

Крамлих Андрей Васильевич

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

2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

Автореферат
диссертации на соискание учёной степени
доктора технических наук

Самара – 2026

Работа выполнена на межвузовской кафедре космических исследований в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева».

Научный консультант:

Белоконов Игорь Витальевич, доктор технических наук, профессор, заведующий межвузовской кафедрой космических исследований федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева».

Официальные оппоненты:

Клюшников Валерий Юрьевич, доктор технических наук, старший научный сотрудник, главный учёный секретарь АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»;

Красильщиков Михаил Наумович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры № 704 «Информационно-управляющие комплексы летательных аппаратов» федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»;

Овчинников Михаил Юрьевич, доктор физико-математических наук, профессор, главный научный сотрудник, и.о. заведующего отделом №7 в Федеральном государственном учреждении «Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской академии наук».

Ведущая организация:

Акционерное общество «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А.Г. Иосифьяна», г. Москва.

Защита состоится 16 октября 2026 г. в 10:00 на заседании диссертационного совета 24.2.379.03, созданного на базе федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева», по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева» и на сайте: https://ssau.ru/resources/dis_protection/kramlikh.

Автореферат разослан « ____ » июля 2026 г.

И.о. учёного секретаря
диссертационного совета,
д.т.н., доцент

Г.М. Макарьянц

Общая характеристика работы

Актуальность работы. 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 конструкции МКА – появляются трансформируемые элементы (например, раскрываемые панели солнечных батарей или крупногабаритные антенны), а также 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 энергопотребление, а также 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 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, позволяющие 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 радиоинтерферометрии.

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 проведенных исследований использовались при разработке СУД наноспутников семейства СамСат, создаваемых на межвузовской кафедре космических исследований Самарского университета.

Содержание исследований и полученные результаты соответствуют п. 8, 10, 11, 12 паспорта специальности 2.5.16. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов.

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).

Положения, выносимые на защиту (пункты 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).

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, XXVIII, XXXI Санкт-Петербургских международных конференциях по интегрированным навигационным системам (г. Санкт-Петербург, 2013 г, 2016-2020 гг., 2022 г., 2024 г.); XV, XVIII мультikonференциях по проблемам управления (г. Санкт-Петербург, 2022 г.; г. Тула, 2025 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 [1-12] в рецензируемых научных изданиях перечня ВАК Минобрнауки РФ (отнесённые к категориям К-1 или К-2); 6 работ [13-18] в рецензируемых научных изданиях, индексируемых базой данных RSCI; а также 23 работы в изданиях, индексируемых международными базами Scopus и Web of Science [17-41]; 10 работ в сборниках трудов и тезисов конференций.

Получены 2 свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ.

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.

Структура и объём диссертационной работы. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка использованных источников из 207 наименований и 6 приложений. Общий объём диссертационной работы составляет 209 страниц.

Содержание работы

Во **введении** обоснована актуальность работы, сформулирована научная проблема, определены цель и решаемые научно-технические задачи, научная новизна, отмечены теоретическая и практическая значимость работы, приведены сведения о публикациях и апробациях работы, перечислены основные положения, выносимые на защиту.

В **первой главе** анализируются и формулируются особенности проблемы отказов в системе управления угловым движением МКА.

При создании СУД МКА необходимо учитывать следующие особенности, присущие этому классу КА:

- малые масса и габариты, и как следствие жёсткие ограничения на запас энергии и на возможность дублирования элементов СУД;
- угловое ускорение МКА, обусловленное аэродинамическим моментом, значительно выше, чем у КА с большими размерами и массой, что требует при создании алгоритмов СУД учитывать, наряду с гравитационным и аэродинамический момент;
- бортовые системы создаются из неспециализированной элементной базы.

К наиболее общим факторам космического пространства, влияющим на отказ или деградацию датчиков и исполнительных устройств СУД КА, можно отнести радиационное воздействие и термоциклирование. Дополнительным фактором, снижающим отказоустойчивость СУД МКА является запуск в космос при ограниченном объёме наземных испытаний.

Существующие подходы к обнаружению и диагностике неисправностей подразделяются на две группы (рис. 1): на основе моделей и на основе базы данных. В первом случае используются: теория фильтрации (фильтр Калмана и его модификации), ∞ – регуляторы, наблюдатели, скользящее управление. Во втором привлекаются такие методы, как метод опорных векторов, нейронные сети, статистический последовательный анализ, методы анализа независимых компонент и нечёткой кластеризации С-средних.

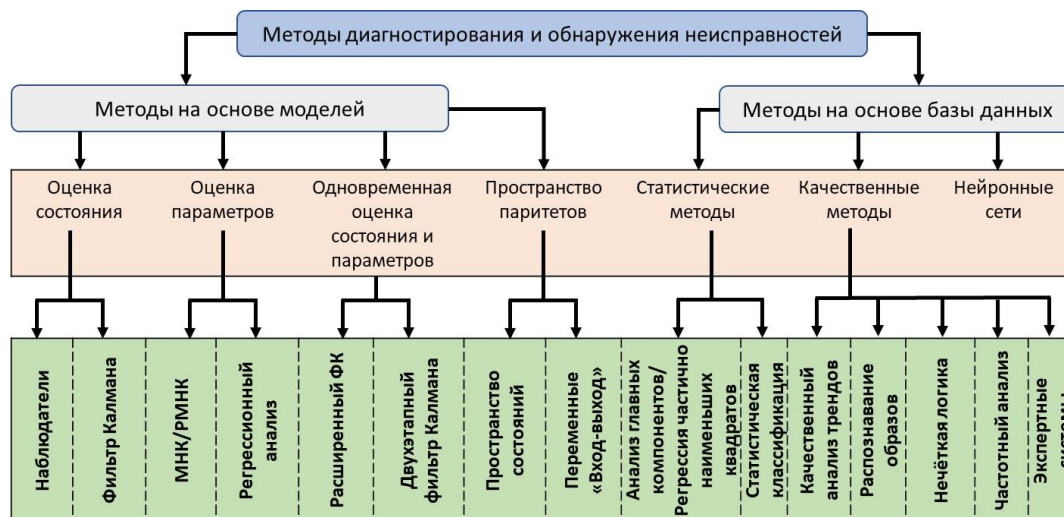


Рисунок 1 – Классификация методов диагностирования и обнаружения неисправностей системы управления ориентацией космического аппарата
(МНК – метод наименьших квадратов; РМНК – рекурсивный МНК; ФК – фильтр Калмана)

Повысить отказоустойчивость системы управления движением КА можно за счёт избыточности – аппаратной, 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 создания необходимых управляющих моментов и сохранения приемлемого качества управления.

Если в исполнительных устройствах СУД 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. 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. На практике

факт нештатного функционирования КА устанавливается специалистами ЦУП по результатам анализа телеметрии.

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 устройств МКА (без резервирования исполнительных устройств), которые могут быть построены на базе современных энергоэффективных бортовых вычислительных средств, существенный вклад в развитие которых могут внести алгоритмические способы, основанные на реконфигурации алгоритмического обеспечения при незначительном снижении качества управления.

Во второй главе представлена архитектура контура управления угловым движением МКА, адаптирующаяся к возможным отказам датчиков и исполнительных устройств. Описываются основные системы координат, математические модели движения и измерений, используемые в цифровом двойнике.

Для обеспечения отказоустойчивости системы управления угловым движением МКА предлагается её адаптивная модификация, основанная на одновременной работе СУД МКА и его цифрового двойника. В случае выявления неисправностей измерительных средств или исполнительных устройств в цифровом двойнике вырабатывается решение о реконфигурации алгоритмического обеспечения СУД МКА (рис. 2).

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

- построение отказоустойчивой обратной связи системы управления – определение параметров движения относительно центра масс МКА при выходе из строя одного или нескольких измерительных средств;
- построение отказоустойчивой прямой цепи системы управления – сохранение управляемости в случае отказов отдельных каналов исполнительных устройств.

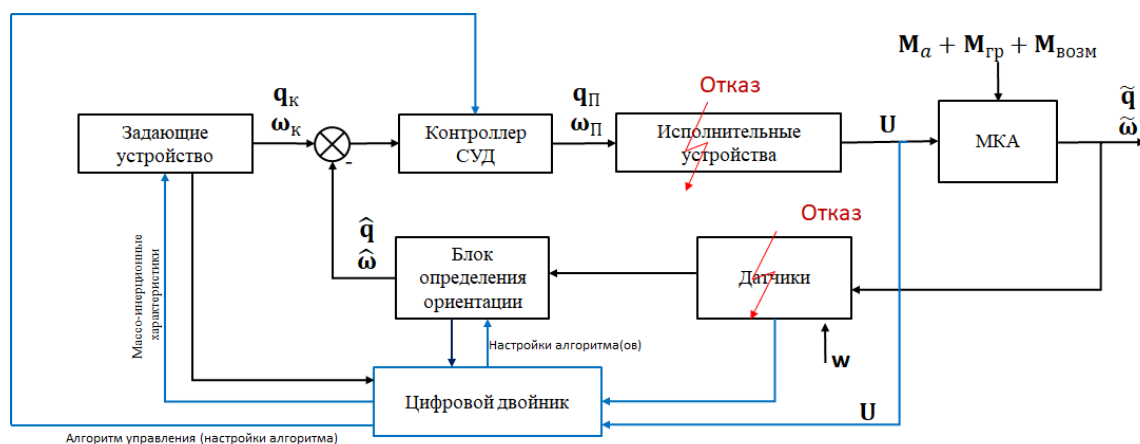


Рисунок 2 – Структурная схема контура управления угловым движением МКА с цифровым двойником

Цифровой двойник системы управления угловым движением МКА. Цифровой двойник СУД представляет собой совокупность математических моделей и алгоритмов определения параметров движения относительно центра масс МКА и управления его угловым движением, в задачи которого входит:

- моделирование движения центра масс МКА;
- моделирование неуправляемого и управляемого углового движения МКА;

- моделирование измерений датчиков, установленных на борту МКА;
- калибровка измерительных устройств;
- идентификация параметров бортовой модели МКА;
- моделирование работы алгоритмов определения ориентации МКА.

Схема взаимодействия моделей и алгоритмов в цифровом двойнике СУД представлена на рис. 3.

