

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
высшего образования
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ (национальный
исследовательский университет)»
(МАИ)

На правах рукописи



Лельков Константин Сергеевич

**ИЗМЕРИТЕЛЬНО-УПРАВЛЯЮЩАЯ СИСТЕМА НОСИТЕЛЕЙ
КОМПЛЕКСА МОНИТОРИНГА ДЕФЕКТОВ НАРУЖНОЙ
ПОВЕРХНОСТИ ВОЗДУШНОГО СУДНА**

2.2.11. «Информационно-измерительные и управляющие системы» (технические
науки)

ДИССЕРТАЦИЯ
на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель
к.т.н., доцент Черноморский А.И.

Москва — 2026

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	5
Глава 1. Актуальность разработки комплекса автоматизированного мониторинга поверхностей стационарных объектов, структура измерительно-управляющей системы носителей аппаратуры мониторинга в составе комплекса.....	14
1.1 Требования к процедуре мониторинга поверхностей стационарных объектов	14
1.2 Варианты построения комплекса автоматизированного мониторинга.....	18
1.3 Процедура перемещений КАМ в процессе мониторинга наружной поверхности воздушного судна.....	22
1.4 Функциональные связи между подсистемами ИУС в составе КАМ и направления координации процессов в этих подсистемах.....	28
1.5 Структура измерительно-управляющей системы носителей в составе КАМ	30
Выводы по первой главе.....	33
Глава 2. Подсистемы измерения навигационных параметров носителей аппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга.....	34
2.1 Математические модели движения БЛА и БНКА	34
2.1.1 Динамическая модель движения БНКА	35
2.1.2 Динамическая модель движения БЛА	40
2.2 Подсистема измерения навигационных параметров БНКА	45
2.2.1 Алгоритм подсистемы измерения навигационных параметров БНКА ..	46
2.2.2 Моделирование работы подсистемы измерения навигационных параметров БНКА и корректировка базовых параметров алгоритма фильтра с учётом цветности шумов.....	54
2.3 Подсистема измерения навигационных параметров БЛА	61
2.3.1 Алгоритм подсистемы измерения навигационных параметров БЛА.....	61
2.3.2 Моделирование работы подсистемы измерения навигационных параметров БЛА и корректировка базовых параметров алгоритма фильтра с учётом цветности шумов.....	69
Выводы по второй главе	75
Глава 3. Подсистемы траекторного управления носителями в составе комплекса автоматизированного мониторинга.....	77

3.1 Структура подсистем траекторного управления носителями аппаратуры мониторинга в составе КАМ.....	77
3.2 Алгоритм подсистемы траекторного управления БНКА.....	79
3.2.1 Траекторный контур управления БНКА.....	81
3.2.2 Локомоционный контур управления БНКА.....	83
3.2.3 Моделирование движения БНКА по заданной траектории.....	87
3.3 Алгоритм подсистемы траекторного управления БЛА.....	89
3.3.1 Траекторный контур управления БЛА.....	92
3.3.2 Локомоционный контур управления БЛА.....	93
3.2.3 Моделирование движения БЛА по заданной траектории.....	103
Выводы по третьей главе.....	104
Глава 4. Программно-алгоритмическое обеспечение измерительно-управляющей системы носителей комплекса автоматизированного мониторинга	106
4.1 Математическая модель динамики КАМ, включающего БНКА и БЛА, объединённых тросовым механизмом	106
4.2 Алгоритмы взаимной коррекции подсистем измерения навигационных параметров БНКА и БЛА	109
4.3 Алгоритмы синхронизации подсистем траекторного управления движением БЛА и БНКА по заданным траекториям.....	115
4.4 Моделирование работы измерительно-управляющей системы КАМ.....	119
4.4.1 Задачи и структура моделирования измерительно-управляющей системы КАМ.....	119
4.4.2 Имитационное моделирование измерительно-управляющей системы КАМ.....	121
Выводы по четвёртой главе.....	139
Глава 5. Макетирование и экспериментальные исследования измерительно-управляющей системы носителей фотоаппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга.....	142
5.1 Макет измерительно-управляющей системы носителей в составе КАМ ...	142
5.2 Особенности проведения экспериментальных исследований.....	145
5.3 Результаты экспериментальных исследований макета измерительно-управляющей системы носителей аппаратуры КАМ.....	149
Выводы по пятой главе.....	154
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	155
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....	159

