечения отказоустойчивого управления угловым движением малоразмерных космических аппаратов», представленной на соискание учёной степени доктора технических наук при выполнении научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в НИЛ-102

Комиссия в составе:

председатель комиссии – главный научный сотрудник НИЛ-102, д.т.н., профессор, И.В. Белоконов;

члены комиссии: с.н.с. НИЛ-102, к.т.н. Н.А. Елисов; м.н.с. НИЛ-102 А.А. Кумарин; м.н.с. НИЛ-102 С.В. Шафран; м.н.с. НИЛ-102 М.С. Щербаков,

установила, что при выполнении научно-исследовательской работы «Разработка цифрового макета наноспутника стандарта кубсат, предназначенного для мониторинга ледового и водного покрытия и проведения гравиметрических исследований Арктической зоны РФ и Северного морского пути с помощью ГНСС ГЛОНАСС» (шифр темы 102х-001, заказчик ФГУП ВНИИФТРИ) использован следующий научный результат:

- синтез законов управления угловым движением малоразмерного космического аппарата в случае высокой деградации исполнительных устройств;
- реконфигурация алгоритмического обеспечения обратной связи системы управления угловым движением малоразмерного космического аппарата.

Научные результаты А.В. Крамлиха легли в основу подразделов 1.2.2 и 1.2.3, входящих в отчет по научно-исследовательской работе «Разработка цифрового макета наноспутника стандарта кубсат, предназначенного для мониторинга ледового и водного покрытия и проведения гравиметрических исследований Арктической зоны РФ и Северного морского пути с помощью ГНСС ГЛОНАСС».

Кроме того, научный результат – реконфигурация алгоритмического обеспечения обратной связи системы управления угловым движением малоразмерного космического аппарата – был использован при создании алгоритмического обеспечения системы управления движением МКА «СамСат-ОРИОН».

Председатель комиссии:

Главный научный сотрудник НИЛ-102,
д.т.н., профессор

И.В. Белоконов

Члены комиссии:

С.н.с. НИЛ-102

М.н.с. НИЛ-102

М.н.с. НИЛ-102

М.н.с. НИЛ-102

Н.А. Елисов

А.А. Кумарин

С.В. Шафран

М.С. Щербаков



УТВЕРЖДАЮ

Проректор по учебной работе

/Гаврилов А.В.

« 15 » мая 2026 г.

АКТ

о внедрении результатов диссертационного исследования в учебный процесс

Результаты диссертационного исследования по теме «Методы и алгоритмы обеспечения отказоустойчивого управления угловым движением малоразмерных космических аппаратов», выполненного на межвузовской кафедре космических исследований, внедрены в учебный процесс на межвузовской кафедре космических исследований (протокол № 8 от «10» апреля 2026 г.).

Указанные результаты включены в курсы «Основы управления и навигации малогабаритных КА и наноспутников», направления подготовки 24.03.01 Ракетные комплексы и космонавтики и «Современные технологии навигации и управления в космосе», направления подготовки 24.04.01 Ракетные комплексы и космонавтики.

Заведующий межвузовской кафедры
космических исследований,
д.т.н., профессор

« 15 » мая 2026 г. /Белоконов И.В.

Соискатель ученой степени,
к.т.н., доцент

« 15 » мая 2026 г. /Крамлих А.В.

Начальник методического отдела
учебно-методического управления,
к.т.н., доцент

« 21 » мая 2026 г. /Вдовин Р.А.

Начальник отдела сопровождения
научных исследований,
к.т.н., доцент

« 18 » мая 2026 г. /Родионов Л.В.

УТВЕРЖДАЮ



Генеральный директор
ФГУП «ВНИИФТРИ»
д.т.н., профессор

С.И. Донченко

2026 г.

АКТ

об использовании результатов диссертационного исследования на соискание ученой степени
доктора технических наук по теме «Методы и алгоритмы обеспечения отказоустойчивого
управления угловым движением малоразмерных космических аппаратов»,
доцента межвузовской кафедры космических исследований Самарского университета
Крамлиха Андрея Васильевича

Комиссия в составе: председателя комиссии – главного научного сотрудника НИО-8,
д.т.н., профессора Фатеева В.Ф.; членов комиссии: начальника лаборатории, к.т.н.
Давлатова Р.А. и начальника лаборатории Лопатина В.П., составила настоящий акт об
использовании результатов докторской диссертации Крамлиха А.В. во ФГУП «ВНИИФТРИ».

Комиссия установила, что результаты, полученные Крамлихом А.В.:

- синтез законов управления угловым движением малоразмерного космического аппарата в случае высокой деградации исполнительных устройств;
- адаптивная система управления угловым движением малоразмерного космического аппарата;

– реконфигурация алгоритмического обеспечения обратной связи системы управления угловым движением малоразмерного космического аппарата,
были использованы при выполнении научного проекта «Методы и средства междисциплинарного исследования региона Российской Арктики и Северного морского пути на основе перспективных радиолокационных и гравиметрических технологий с использованием ГЛОНАСС и группировок наноспутников» в рамках Гранта №23-67-10007 Российского научного фонда.

Полученные результаты далее будут положены в основу разработки Концепции орбитальной системы перспективных наноспутников, предназначенных для гравиметрического, радиолокационного и геодезического обеспечения региона Российской Арктики и Северного морского пути в интересах поиска полезных ископаемых, подготовки навигационно-гравиметрических карт, а также обеспечения безопасности судоходства.

Председатель комиссии:
Главный научный сотрудник НИО-8,
д.т.н., профессор

В.Ф. Фатеев

Члены комиссии:
Начальник лаборатории
Начальник лаборатории

Р.А. Давлатов

В.П. Лопатин