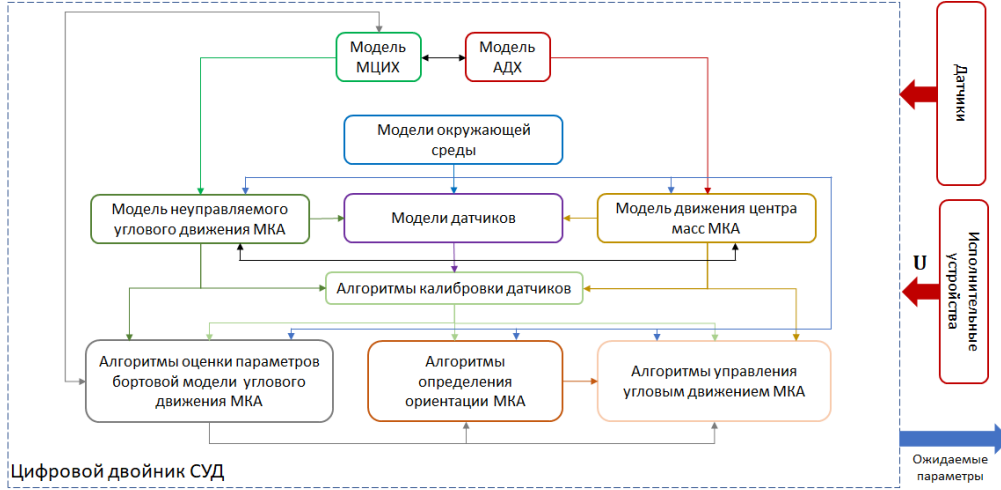


Рисунок 3 – Схема взаимодействия моделей и алгоритмов в цифровом двойнике: МЦИХ – массоцентровочные и инерционные характеристики (масса, положение центра масс, тензор инерции); АДХ – аэродинамические характеристики (положение центра давления, коэффициент лобового сопротивления)

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 oy_a лежит в плоскости экватора Земли и дополняет систему до правой.

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.

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

Рассмотрим основные математические модели, используемые в цифровом двойнике.

Модель движения центра масс МКА в АГСК векторной форме описывается уравнением

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

где $\mathbf{r} = [x_a \ y_a \ z_a]^T$ – радиус-вектор; $\mu = 398602 \text{ км}^3/\text{с}^2$ – гравитационный параметр Земли; $\mathbf{a}_{J_k}$ – возмущающее ускорение от k -й зональной гармоники (K – количество учитываемых зональных гармоник); $\mathbf{a}_{\text{атм}}$ – возмущающее ускорение от сопротивления атмосферы.

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

$$\mathbf{I}\dot{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} = \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_{\text{гп}} + \mathbf{U}, \quad (2)$$

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; $\boldsymbol{\omega}^{oa} = [0, \sqrt{\mu/|\mathbf{r}|^3}, 0]^T$ – угловая скорость ОСК относительно АГСК; $\mathbf{M}_a = \rho C_D S [\mathbf{d} \times \mathbf{V}^b] |\mathbf{V}^b|$ – вектор аэродинамического момента; $\mathbf{M}_{гг} = \frac{3\mu}{|\mathbf{r}|^3} (\boldsymbol{\eta}^b \times \mathbf{I} \boldsymbol{\eta}^b)$ – 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.

Динамические уравнения (2) дополним кинематическим уравнением в векторной форме с нормированным кватернионом:

$$\dot{\mathbf{q}} = \frac{1}{2} \boldsymbol{\Omega} \mathbf{q}, \quad (3)$$

где $\mathbf{q} = [q_0, \mathbf{q}_v]^T$ – нормированный кватернион (q_0 – скалярная часть кватерниона;

$$\mathbf{q}_v = [q_1, q_2, q_3]^T \text{ – векторная часть кватерниона); } \boldsymbol{\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_x^{bo} & -\omega_y^{bo} & -\omega_z^{bo} \\ \omega_x^{bo} & 0 & \omega_z^{bo} & -\omega_y^{bo} \\ \omega_y^{bo} & -\omega_z^{bo} & 0 & \omega_x^{bo} \\ \omega_z^{bo} & \omega_y^{bo} & -\omega_x^{bo} & 0 \end{bmatrix} \text{ –}$$

кососимметричная матрица.

Математическую модель измерений магнитометра можно представить как

$$\mathbf{B}_m = \mathbf{S} \cdot \mathbf{N} \cdot (\mathbf{A}_{si} \cdot \mathbf{B}_t + \mathbf{b}_{hi}) + \mathbf{b}_{so} + \boldsymbol{\beta}(t) + \boldsymbol{\varepsilon}, \quad (4)$$

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 (СВ) 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).

Математическую модель измерений ДУС можно представить в виде

$$\boldsymbol{\omega} = \boldsymbol{\omega}_t + \mathbf{N}_\omega \boldsymbol{\omega}_t + \mathbf{S}_\omega \boldsymbol{\omega}_t + \mathbf{b}_\omega + \boldsymbol{\varepsilon}, \quad (5)$$

где $\boldsymbol{\omega}$ – вектор измерений ДУС; $\boldsymbol{\omega}_t$ – 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 ДУС; ϵ – вектор случайных шумов измерений, компоненты которого принимаются СВ с нормальным законом распределения и нулевым математическим ожиданием.

Моделирование измерений ω_t выполняется при использовании уравнений (2), (3).

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

$$S_b = WS_r + \epsilon, \quad (6)$$

где S_r – вектор направления на Солнце в базовой системе координат (например, ОСК); W – матрица перехода от ОСК в ССК; S_b – вектор направления на Солнце в ССК.

Для имитации измерений S_r используется модель планетарного движения Variations Séculaires des Orbites Planétaires – набор коэффициентов для вычисления гелиоцентрических координат планет.

Методика детектирования отказов измерительных средств. В основе методики детектирования отказов измерительных средств лежат математические модели движения (1)–(3) и измерений (4)–(6), которые реализованы в цифровом двойнике.

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

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

Этап 2. Прогнозирование параметров движения центра масс МКА по уравнениям (1) и углового движения МКА по уравнениям (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; аномальные измерения моделировались по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и заданной дисперсией; вероятность появления аномального измерения принималась равной 0,01.

На рис. 4 для $\delta_{\text{макс}} = \pm 1200 \text{ нТл}$ показана область, выделяющая измерения, которые будут использованы в СУД.

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

Материалы второй главы опубликованы в [8, 10, 13, 15, 24–29, 34, 36].

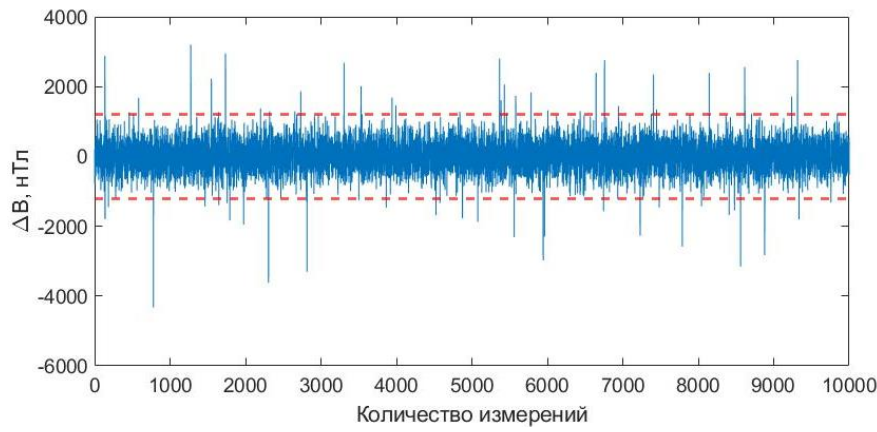


Рисунок 4 – Область измерений магнитометра

В **третьей главе** рассматривается алгоритмический подход к повышению отказоустойчивости контура обратной связи за счёт адаптации к возможным отказам измерительных средств. Описан метод определения параметров углового движения МКА на основе геометрической видимости навигационных космических аппаратов (НКА) глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС). Описаны схемы и алгоритмы комплексирования разнотипных измерений, реконфигурация алгоритмического обеспечения обратной связи СУД МКА.

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

$$\mathbf{W} = [w_{ij}] = \begin{bmatrix} c(\alpha_n) & s(\alpha_n)s(\psi) & -s(\alpha_n)c(\psi) \\ s(\varphi)s(\alpha_n) & c(\varphi)c(\psi) - s(\varphi)c(\alpha_n)s(\psi) & c(\varphi)s(\psi) + s(\varphi)c(\alpha_n)c(\psi) \\ c(\varphi)s(\alpha_n) & -s(\varphi)c(\psi) - c(\varphi)c(\alpha_n)s(\psi) & -s(\varphi)s(\psi) + c(\varphi)c(\alpha_n)c(\psi) \end{bmatrix}, \quad (7)$$

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:

$$\mathbf{W} = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 + q_0q_3) & 2(q_1q_3 - q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 - q_0q_3) & q_0^2 + q_2^2 - q_1^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 + q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 + q_0q_2) & 2(q_2q_3 - q_0q_1) & q_0^2 + q_3^2 - q_1^2 - q_2^2 \end{bmatrix}. \quad (8)$$

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

$$\mathbf{C}_v(t) = \mathbf{W}(t)\mathbf{v}_{\text{орб}}(t) + \boldsymbol{\varepsilon}(\sigma_v, t), \quad (9)$$

где $\mathbf{W}(t)$ – матрица перехода от ОСК к ССК; $\mathbf{v}_{\text{орб}}(t)$ – измеряемый вектор в ОСК, рассчитанный по соответствующей модели; $\boldsymbol{\varepsilon}(\sigma_v, t)$ – 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

$$\mathbf{C}_\omega(t) = \boldsymbol{\omega}_{\text{изм}} = \boldsymbol{\omega}(\mathbf{W}(t), t) + \boldsymbol{\varepsilon}_\omega(\sigma_\omega, t), \quad (10)$$

где $\boldsymbol{\varepsilon}_\omega(\sigma_\omega, t)$ – шум измерений, σ_ω – СКО.

Традиционная математическая постановка задачи определения параметров углового движения МКА, в качестве которых используется нормированный 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, проводимых на борту МКА.

Решение поставленной задачи сводится к минимизации квадратичной целевой функции

$$\Phi(\mathbf{x}, T) = \sum_{k=1}^N [\mathbf{v}_{k, \text{орб}}(t) - \tilde{\mathbf{C}}_k(t)]^T [\mathbf{v}_{k, \text{орб}}(t) - \tilde{\mathbf{C}}_k(t)] \rightarrow \min, \quad (11)$$

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.

Метод определения параметров углового движения МКА на основе геометрической видимости НКА ГНСС.

Для расширения возможностей реконфигурации алгоритмического обеспечения обратной связи СУД кратко опишем алгоритмы, входящие в метод определения ориентации МКА на основе геометрической видимости НКА ГНСС.

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 (НП) работает по сигналам ГНСС ГЛОНАСС и GPS);
- вектор направляющих косинусов (НК) фазовых центров навигационных антенн (ФЦНА) в ССК.

В табл. 1 приведён перечень разработанных алгоритмов определения ориентации МКА на основе геометрической видимости НКА.

Таблица 1 – Перечень разработанных алгоритмов определения ориентации МКА

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 этапе проектирования МКА разработчику предоставляется возможность выбора алгоритмов определения ориентации МКА на основе геометрической видимости НКА (табл. 1). Схема выбора алгоритма, в зависимости от количества антенн НП, приведена на рис. 5.

На рис. 6 показаны схемы алгоритмов 1-4.

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

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.