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	160
ПРИЛОЖЕНИЕ А. Определение моделей шумов датчиков КАМ.	165
ПРИЛОЖЕНИЕ Б. Оценки параметров проскальзывания и сдвигов нулей бортовых инерциальных датчиков по результатам моделирования подсистем измерения навигационных параметров БНКА и БЛА.....	171
ПРИЛОЖЕНИЕ В. Вектор управления, формируемый локомоционным контуром подсистемы траекторного управления БЛА в каналах высоты, крена и курса	176
ПРИЛОЖЕНИЕ Г. Программные реализации алгоритмов измерительно-управляющей системы носителей КАМ.....	185
ПРИЛОЖЕНИЕ Д. Оценка влияния факторов ветрового воздействия на БЛА и проскальзывания колёс БНКА на точность работы ИУС	212
ПРИЛОЖЕНИЕ Е. Технические характеристики аппаратного обеспечения макета ИУС КАМ.....	216

ВВЕДЕНИЕ

Для обеспечения устойчивого функционирования современного аэродрома требуется обеспечение оперативности и результативности управления всей совокупностью его наземных ресурсов. В этой связи, в условиях непрерывного роста интенсивности воздушного движения и плотности наземных операций возрастает необходимость совершенствования методов контроля и мониторинга стационарных объектов, формирующих инфраструктуру аэродромного базирования. При этом ключевым аспектом является организация мониторинга объектов, находящихся на местах стоянки, в частности мониторинга дефектов наружной поверхности воздушных судов (ВС). Его качественная и своевременная реализация является важным фактором обеспечения безопасности полетов [1].

Еженедельный тщательный мониторинг дефектов наружных поверхностей ВС проводится в рамках одного из основных видов технического обслуживания ВС – еженедельного технического осмотра (weekly check), при котором проверяются: общее состояние обшивки, внутренних систем, шасси, силовой установки и генераторов; проверяются внешние и внутренние огни, а также авионика. Еженедельный технический осмотр традиционно осуществляется инженерно-техническим персоналом аэродрома «вручную». Для реализации тщательного визуального мониторинга дефектов наружной поверхности необходимо специальное оптическое оборудование (цифровые фотокамеры повышенной чёткости, сканирующие лазерные дальномеры, ультразвуковые датчики расстояния) с целью обнаружения, позиционирования и параметризации дефектов поверхности ВС, порождаемых, например, усталостью металла, ударами молнии и другими факторами. Осуществление мониторинга завершается оформлением соответствующих технических документов [2].

Традиционному мониторингу наружной поверхности ВС присущ целый ряд недостатков: необходимость привлечения высококвалифицированного персонала для работы с различными типами ВС; большая длительность времени проведения

мониторинга «вручную» с использованием специальных оптических средств; значительное влияние человеческого фактора на качество процедуры мониторинга; существенный объём временных издержек, необходимых для заполнения вручную технической документации о текущем состоянии наружной поверхности ВС.

Инновационным подходом к осуществлению мониторинга поверхностей стационарных объектов, в частности визуального мониторинга наружной поверхности ВС, является создание автоматизированных измерительных систем, способных, в значительной мере, устранить указанные недостатки. Такие системы должны осуществлять: высокоточные перемещения по динамично формируемым трёхмерным траекториям; автономное высокоточное определение навигационных параметров системы при этих перемещениях; высокоточное управление угловой ориентацией оптических осей бортовой аппаратуры с целью обеспечения наилучшего обзора любых участков наружной поверхности ВС, а также осуществлять потребную обработку фотоинформации с целью позиционирования и параметризации дефектов наружной поверхности ВС. Эти системы должны также обеспечивать достаточный уровень безопасности перемещений в непосредственной близости от ВС.

Одними из перспективных вариантов реализации автоматизированной системы для осуществления мониторинга стационарных объектов являются системы на основе использования в качестве носителей аппаратуры мониторинга беспилотных аппаратов, в частности, беспилотного летательного аппарата (БЛА) мультироторного типа [3]. Такой БЛА обладает высокой мобильностью, обеспечиваемой сравнительно малой массой самого аппарата и использованием мощных двигателей для вращения винтов. Оснащение БЛА инерциальными датчиками и приёмником спутниковой навигационной системы определяет возможность автономного решения навигационной задачи. Распространённой практикой является оснащение БЛА в этих системах оптическими средствами – фотокамерами высокого разрешения для осуществления фото и видео съёмки,

установленными в гиросtabilизированных подвесах, обеспечивающих управление угловой ориентацией оптических осей камер [4, 5].