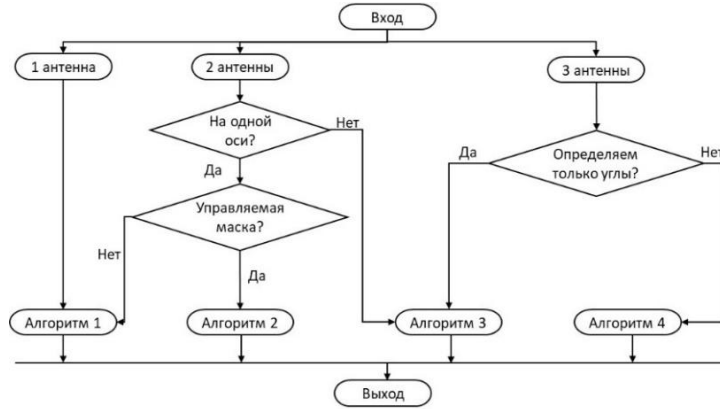


Рисунок 5 – К выбору алгоритма определения ориентации МКА на основе геометрической видимости НКА

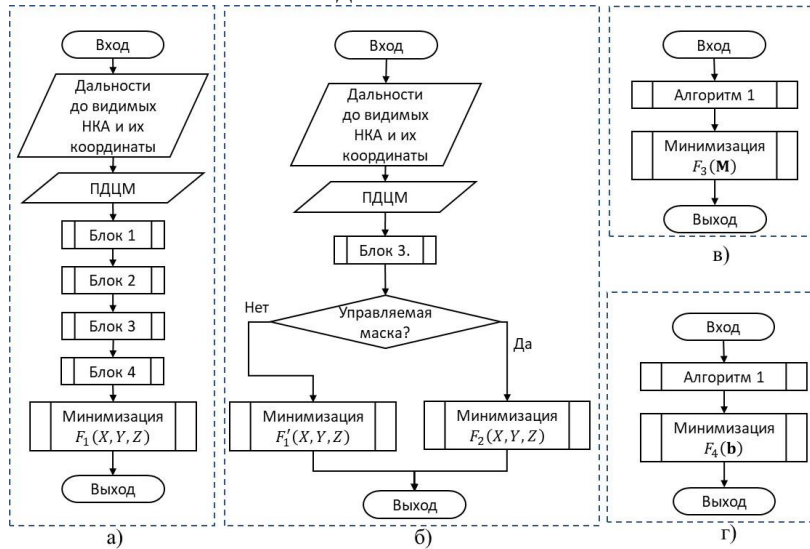


Рисунок 6 – Схемы алгоритмов определения ориентации МКА по анализу геометрической видимости НКА (а – алгоритм 1; б – алгоритм 2; в – алгоритм 3; г – алгоритм 4)

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

$$F_1(X, Y, Z) = \sum_{i=1}^{N_B} (X_i X + Y_i Y + Z_i Z - 1)^2 + \sum_{j=1}^{N_{HB}} (X_j X + Y_j Y + Z_j Z + 1)^2, \quad (12)$$

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 (12) для случая двух антенн НП, расположенных на одной оси без управляемой маски, записывается в виде

$$F'_1(X, Y, Z) = \sum_{i=1}^{N^+} (X_i X + Y_i Y + Z_i Z - 1)^2 + \sum_{j=1}^{N^-} (X_j X + Y_j Y + Z_j Z + 1)^2, \quad (13)$$

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

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

$$F_2(X, Y, Z) = \alpha_1 \left[\sum_{i=1}^{N^- - N_{иск}^-} (X_i X + Y_i Y + Z_i Z - 1)^2 + \sum_{j=1}^{N^+ - N_{иск}^+} (X_j X + Y_j Y + Z_j Z - 1)^2 \right] + \alpha_2 \left[\sum_{l=1}^{n(\gamma)} \left[\sum_{k=1}^{N_{иск}^-} (X_k X + Y_k Y + Z_k Z - c_l)^2 + \sum_{s=1}^{N_{иск}^+} (X_s X + Y_s Y + Z_s Z - c_l)^2 \right] \right], \quad (14)$$

где α_1, α_2 – весовые коэффициенты; $N_{иск}^-, N_{иск}^+$ – количество видимых НКА при изменении ширины диаграммы направленности антенны НП; γ – угол полураствора антенны НП; $c_l = \cos(\gamma_l)$; $n(\gamma)$ – число дискретных значений угла γ . Отличие целевой функции (14) от (12) или (13) заключается в наличии слагаемого, которое появляется в результате перехода НКА из категории «видимый» в категорию «невидимый» из-за изменения ширины диаграммы направленности антенны НП.

Отыскание минимума ЦФ (12)-(14) 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.

Выходными данными алгоритмов 1 и 2 являются два угла ориентации, описывающие положение оси, вдоль которой расположен фазовый центр антенны НП.

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)

$$J(\mathbf{W}) = \sum_{i=1}^k (\mathbf{A}_X^i - \mathbf{W} \cdot \mathbf{A}_X^i)^T (\mathbf{A}_X^i - \mathbf{W} \cdot \mathbf{A}_X^i), \quad (15)$$

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 (15) сводится к отысканию оценки оптимального кватерниона.

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. 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:

$$F_4(\mathbf{b}) = \sum_{i=X,Y,Z} \sum_{j=1}^N (\xi_{ij}(\mathbf{b}) - \eta_{ij})^2, \quad (16)$$

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; η_{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 (16) с использованием моделей движения (2), (3) и результатов работы алгоритма 1 или 2 осуществляется с применением алгоритма дифференциальной эволюции (АДЭ).

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

- орбитальные структуры ГНСС ГЛОНАСС и GPS взяты на 01.04.2020;
- 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 моделирования приведены на рис. 7–10. В качестве меры ошибки используется

$$\Phi = \arccos\left(\frac{1}{2}\left(\text{trace}(\mathbf{W}_{\text{ист}}^T \cdot \hat{\mathbf{W}}) - 1\right)\right), \quad (17)$$

где $\mathbf{W}_{\text{ист}}$ – истинная матрица перехода от ОСК к ССК; $\hat{\mathbf{W}}$ – оценка матрицы по результатам работы алгоритмов.

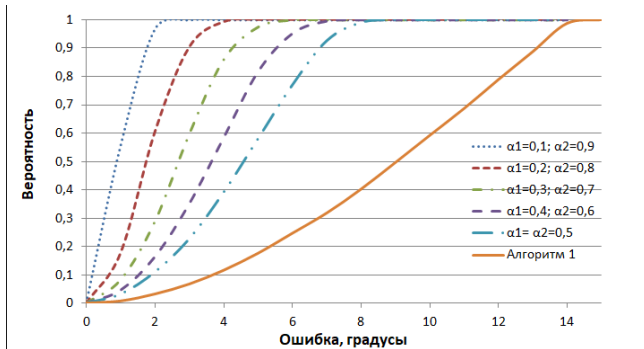


Рисунок 7 – Функции распределения вероятности ошибки для $\gamma = 45^\circ$ при различных весовых коэффициентах

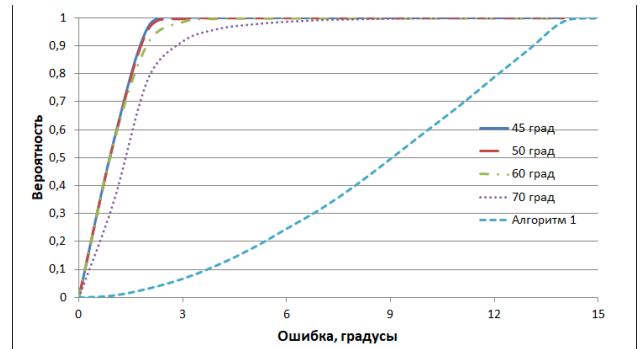


Рисунок 8 – Функции распределения вероятности ошибки для различной ширины диаграммы направленности антенны для весовых коэффициентов $\alpha_1 = 0,1$; $\alpha_2 = 0,9$

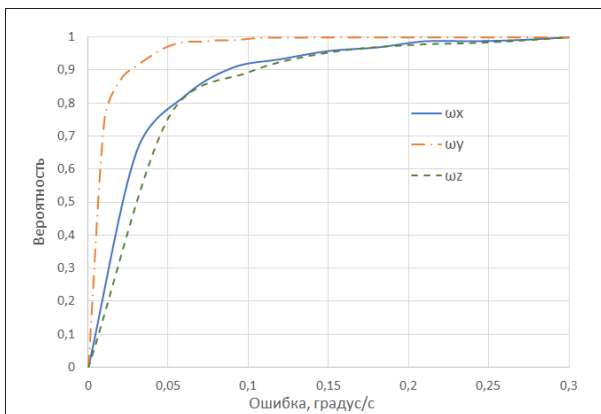


Рисунок 9 – Функции распределения вероятности ошибки определения угловой скорости МКА

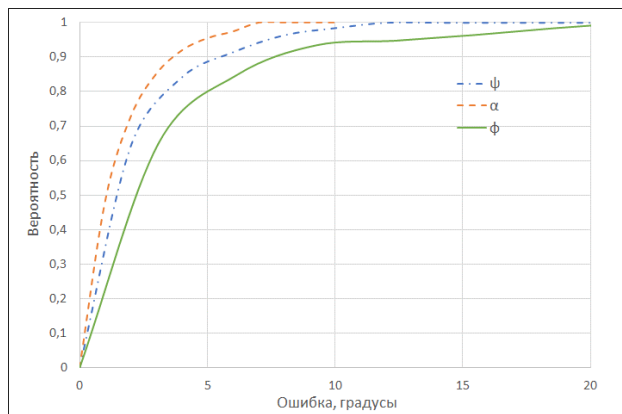


Рисунок 10 – Функции распределения вероятности ошибки определения углов ориентации МКА

Схемы комплексирования разнотипных измерений для определения ориентации МКА. В основе схем комплексирования разнотипных измерений лежит идея использования измеряемой информации (измерения магнитометров, ДС, ДО) и псевдоизмеренной информации (векторы 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, рассмотрим сильносвязанную и слабосвязанную схемы комплексирования информации от векторных измерителей с псевдоизмеренной информацией (результат работы алгоритма 1 и 2). Для примера в качестве векторного измерителя возьмём магнитометр.

Под сильносвязанной схемой комплексирования (рис. 11) рассматриваемого состава измерений понимается схема, при которой задача определения ориентации МКА решается с одновременным использованием всей измерительной информации.

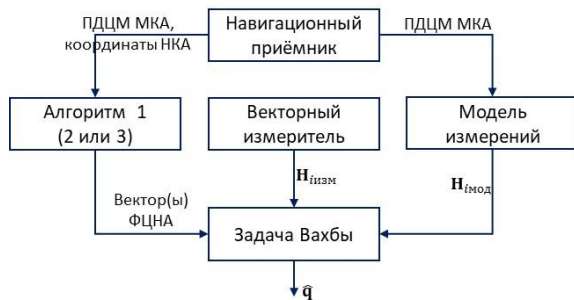


Рисунок 11 – Сильносвязанная схема комплексирования

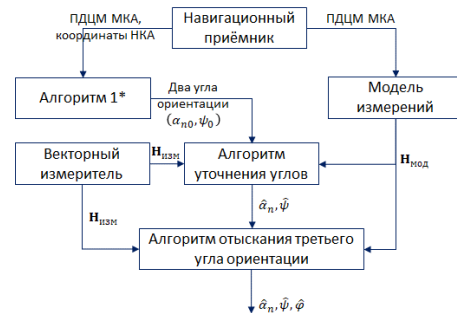


Рисунок 12 – Слабосвязанная схема комплексирования

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

- определения двух углов ориентации МКА (алгоритм 1 или 2) или определения трёх углов ориентации МКА (алгоритм 3);
- расчёта вектора напряжённости МПЗ в ОСК по известной модели.

Информация от трёхосного магнитометра (вектор напряжённости МПЗ в ССК), вектор 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 **W** параметризована кватернионом (8).

Под слабосвязанной схемой комплексирования (рис. 12) рассматриваемого состава измерений понимается схема, при которой задача определения ориентации МКА решается поэтапно, привлекая по мере необходимости тот или иной вид измерений. В данной схеме матрица **W** параметризована углами (1).

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

- определения двух углов ориентации МКА (алгоритм 1 или 2);
- расчёта вектора напряжённости МПЗ 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).

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

$$F(\alpha, \psi) = (H_x - H_x \cos \alpha - H_y \sin \alpha \sin \psi + H_z \sin \alpha \cos \psi)^2. \quad (18)$$

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

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} \\ -a_{12} & a_{11} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \sin \varphi \\ \cos \varphi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H_y \\ H_z \end{bmatrix}, \quad (19)$$

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 рис. 13.

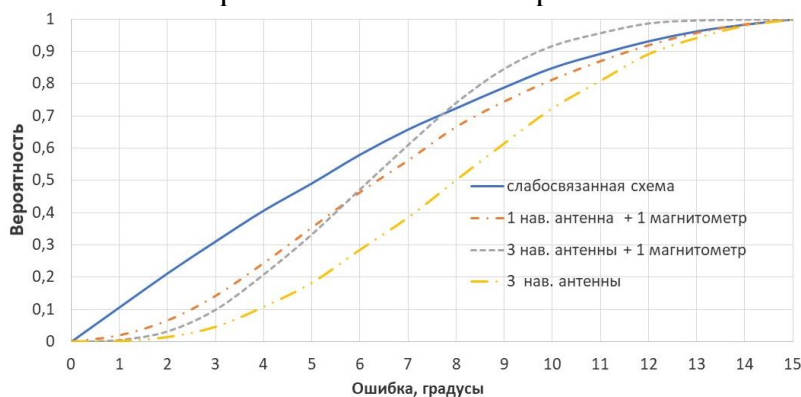


Рисунок 13 – Функции распределения вероятности ошибки определения ориентации МКА

Для решения задачи управления угловым движением МКА необходимо обеспечить знание параметров углового движения МКА. Решение задачи Вахбы (15) с использованием, например, алгоритма QUEST, позволяет оценить только кватернион. При этом точность полученной оценки кватерниона зависит от используемых векторных измерений и угла между ними. Для формирования обратной связи по угловой скорости и для уточнения кватерниона на КА традиционно используют алгоритмы на основе фильтра Калмана.

В целях обеспечения отказоустойчивой обратной связи разработан двухэтапный алгоритм определения параметров углового движения МКА на основе фильтра Калмана, использующего только магнитометрические измерения.

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, требуется разработать фильтр Калмана, использующий только магнитометрические измерения.

Задача определения параметров углового движения МКА решается с использованием двухэтапного алгоритма, состоящий из детерминированного алгоритма QUEST, использующего измерения магнитометра и ДО или ДС, и фильтра Калмана, основанного только на магнитометрических измерениях. На первом этапе алгоритма формируется начальное приближение (кватернион ориентации), на втором этапе применяется фильтр Калмана, в котором используются только магнитометрические измерения, поэтому время его сходимости значительно больше, чем при использовании нескольких разнотипных измерений (рис. 14).

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 следующим известным подходом.

Будем считать, что погрешности измерений магнитометра по каждой оси не коррелированы и имеют одинаковые дисперсии σ_m^2 , т.е. матрица $\mathbf{R}$ имеет вид

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

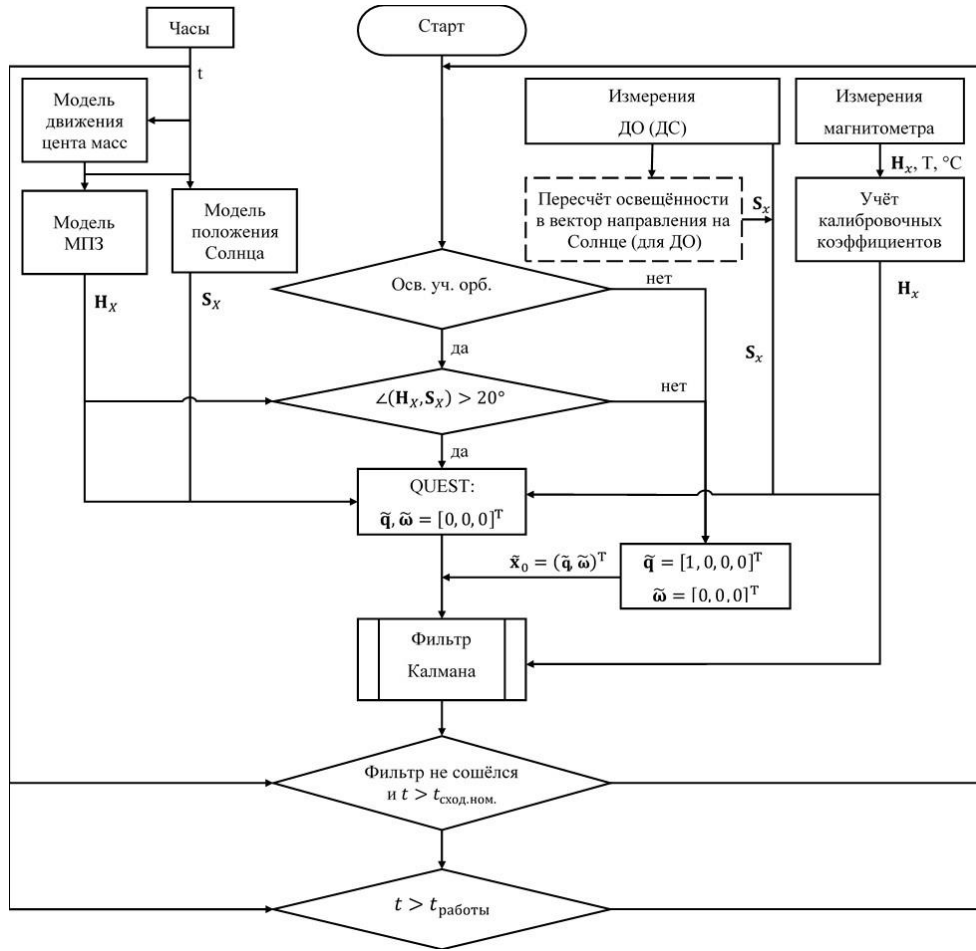


Рисунок 14 – Общая схема двухэтапного алгоритма определения ориентации МКА

Величина σ_m складывается из СКО шума конкретного магнитометра (σ_{m0}) и СКО, обусловленным отличием реального геомагнитного поля Земли от модели IGRF (σ_{IGRF}).

Ковариационная матрица погрешности оценивания вектора состояния в начальный момент времени $\mathbf{P}(0)$ отражает неточность задания начального приближения вектора оцениваемых параметров. 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

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

Так как для формирования начального приближения вектора угловой скорости не требуется никакой априорной информации, то в его качестве возьмём нулевой вектор. Поскольку использование фильтра Калмана для определения ориентации предполагается после окончания процесса демпфирования начальной угловой скорости МКА до уровня орбитальной угловой скорости ($\omega_{орб}$), то СКО ошибки задания угловой скорости, например, для высоты орбиты равной 550 км, составит $\sigma_{\omega0} = 5\omega_{орб} \approx 0,33^\circ/\text{с}$. Начальное приближение кватерниона ориентации формируется после алгоритма QUEST, максимальная погрешность ориентации которого составляет до 20° . В уравнениях фильтра 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 **Q** отражает неточности задания модели динамики системы. Поскольку порождающий шум модели движения МКА принимается белым, то сделано предположение о некоррелированности ошибок по компонентам кватерниона и вектора угловой скорости

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

Таким образом, процедура настройки фильтра сводится к определению параметров σ_q, σ_ω , которые можно подобрать путём многократного моделирования работы фильтра, при условии, что достигнута максимальная точность определения ориентации.

В таблице 2 приведены условия моделирования работы фильтра Калмана.

Таблица 2 – Условия моделирования фильтра Калмана

Параметры орбиты	высота орбиты	$H = 550$ 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	$\sim N(0, 250)$ нТл
Число реализаций в методе статистических испытаний		400

В табл. 3 показаны результаты статистического моделирования фильтра Калмана.

Таблица 3 – Результаты статистического моделирования фильтра Калмана

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

Реконфигурация алгоритмов определения ориентации МКА. 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; ДО, ДУС, НП с одной антенной, расположенной по продольной оси. Использование приведённых измерительных средств в различных алгоритмах приведено в табл. 4.

Таблица 4 – Использование измерений в алгоритмах определения ориентации МКА

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

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

Задача определения ориентации МКА в штатном режиме решается в два этапа. На первом этапе по одномоментным измерениям магнитометров и ДО оценивается кватернион (также возможно использование информации о геометрической видимости НКА), затем на втором этапе используются измерения магнитометра и ДУС, которые совместно используются в фильтре Калмана, при этом кватернион, найденный на первом этапе, является априорной информацией для фильтра Калмана.

Учитывая, что по показаниям одного измерительного средства 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 рис. 15 показаны схемы реконфигурации алгоритмов определения ориентации МКА для различных вариантов отказов измерительных средств.