В известных работах [6, 7] рассматривается применение БЛА для автономного мониторинга дефектов наружных поверхностей ВС. В этих работах процесс мониторинга осуществляется в рамках облета ВС по заданной траектории с реализацией фотосъёмки поверхности и последующего сравнения полученных данных с эталонной 3D-моделью поверхности для выявления дефектов. Однако, такой подход имеет ряд ограничений: в реализации мониторинга нижней части поверхностей, в решении вопросов обеспечения требований безопасности процедуры мониторинга наружной поверхности ВС на территории аэродрома, в недостаточно точном определении параметров навигации и траекторного управления (отсутствии соответствующих решений в известных работах).

Для снятия этих ограничений целесообразно расширить концепцию мониторинга, перейдя от узкоспециализированных решений с использованием единственного носителя аппаратуры мониторинга к созданию комплекса автоматизированного мониторинга стационарных объектов с использованием в качестве носителей аппаратуры информационно и механически связанных беспилотных летательного и наземного аппаратов [8]. Использование беспилотного наземного колёсного аппарата (БНКА) в дополнение к БЛА обеспечивает возможность эффективного решения задач: оптического мониторинга всей поверхности стационарных объектов, включая их труднодоступные зоны (например, нижней части фюзеляжа ВС). А наличие и информационной, и механической связей способствует повышению точности позиционирования носителей, обеспечению синхронности их перемещений по заданным траекториям, что, в конечном счёте, предопределяет обеспечение высокого качества процедуры мониторинга и безопасности перемещений носителей вблизи объекта мониторинга. Таким образом, **актуальной является проблема** создания комплекса автоматизированного мониторинга разнообразных стационарных объектов, в частности мониторинга дефектов наружных

поверхностей ВС на стоянке, с использованием в качестве носителей аппаратуры мониторинга информационно и механически связанных беспилотных летательного и наземного аппаратов.

Перспективное направление решения этой проблемы заключается в создании комплекса автоматизированного мониторинга (КАМ) на основе группы гетерогенных беспилотных носителей аппаратуры мониторинга, включающей в себя БЛА и БНКА, связанных информационно и механически тросовым механизмом (ТМ). Наличие тросового механизма в значительной мере способствует обеспечению синхронности перемещений БЛА и БНКА по заданным траекториям. Формирование информационной связи между носителями обеспечивает возможность осуществления координации процессов определения навигационных параметров БЛА и БНКА с целью достижения высокой точности позиционирования носителей, также необходимой, для обеспечения синхронности их перемещений. Таким образом, автоматизация процедуры мониторинга стационарных объектов посредством КАМ порождает потребность в построении специализированной измерительно-управляющей системы (ИУС) носителей аппаратуры в составе КАМ (в дальнейшем – ИУС КАМ), которая должна обеспечивать решение этих вопросов координации.

Целью диссертационной работы является повышение точности позиционирования и обеспечение синхронности перемещений механически связанных беспилотных наземного и летательного аппаратов как носителей аппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга поверхностей стационарных объектов за счёт разработки алгоритмов измерительно-управляющей системы движением носителей.

Для достижения поставленной цели в диссертационной работе решаются следующие задачи.

1. Разработка структуры измерительно-управляющей системы комплекса автоматизированного мониторинга, реализующего мониторинг дефектов поверхностей стационарных объектов.
2. Построение комплексной математической модели динамики связанных тросовым механизмом носителей комплекса автоматизированного мониторинга на основе модифицированных, в части учёта совокупности возмущающих факторов, математических моделей движения беспилотных наземного колёсного и летательного аппаратов.
3. Разработка программно-алгоритмического обеспечения подсистем измерений навигационных параметров каждого из носителей комплекса автоматизированного мониторинга и алгоритмов взаимной коррекции процессов измерений в этих подсистемах.
4. Разработка программно-алгоритмического обеспечения подсистем траекторного управления каждого из носителей комплекса автоматизированного мониторинга и алгоритмов синхронизации процессов формирования управлений в этих подсистемах.
5. Моделирование, макетирование и экспериментальные исследования измерительно-управляющей системы носителей аппаратуры в составе комплекса автоматизированного мониторинга.