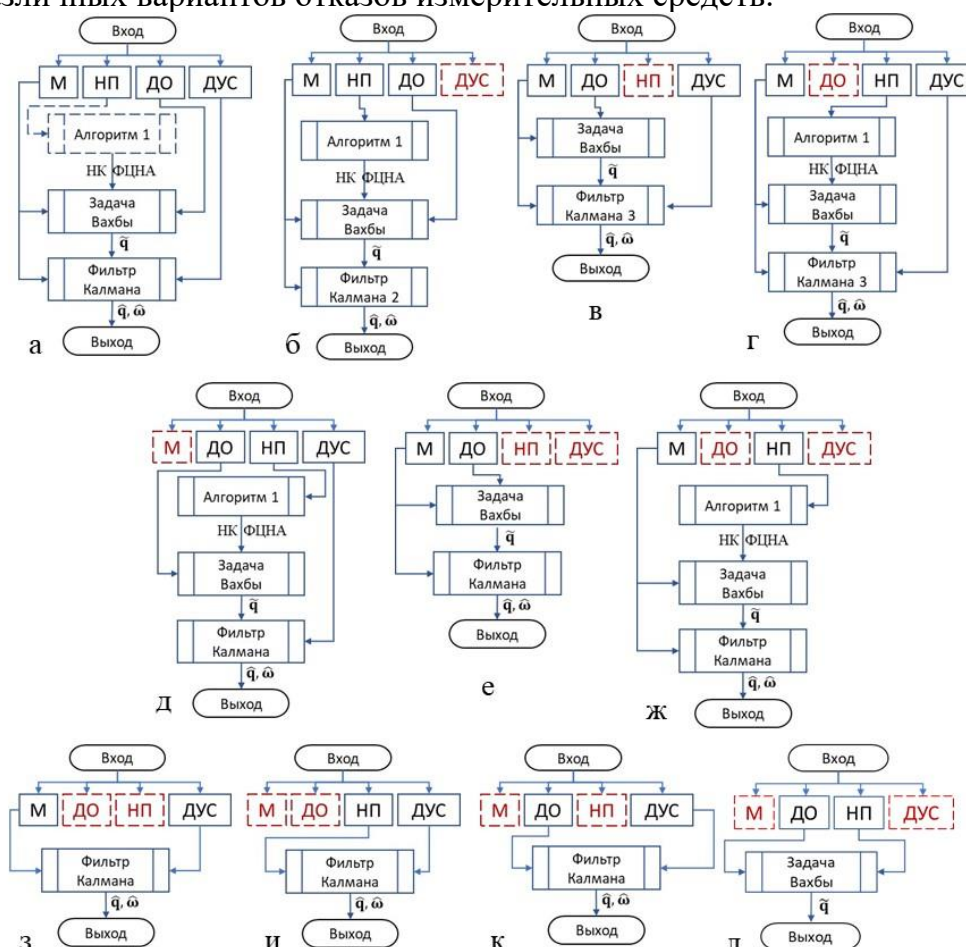


Рисунок 15 – Схемы реконфигурации алгоритмов

На рис. 15 принято: 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 рис. 15 реконфигурация позволяет сохранить возможность оценки параметров углового движения (кватернион и угловая скорость) для всех возможных случаев отказа за исключением случая одновременного отказа магнитометра и ДУС (случай «л»), когда могут отказаться одно или два измерительных средства. Однако, нужно иметь ввиду, что отсутствие априорной информации о кватернионе (случаи «з», «и», «к») может привести к увеличению времени сходимости фильтра Калмана в 2-9 раз.

Материалы третьей главы опубликованы в [2, 4–14, 16–18, 20, 21, 26, 30–33, 35–41].

В **четвёртой главе** описывается синтез квазиоптимального терминального программного управления угловым движением МКА, учитывающего внешние моменты.

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

МКА, угловое движение которого описывается уравнениями (2), (3) необходимо перевести из некоторого произвольного начального положения:

$$\mathbf{q}(t_0) = \mathbf{q}_0, \quad \boldsymbol{\omega}(t_0) = \boldsymbol{\omega}_0, \quad (20a)$$

в требуемое конечное положение

$$\mathbf{q}(T) = \mathbf{q}_k, \quad \boldsymbol{\omega}(T) = \boldsymbol{\omega}_k, \quad (20б)$$

за требуемое время T при минимальных затратах энергии

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

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

$$\mathbf{U}_{\text{опт}}(t) = \arg \min_{\mathbf{a}} f(\mathbf{a}, T), \quad (21)$$

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

вычисляется по формуле (17), в которой полагается

$\Phi = \arccos \left(\frac{1}{2} \left(\text{trace}(\mathbf{W}^T(\mathbf{q}_{\text{треб}}) \cdot \mathbf{W}(\mathbf{q}_{\text{факт}})) - 1 \right) \right); \quad \mathbf{a} = [\mathbf{a}_0, \mathbf{a}_n, \tilde{\mathbf{a}}_n]$ – матрица неизвестных коэффициентов.

Критерием остановки решения задачи поиска минимума ЦФ (21) является:

$$\Delta_f = |f_j - f_{j-1}| < 10^{-3}.$$

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

- степенной ряд: $\mathbf{U}(\mathbf{a}, t) = \mathbf{a}_0 + \sum_{n=1}^m \mathbf{a}_n t^n$;
- тригонометрический ряд: $\mathbf{U}(\mathbf{a}, t) = \frac{1}{2} \mathbf{a}_0 + \sum_{n=1}^m \left(\mathbf{a}_n \cos \frac{\pi n t}{2T} + \tilde{\mathbf{a}}_n \sin \frac{\pi n t}{2T} \right)$;
- чётный ряд Фурье: $\mathbf{U}(\mathbf{a}, t) = \frac{1}{2} \mathbf{a}_0 + \sum_{n=1}^m \left(\mathbf{a}_n \cos \left(\frac{\pi n t}{2T} + \tilde{\mathbf{a}}_n \right) \right)$;

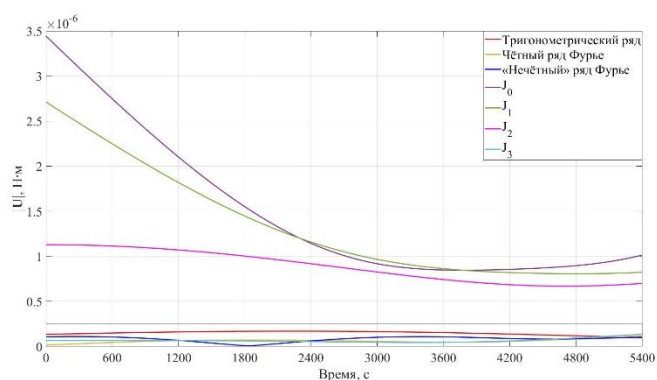
- «нечётный» ряд Фурье: $U(a, t) = \frac{1}{2} a_0 + \sum_{n=1}^m \left(a_n \sin \left(\frac{\pi n t}{2T} + \tilde{a}_n \right) \right)$;
- ряд Шлёмилха: $U(a, t) = a_0 + \sum_{n=1}^m (a_n J_k(nt)), (k = \overline{0,3}), J_k$ – функция Бесселя.

Минимизация ЦФ (21) осуществлялась с использованием АДЭ.

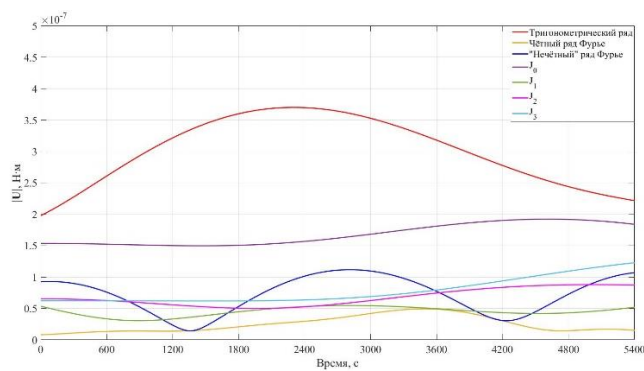
Выбор наилучшей формы параметризации управляющих моментов и сравнение предложенного подхода с существующими проводились для исходных данных, приведённых в табл. 5.

Таблица 5 – Исходные данные для иллюстрации решения задачи квазиоптимального терминального программного угловым движением МКА

Параметр	Значение
Тензор инерции, кг·м ²	$diag(0,0139 \ 0,0729 \ 0,0715)$
Начальный кватернион	$[0,5564 \ 0,664 \ 0,4696 \ -0,1704]^T$
Начальная угловая скорость, градус/с	$[0,1 \ 0,1 \ 0,1]^T$
Требуемый кватернион	$[0 \ 0 \ 1 \ 0]^T$
Требуемая угловая скорость, градус/с	$[0 \ 0 \ 0]^T$
Требуемое угловое ускорение, градус/с ²	$[0 \ 0 \ 0]^T$
Время переориентации, с	5400
Максимальное значение управляющего момента, Н·м	$5 \cdot 10^{-5}$

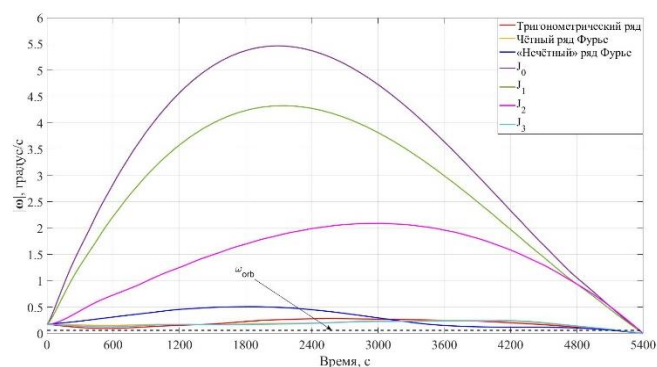


а) $m=2$

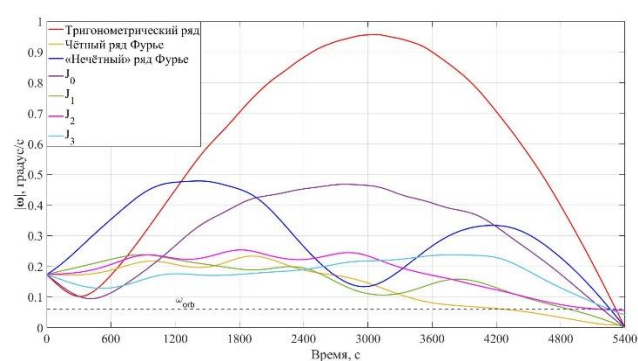


б) $m=4$

Рисунок 16 – Сравнение значений управляющего момента для различных структур параметризации управления



а) $m=2$



б) $m=4$

Рисунок 17 – Сравнение значений угловой скорости для различных структур параметризации управления

В табл. 6 приведено сравнение эффективности форм управления по затратам энергии.

Таблица 6 – Результаты сравнение эффективности форм управления по затратам энергии

Функциональный ряд	Затраты энергии, Дж·с	
	$m=2$	$m=4$
Степенной ряд	Нет решения	Нет решения
Тригонометрический ряд	$1022,8 \cdot 10^{-6}$	$800,6 \cdot 10^{-6}$
Чётный ряд Фурье	$329,5 \cdot 10^{-6}$	$135,4 \cdot 10^{-6}$
«Нечётный» ряд Фурье	$580,3 \cdot 10^{-6}$	$436,2 \cdot 10^{-6}$
Ряд Шлёмилляха (J_0)	$3201,5 \cdot 10^{-6}$	$790,3 \cdot 10^{-6}$
Ряд Шлёмилляха (J_1)	$2553,0 \cdot 10^{-6}$	$242,2 \cdot 10^{-6}$
Ряд Шлёмилляха (J_2)	$1108,9 \cdot 10^{-6}$	$363,3 \cdot 10^{-6}$
Ряд Шлёмилляха (J_3)	$415,4 \cdot 10^{-6}$	$390,8 \cdot 10^{-6}$

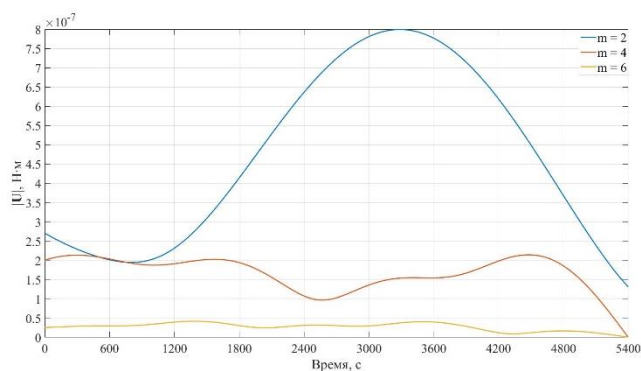


Рисунок 18 – Сравнение значений управляющего момента для различного числа членов чётного ряда Фурье

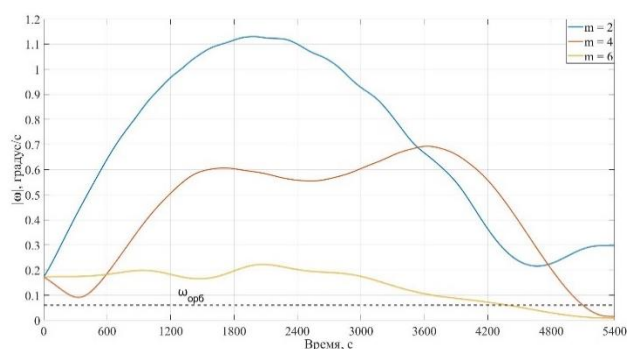


Рисунок 19 – Сравнение значений угловой скорости для различного числа членов чётного ряда Фурье

Таблица 7 – Результаты сравнения эффективности разного числа членов чётного ряда Фурье

Число членов чётного ряда Фурье (m)	Затраты энергии, Дж·с
2	нет решения
4	$896,8 \cdot 10^{-6}$
6	$147,7 \cdot 10^{-6}$
8	$145,6 \cdot 10^{-6}$

На рис. 20, 21 приведены изменения величины управляющего момента и угловой скорости МКА с использованием структуры управления в виде чётных рядов Фурье с решением, полученным на основе решения обратных задач динамики (ОЗД).

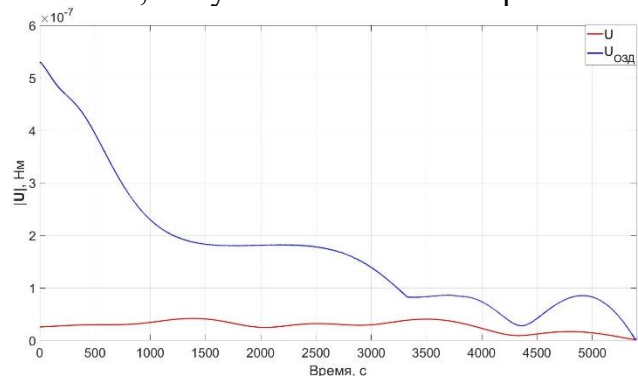


Рисунок 20 – Сравнение величин управляющего момента

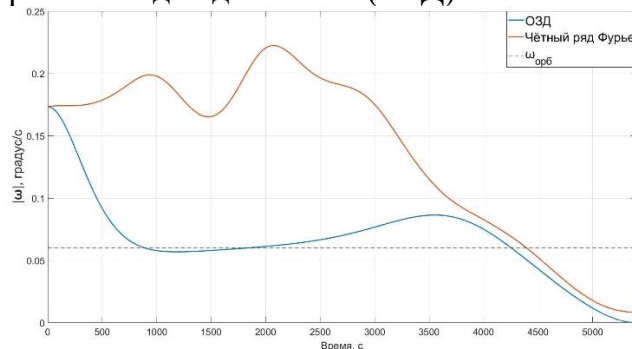


Рисунок 21 – Сравнение величин угловой скорости

Предложенный подход к синтезу терминального программного управления угловым движением МКА отличается от ОЗД тем, что позволяет решать задачу оптимального программного управления, а от принципа максимума Понтрягина тем, что позволяет учитывать внешние моменты, которые записываются как функции фазовых переменных. Кроме этого, предложенный подход сводит задачу оптимального управления к более простой задаче поиска экстремума функции многих переменных.

Материалы четвертой главы опубликованы в [15, 19, 22, 23].

Пятая глава посвящена построению 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 и синтез законов управления угловым движением МКА в случае высокой степени деградации исполнительных устройств.

Синтез программного терминального управления угловым движением МКА в случае отказов исполнительных устройств. Математическая постановка задачи синтеза программного терминального управления угловым движением МКА в случае отказов исполнительных устройств формулируется следующим образом. Для МКА, угловое движение которого описывается уравнениями (2), (3) необходимо перевести из произвольного начального положения (20а) в требуемое конечное положение (20б) за требуемое время T .

Задача переориентации МКА с отказавшим каналом управления решается с использованием следующей параметризованной структуры управления (для каждого из не отказавших каналов)

$$U(t) = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^8 a_n \cos\left(\frac{\pi n t}{2T} + \tilde{a}_n\right), \quad (22)$$

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

Задача отыскания неизвестных коэффициентов $A_0, A_n, \tilde{a}_n$ управления (22) сводится к задаче минимизации целевой функции вида:

$$f(\mathbf{b}, T) = \arccos\left(\frac{1}{2}\left(\text{tr}\left(\mathbf{W}^T(\mathbf{q}_k) \cdot \mathbf{W}(\mathbf{q}_k^{\text{факт}})\right) - 1\right)\right) + T \|\boldsymbol{\omega}_k - \boldsymbol{\omega}(T)\|, \quad (23)$$

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

Критерием остановки решения задачи поиска минимума целевой функции (23) является:

$$\Delta = |f_n - f_{n-1}| < 10^{-4},$$

где n – номер итерации; значение $\Delta = 10^{-4}$ было определено по результатам моделирования исходя из сходимости решения задачи (23).

Проиллюстрируем решение задачи для исходных данных, приведённых в табл. 8.

Таблица 8 – Краевые условия задачи

Параметр	Начальное условие (20а)	Конечное условие (20б)
Вектор угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$, °/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 $T=1700$ с.

Результат решения задачи переориентации МКА при отказавшем канале управления показаны на рис. 22-25.

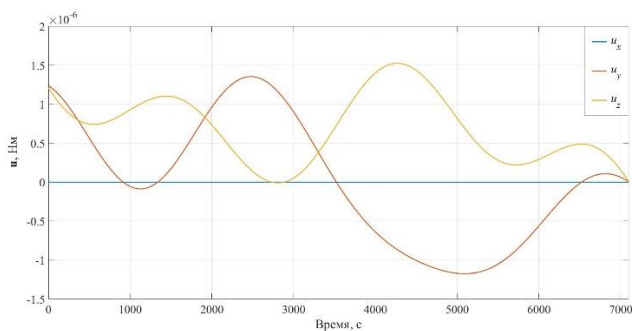


Рисунок 22 – Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа канала по оси Ох

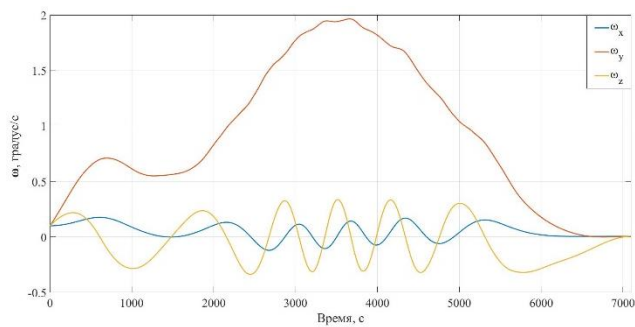


Рисунок 23 – Зависимость компонентов угловой скорости от времени в случае отказа канала по оси Ох

При выходе из строя канала по оси Oz МКА ведёт себя так же, как и при отказе канала Оу что объясняется близостью моментов инерции.

Суммарную погрешность решения задачи переориентации МКА вычислим по формуле (17), а мерой погрешности по угловым скоростям будет служить разность по модулю

$$\Delta\omega_j = |\omega_{jk} - \omega_j(T)|, j = x, y, z.$$

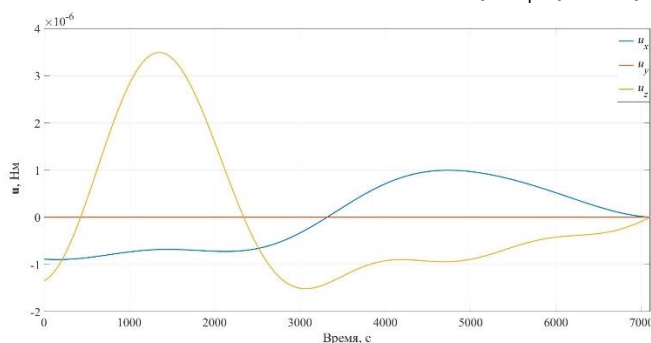


Рисунок 24 – Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа канала по оси Оу

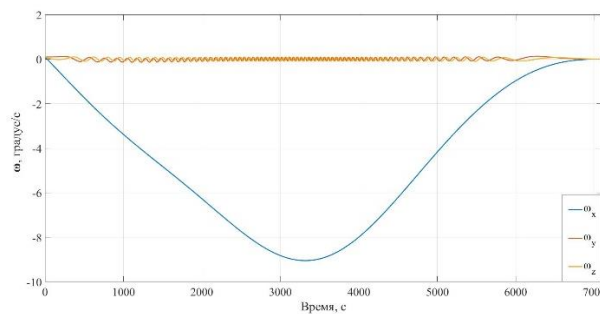


Рисунок 25 – Зависимость компонентов угловой скорости от времени в случае отказа канала по оси Оу

Таблица 9 – Погрешности решения задачи переориентации при одном отказавшем канале

Параметр	Погрешность			
	Штатная работа	Отказа канала x	Отказа канала y	Отказа канала z
Ориентация, °	0,0015	0,0021	0,0461	0,0289
Модуль угловой скорости ω °/с	менее $3,4 \cdot 10^{-7}$			

Как видно из табл. 9, достигаемая точность решения терминальной задачи (20) является достаточной, чтобы обеспечить выполнение подавляющего большинства целевых миссий МКА.

Результат решения задачи переориентации МКА при двух отказавших каналах управления показаны на рис. 26-31.