Научная новизна работы определяется следующими результатами.

Предложена структура измерительно-управляющей системы для беспилотных носителей (наземного колёсного и летательного аппаратов), связанных тросовым механизмом, отличающаяся организацией между её подсистемами функциональных связей, обеспечивающих возможность реализации

скоординированных процессов измерения навигационных параметров носителей и формирования сигналов траекторного управления на каждом из них.

Предложена математическая модель динамики связанных тросовым механизмом беспилотных наземного колёсного и летательного аппаратов, отличающаяся полнотой учёта совокупности воздействующих на аппараты характерных возмущающих факторов: порывов ветра; гироскопических моментов, порождаемых собственным вращением винтов; проскальзывания колёс; силового взаимодействия аппаратов через трос.

Разработано алгоритмическое обеспечение измерений навигационных параметров беспилотных носителей, отличающееся наличием в алгоритмах дополнительных каналов коррекции по информации об их относительном расположении (поступающей, в частности, от датчиков тросового механизма), обеспечивающих повышение точности позиционирования носителей.

Разработано алгоритмическое обеспечение траекторного управления носителей, отличающееся использованием дополнительно информации о параметрах движения носителей относительно текущих путевых точек заданных траекторий для формирования корректирующих поправок к потребным скоростям носителей с целью синхронизации их перемещений между путевыми точками.

Практическая значимость результатов, полученных в диссертации и подтверждённых результатами макетирования, моделирования, экспериментальных исследований, заключается в том, что разработанное программно-алгоритмическое обеспечение взаимнокорректируемых подсистем измерения навигационных параметров и синхронизируемых подсистем траекторного управления носителями может быть использовано производителями беспилотных систем для повышения точности позиционирования и эксплуатационной безопасности при создании комплексов автоматизированного мониторинга наружных поверхностей воздушных судов, а также поверхностей других транспортных средств и крупногабаритных инженерных сооружений.

Методы исследования. Для решения поставленных в диссертационной работе задач использованы методы теоретической механики, теории управления, измерений навигационных параметров, нелинейной фильтрации, а также имитационное моделирование и натурный эксперимент.

Основные положения, выносимые на защиту:

– предложенная структура измерительно-управляющей системы связанных тросовым механизмом беспилотных носителей, отличающаяся организацией функциональных связей между её подсистемами, обеспечивает возможности взаимной коррекции подсистем измерения навигационных параметров и синхронизации подсистем траекторного управления, что в совокупности повышает точность позиционирования носителей;

– математическая модель динамики связанных тросовым механизмом беспилотных наземного колёсного и летательного аппаратов, отличающаяся полнотой учёта характерных возмущающих факторов (порывов ветра, гироскопических моментов, порождаемых вращением винтов, проскальзывания колёс и силового взаимодействия носителей через трос), обеспечивает возможность решения задач определения параметров навигации и траекторного управления движением носителей с точностями, требуемыми для реализации процесса мониторинга;

– разработанные алгоритмы измерения навигационных параметров беспилотных летательного и наземного колёсного аппаратов, отличающиеся включением дополнительно каналов взаимной коррекции по измерениям параметров относительного расположения носителей, обеспечивают требуемые точности определения координат местоположения носителей – 0,3 м и их линейных скоростей – 0,02 м/с;

– разработанные алгоритмы траекторного управления носителями, отличающиеся использованием информации о параметрах движения беспилотных аппаратов относительно текущих путевых точек их траекторий для формирования

корректирующих поправок к управляющим сигналам, обеспечивают достижение требуемых точности и синхронности перемещений носителей по заданным траекториям с отклонениями не более 0,43 м и 0,9 с соответственно.

Степень достоверности полученных результатов определена соответствием результатов теоретического анализа и имитационного моделирования алгоритмов измерительно-управляющей системы результатам, полученным в процессе её экспериментальных исследований в составе разработанного макета измерительно-управляющей системы носителей комплекса автоматизированного мониторинга. Результаты научных исследований, полученные при подготовке диссертационной работы использованы в рамках выполнения НИР «Теория, алгоритмические и программно-аппаратные решения задач навигации и ориентации гетерогенной группы роботов» по проекту № 23-29-00958 российского научного фонда (РНФ) 2023-2024 гг., используются в разработках АО «КТ – Беспилотные системы», а также в учебном процессе кафедры «Пилотажно-навигационные и информационно-измерительные комплексы» МАИ.