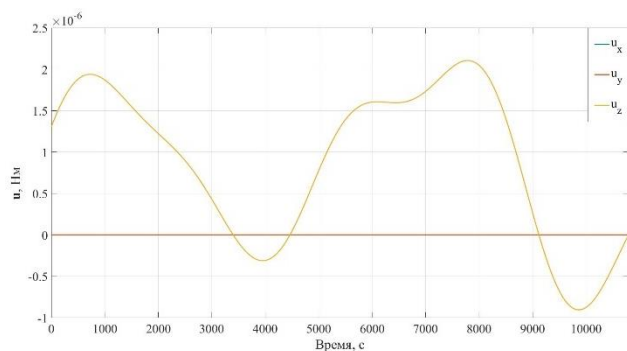


Рисунок 26 – Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oy

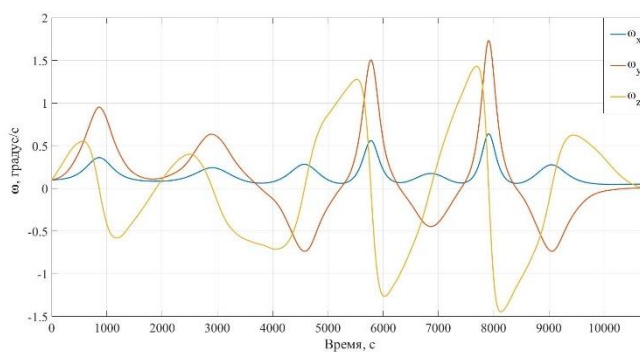


Рисунок 27 – Зависимость компонентов угловой скорости от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oy

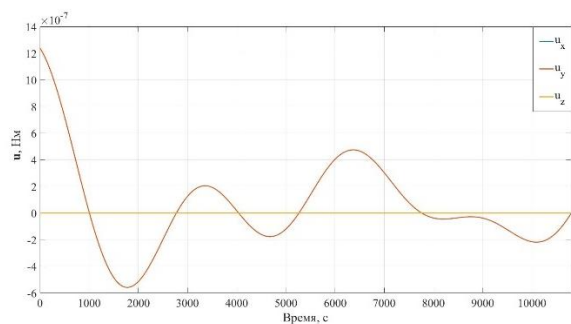


Рисунок 28 – Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oz

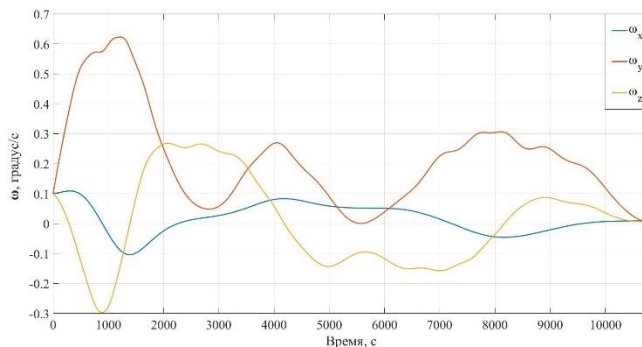


Рисунок 29 – Зависимость компонентов угловой скорости от времени в случае отказа каналов по осям Ox и Oz

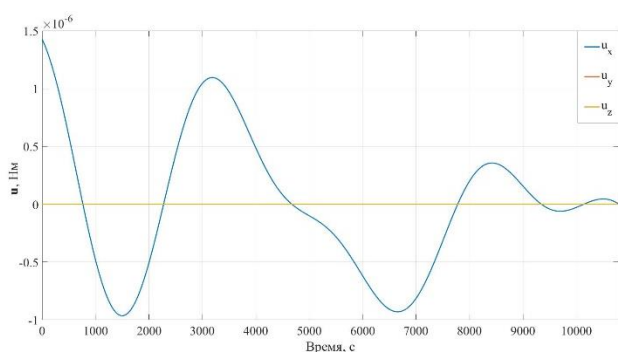


Рисунок 30 – Зависимость управляющих моментов от времени в случае отказа каналов по осям Oy и Oz

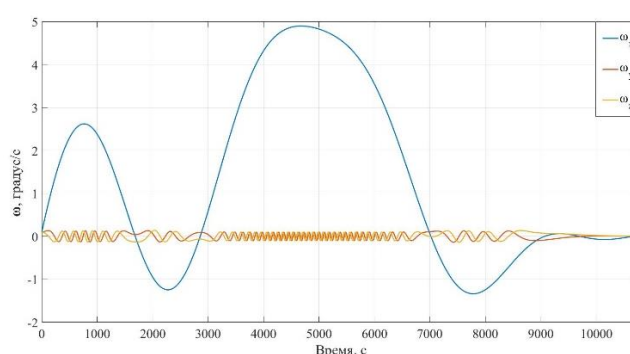


Рисунок 31 – Зависимость компонентов угловой скорости от времени в случае отказа каналов по осям Oy и Oz

Таблица 10 – Погрешности решения задачи переориентации МКА при двух отказавших каналов

Параметр	Погрешность			
	Штатная работа	Отказа канала x и y	Отказа канала x и z	Отказа канала y и z
Ориентация, $^{\circ}$	0,0015	0,002	0,0557	0,183
Модуль угловой скорости, $^{\circ}/с$	менее $1,4 \cdot 10^{-5}$			

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 посредством 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.

Синтез законов управления угловым движением МКА в случае высокой деградации исполнительных устройств. Под сильным 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.

Математическая постановка задачи синтеза управления угловым движением МКА в случае высокой деградации исполнительных устройств формулируется следующим образом. МКА, угловое движение которого описывается уравнениями (2), (3) необходимо перевести из произвольного начального положения (20а) в требуемое конечное положение (20б) 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).

Для решения сформулированной задачи перепишем уравнения (2), (3) и граничные условия (20) в отклонениях, т.е. с использованием переменных

$$\omega_e = \omega_{\text{треб}} - \omega, \quad \mathbf{q}_e = \mathbf{q}_{\text{треб}}^{-1} \otimes \mathbf{q}, \quad (24)$$

где $\mathbf{q}_{\text{треб}}^{-1}$ – сопряжённый нормированный кватернион.

С учётом (24) кинематические уравнения (3) запишутся в виде

$$\dot{\mathbf{q}}_e = \begin{bmatrix} \dot{q}_{e0} \\ \dot{\mathbf{q}}_{ev} \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} -\omega_e^T \mathbf{q}_{ev} \\ q_{e0} \omega_e - \omega_e \times \mathbf{q}_{ev} \end{bmatrix}. \quad (25)$$

Динамические уравнения (2) запишем как

$$\mathbf{I} \dot{\omega}_e + \omega_e \times \mathbf{I} \omega_e = \mathbf{M}_a + \mathbf{M}_{\text{гр}} + \mathbf{U} + \mathbf{M}_{\text{возм}}. \quad (26)$$

С учётом (24) граничные условия (20) примут вид

$$\mathbf{q}_e(t_0) = \mathbf{q}_{e0}, \quad \omega_e(t_0) = \omega_{e0}, \quad (27a)$$

$$\mathbf{q}_e(T) = [1, 0, 0, 0]^T, \quad \omega_e(T) = 0. \quad (27b)$$

Решение задачи переориентации МКА будем отыскивать с использованием скользящего управления. Согласно принципу скользящего управления, поверхность скольжения при $t \rightarrow \infty$ должна стремиться к нулю ($\mathbf{S} \rightarrow 0$). Учитывая это требование, зададим нелинейную поверхность скольжения в виде

$$\mathbf{S} = \omega_e + k_q \cdot \left[1 - e^{-\alpha \mathbf{q}_{ev}} \right], \quad (28)$$

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

Управление, согласно принципу скользящего режима, представляется в виде

$$\mathbf{U} = \mathbf{U}_{eq} + \mathbf{U}_{sw}, \quad (29)$$

где $\mathbf{U}_{eq}$ – эквивалентное управление для компенсации известных возмущений; $\mathbf{U}_{sw}$ – управление для компенсации неучтённых возмущений.

Управление $\mathbf{U}_{sw}$ зададим в виде

$$\mathbf{U}_{sw} = -k_s \cdot \text{th} \left(\frac{\mathbf{S}}{\varepsilon} \right), \quad (30)$$

где k_s – положительный коэффициент; $\text{th}(\cdot)$ – 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 (28) постоянными или изменяться по времени.

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

Учитывая, что в постановке задачи переориентации МКА предполагается, что компоненты начальной угловой скорости не превышают величину пяти орбитальных скоростей, рассмотрим два варианта задания коэффициентов k_q, α :

- 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 управления угловым движением 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 производная функции

Ляпунова $V = \frac{1}{2} S^T I S$ должна быть отрицательно определённой. Численное моделирование проводилось для МКА с параметрами, приведёнными в табл. 5, по результатам которого был сформирован массив значений коэффициентов k_q и α .

Вариант 1. Квазиадаптивное управление угловым движением МКА. Для получения аналитической зависимости коэффициента α от k_q были рассмотрены различные аппроксимирующие функции (степенная, тригонометрическая, экспоненциальная). Наилучшую аппроксимацию обеспечила экспоненциальная функция вида:

$$\alpha = \sum_{i=1}^2 A_i \cdot e^{B_i \cdot k_q}. \quad (31)$$

Числовые значения коэффициентов A_i, B_i для МКА с параметрами, приведёнными в табл. 5 и найденные из условия обеспечения устойчивости и ограничения на время переориентации (3 витка) равны $A_1 = 1,186$; $B_1 = -524,9$; $A_2 = 0,1909$; $B_2 = -59,52$.

Продифференцируем уравнение скользящей поверхности:

$$\dot{S} = \dot{\omega}_e + k_q \cdot \alpha \cdot \dot{q}_{ev} \cdot e^{-\alpha \cdot q_{ev}}. \quad (32)$$

Приравняв к нулю производную скользящей поверхности (32) и подставив вместо $\dot{\omega}_e$ её выражение из (26) найдём эквивалентное управление:

$$U_{eq} = \omega_e \times I \omega_e - M_a - M_{гр} - I \cdot k_q \cdot \alpha \cdot \dot{q}_{ev} \cdot e^{-\alpha \cdot q_{ev}}. \quad (33)$$

Тогда с учётом (30) и (33) искомое управление примет вид:

$$U = \omega_e \times I \omega_e - M_a - M_{гр} - I \cdot k_q \cdot \alpha \cdot \dot{q}_{ev} \cdot e^{-\alpha \cdot q_{ev}} - k_s \cdot \text{th}\left(\frac{S}{\varepsilon}\right). \quad (34)$$

Вариант 2. Адаптивное управление угловым движением МКА. Для получения адаптивного закона управления необходимо записать дифференциальные уравнения для коэффициентов k_q, α . Дифференциальное уравнение (ДУ) для k_q запишем в виде

$$\dot{k}_q = |S| \cdot \|q_{ev}\|.$$

Для получения ДУ, описывающего изменение коэффициента α , продифференцируем (31):

$$\dot{\alpha} = \sum_{i=1}^2 A_i \cdot B_i \cdot \dot{k}_q \cdot e^{B_i \cdot k_q}. \quad (35)$$

С учётом числовых значений коэффициентов A_i, B_i первым слагаемым в (35) можно пренебречь. Тогда, ДУ, описывающее изменение коэффициента α примет вид:

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

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

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

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

Ошибка по угловой скорости (максимальная по каждой компоненте):

$$\omega_e = [\omega_{ex}, \omega_{ey}, \omega_{ez}]^T = [5\omega_{\text{орб}}, 5\omega_{\text{орб}}, 5\omega_{\text{орб}}]^T.$$

На рис. 32 и 33 показаны результаты решения задачи переориентации МКА при отсутствии неучтённых случайных возмущений.

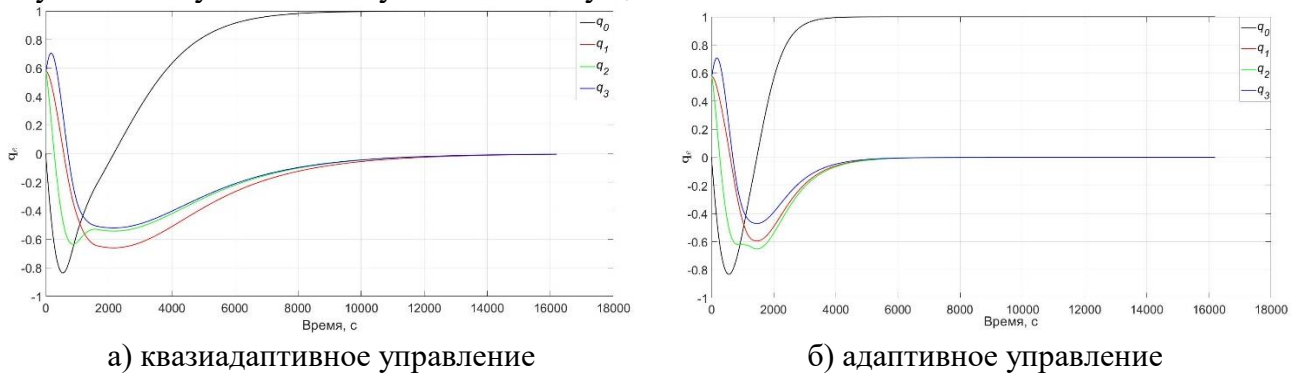


Рисунок 32 – Ошибка ориентации

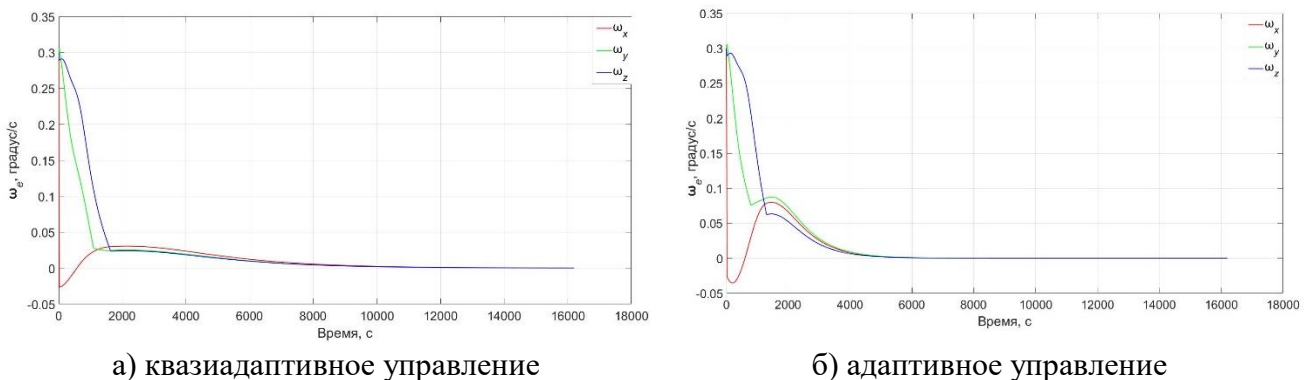
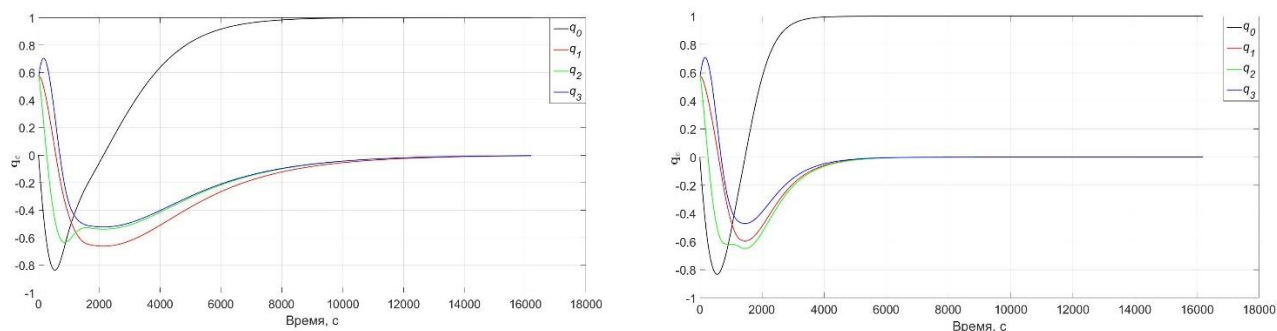


Рисунок 33 – Ошибка по угловой скорости

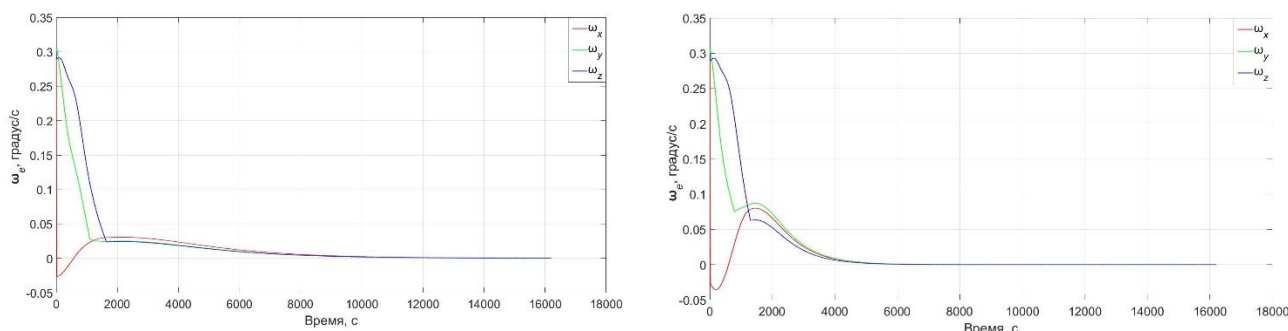
На рис. 34 и 35 показаны результаты решения задачи переориентации МКА при наличии случайных возмущений. Случайный внешний момент, модуль которого не превышает величину 10^{-7} Нм, моделируется по равномерному закону.



а) квазиадаптивное управление

б) адаптивное управление

Рисунок 34 – Ошибка ориентации



а) квазиадаптивное управление

б) адаптивное управление

Рисунок 35 – Ошибка по угловой скорости

В табл. 11 приведена погрешность решения задачи переориентации МКА.

Таблица 11 – Погрешности решения задачи переориентации МКА

	Погрешность переориентации, градус	
	Без случайных возмущений	Со случайными возмущениями
Квазиадаптивное управление	0,7908	0,7911
Адаптивное управление	$7,2 \cdot 10^{-6}$	$4,6 \cdot 10^{-3}$

Полученное адаптивное управление в два раза быстрее квазиадаптивного управления выходит на установившийся режим и имеет меньшую погрешность. При этом, квазиадаптивное управление менее чувствительно к случайным внешним возмущениям. По результатам статистического моделирования работы алгоритмов можно сделать вывод о том, что адаптивный алгоритм менее чувствителен к ошибкам в контуре обратной связи.

Материалы пятой главы опубликованы в [1, 3, 13, 19].

В **заключении** сформулированы основные результаты проведённых исследований:

1. Для обеспечения адаптации системы управления угловым движением МКА к возможным отказам датчиков 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 основных работ, опубликованных автором по теме диссертации

Статьи в рецензируемых научных изданиях перечня ВАК (отнесённые к категориям К-1 и К-2):

1. **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.
2. **Крамлих, А.В.** Реконфигурация алгоритмического обеспечения обратной связи системы управления угловым движением малоразмерного космического аппарата / **А.В. Крамлих** // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. - 2025. - Т. 24. - №3. - С. 13-28.
3. Елисов, Н.А. Синтез номинальных траекторий переориентаций малоразмерного космического аппарата при отказе одного канала управления /Н.А. Елисов, **А.В. Крамлих**, И.А. Ломака // Мехатроника, автоматизация, управление. – 2023. – Т. 24.– № 11. – С. 608-615.
4. 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).

5. Белоконов, И.В. Определение динамики вращательного движения космического аппарата с использованием информации глобальных навигационных спутниковых систем/ И.В. Белоконов, **А.В. Крамлих**, И.А. Ломака// Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. – 2019. – Т. 18. № 2. – С. 41-51.
 6. **Крамлих, А.В.** Бортовой алгоритм для системы ориентации и стабилизации наноспутника SamSat-218Д // **А.В. Крамлих**, М.Е. Мельник // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). – 2016. – Т. 15. № 2. – С. 50-56.
 7. 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. Крамлих**, И.А. Тимбай // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). – 2013. – №4(42). – С. 76-85.
 8. 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.
 9. 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.
 10. **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.
 11. **Крамлих, А.В.** Алгоритм определения ориентации космического аппарата при слабосвязанной схеме комплексирования радионавигационных и магнитометрических измерений / **А.В. Крамлих** // Авиакосмическое приборостроение. – 2008. – № 7. – С. 9-13.
 12. 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.
- Статьи в рецензируемых научных изданиях, индексируемых базой данных RSCI:
13. **Крамлих, А.В.** Адаптивная система управления угловым движением малоразмерного космического аппарата / **А.В. Крамлих** // Гироскопия и навигация. – 2025. – Т. 33. – № 1 (128). – С. 106-124.
 14. 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.
 15. Баринова, Е.В. Особенности динамики и некоторые вопросы управления угловым движением малоразмерных космических аппаратов нанокласса на низких орбитах/ Е.В. Баринова, 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.
 16. **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.
 17. 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.
 18. Белоконов, И.В. Модифицированный алгоритм оценивания одноосной ориентации наноспутника по геометрической видимости навигационных космических аппаратов /

И.В. Белоконов, **А.В. Крамликх**, М.Е. Мельник // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2018. – Т. 61. № 5. – С. 409-413.

Статьи в рецензируемых научных изданиях, индексируемых в международных базах данных (Scopus, Web of Science):

19. 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 // Aerospace Science and Technology 2023. – Vol. 132.

20. 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. Issue 1. № 1.

21. **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.

22. 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.

23. 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.

24. 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.

25. 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, Volume 984, International Workshop on Navigation and Motion Control (NMC 2020). – 2020. – 012016. <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/984/1/012016/meta>.

26. 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, Volume 984, International Workshop on Navigation and Motion Control (NMC 2020). – 2020. – 012036. <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1757-899X/984/1/012036>.

27. **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>.

28. **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.

29. **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.

30. 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.

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. **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.
33. 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.
34. **Kramlikh, A.V.** Algorithm for Reorientation of the CubeSat Nanosatellites / **A.V. Kramlikh**, M.E. Melnik //24th St. Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2017 – Proceedings. – 2017.
35. **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.
36. 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.
37. 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.
38. 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.
39. 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.
40. 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.
41. 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.

Свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ

1. Анализ геометрической видимости навигационных космических аппаратов спутниковых радионавигационных систем ГЛОНАСС и GPS: гос. регистрация progr. для ЭВМ № 2016613125 Российская Федерация: № заявки (приоритет) 2015-10-05: опубли. 17.03.2016 / Белоконов И.В., Крамлих А.В., Ломака И.А. – 1 с. – Электрон. копия доступна на сайте Федер. ин-та пром. собственности (ФИПС).
2. Программа для проведения параметрических исследований процесса переориентации наноспутника на основе решения обратных задач динамики: гос. регистрация progr. для ЭВМ № 2020611152 Российская Федерация: № заявки (приоритет) 2019-12-31: опубли. 24.01.2020 / Крамлих А.В., Мельник М.Е. – 1 с. – Электрон. копия доступна на сайте Федер. ин-та пром. собственности (ФИПС).

Подписано в печать 10.07.2026

Формат 60 x 84/16. Бумага ксероксная. Печать оперативная.

Объем – 2,25 усл. печ. л. Тираж 100 экз. Заказ ____

Отпечатано в типографии издательства «Инсома-пресс»
443080, г. Самара, ул. Санфириковой, 95, литер 4, оф. 416,
тел. 8 927 005-93-31, E-mail: insoma@bk.ru