Апробация работы. Основные результаты диссертации доложены и обсуждены на: 19-й международной конференции «Авиация и космонавтика» 25-26 ноября 2020 г., Москва, Россия; XXIII конференции молодых учёных «Навигация и управление движением» » (XXII КМУ 2021) 16-19 марта 2021 г., Санкт-Петербург, Россия; XXIV конференции молодых учёных «Навигация и управление движением» (XXIV КМУ 2022) 15-18 марта 2022 г., Санкт-Петербург, Россия; юбилейной всероссийской научно-технической конференции «Авиационные системы в XXI веке» 21-22 апреля 2022 г., Москва, Россия; XXX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам (XXX МКИНС 2022) 30-21 мая 2022 г., Санкт-Петербург, Россия; IV международном научном форуме по компьютерным и энергетическим наукам (WFCES II 2022) 17-18 ноября 2022 г., Алматы, Казахстан; XXX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам (XXX МКИНС 2023) 30-21 мая 2023 г., Санкт-Петербург, Россия; 22-й

международной конференции «Авиация и космонавтика» 20-24 ноября 2023 г., Москва, Россия; XXVI конференции молодых учёных «Навигация и управление движением» (XXVI КМУ 2024) 19-22 марта 2024 г., Санкт-Петербург, Россия; VI международном научном форуме по компьютерным и энергетическим наукам (WFCES 2024) 18-19 мая 2024 г., Алматы, Казахстан; всероссийской научной конференции «Ульяновский авиационно-промышленный комплекс – 50 лет развития» 25-26 мая 2026 г., Ульяновск, Россия.

Публикации. По теме диссертации Лельковым Константином Сергеевичем опубликовано 28 рецензируемых работ, в том числе: 3 статьи в журналах, включённых в перечень рецензируемых научных изданий ВАК по специальности 2.2.11. «Информационно-измерительные и управляющие системы»; 2 статьи в журналах, включённых в перечень рецензируемых научных изданий ВАК по другим специальностям; 4 статьи в изданиях, включённых в международные реферативные базы данных Scopus или Web of Science; 2 свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ; 2 патента на изобретения. В других научных изданиях и материалах конференций опубликовано 15 работ.

Объём и структура работы. Работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы и шести приложений, изложенных на 218 страницах, в том числе 164 страницах основной части, 6 приложениях на 54 страницах. Работа содержит 96 рисунков и 17 таблиц. Список литературы содержит 50 наименований.

Глава 1. Актуальность разработки комплекса автоматизированного мониторинга поверхностей стационарных объектов, структура измерительно-управляющей системы носителей аппаратуры мониторинга в составе комплекса

В настоящей главе определены требования к процедуре мониторинга стационарных объектов на примере мониторинга дефектов наружной поверхности воздушного судна (ВС) на его стоянке. Осуществлён обзор основных направлений разработок автоматизированных систем мониторинга наружных поверхностей разнообразных объектов и рассмотрены варианты взаимодействий носителей аппаратуры мониторинга в этих системах. Выявлена актуальность проблемы автоматизированного мониторинга стационарных объектов. Выявлена специфика проблемы автоматизации процедуры мониторинга дефектов наружной поверхности воздушного судна на его стоянке. Предложена структура аппаратного обеспечения комплекса автоматизированного мониторинга (КАМ), в котором в качестве носителей аппаратуры мониторинга используются механически и информационно связанные беспилотный наземный колёсный аппарат (БНКА) и беспилотный летательный аппарат (БЛА). Предложена структура измерительно-управляющей системы (ИУС) носителей аппаратуры КАМ.

1.1 Требования к процедуре мониторинга поверхностей стационарных объектов

В современной промышленной и транспортной инфраструктуре мониторинг состояния стационарных объектов является критически важной задачей, обеспечивающей долговечность эксплуатации и безопасность функционирования сложных технических систем. Автоматизация мониторинга таких объектов – от элементов строительных конструкций, мостов и эстакад до специализированного оборудования на производственных площадках – позволяет перейти от периодических инспекций к предиктивному обслуживанию. Использование мобильных беспилотных аппаратов для мониторинга позволяет минимизировать влияние человеческого фактора, обеспечить высокую повторяемость результатов

измерений и проводить инспекцию в труднодоступных или опасных для персонала зонах. При этом требования к процедуре мониторинга стационарных объектов определяются областью его применения, типом мониторинга и спецификой его аппаратуры, установленной на беспилотных аппаратах.

Рассмотрим эти требования на примере частного случая мониторинга дефектов наружной поверхности ВС на стоянке – мониторинга, направленного на обеспечение лётной годности ВС [9]. Он осуществляется «вручную» и является частью еженедельного технического осмотра [10].

В то время, как обслуживание основных и дополнительных технических систем ВС трудно поддаётся автоматизации в полном объёме, процедура визуального мониторинга его наружной поверхности (поверхности фюзеляжа, консолей крыльев, хвостового оперения, стоек шасси и др.) может быть эффективно автоматизирована в рамках использования современных технологий. Дефекты наружной поверхности ВС порождаются различными факторами: ударами молний, столкновениями с птицами, усталостью материала и другими. Одни виды дефектов не составляет труда обнаружить при непосредственном визуальном осмотре, другие дефекты (в частности, усталостные повреждения материала) – малозаметны и могут быть выявлены и параметризованы только с применением специального оборудования. Так, в материалах исследования многоочаговых усталостных повреждений натурных конструкций самолетов представлены характерные примеры трещин на фюзеляже ВС (рисунок 1.1) [9]. Отмечается, что начальный размер интенсивно развивающихся многоочаговых трещин на наружной поверхности ВС составляет величины порядка 0,1-0,5 мм. Эти трещины не могут быть обнаружены без специализированного оборудования. В то же время осмотр дефектов всей наружной поверхности ВС с применением специализированных средств требует больших временных затрат. В этой связи, действующим регламентом обслуживания ВС в целях ограничения времени мониторинга устанавливаются нижние пределы размеров дефектов наружной поверхности (15 мм), обнаружение которых возможно без применения

специализированного оптического оборудования. При этом дефекты меньших размеров остаются необнаруженными.

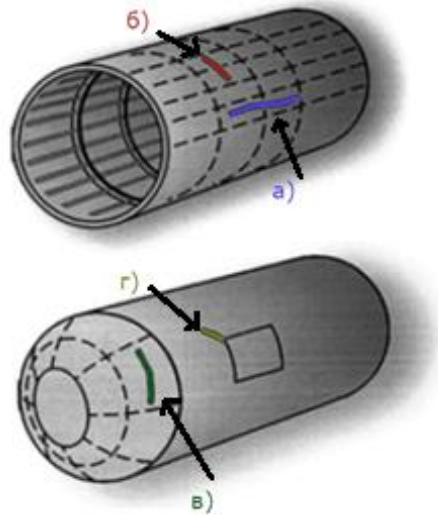


Рисунок 1.1 – Регламентированные повреждения фюзеляжа ВС (а – длина продольной двухпролётной трещины в обшивке с разрушенным шпангоутом не более 100 мм; б – длина поперечной двухпролётной трещины в обшивке с разрушенным стрингером не более 35 мм; в – длина трещины в обшивке гермошпангоута не более 50 мм; г – длина трещины у выреза с повреждённой окантовкой не более 15 мм)

Все обнаруженные дефекты поверхности заносятся в соответствующие нормативные документы [11].

В целом, к недостаткам процедуры «ручного» визуального технического осмотра наружной поверхности ВС следует отнести:

- отсутствие в рамках действующего регламента, ограничивающего время процедуры мониторинга, возможности выявления дефектов наружной поверхности ВС, порождаемых усталостью металла, на ранних этапах их возникновения (когда их размер составляет менее 15 мм);
- существенное влияние человеческого фактора на выявление и оценку параметров обнаруживаемых дефектов наружной поверхности ВС;

- необходимость оформления вручную большого объёма технической документации о текущем состоянии наружной поверхности ВС.

Автоматизация мониторинга дефектов наружной поверхности ВС на его стоянке с применением специализированного оптического оборудования, устанавливаемого на беспилотных носителях, является инновационным процессом и обеспечивает возможность исключения недостатков, присущих процедуре ручного визуального осмотра наружной поверхности ВС. В качестве оптического оборудования в этом случае могут применяться: цифровые фотокамеры повышенной чёткости, сканирующие лазерные дальномеры и другая аппаратура. В качестве носителей этого оборудования могут быть использованы наземные (в частности, для осмотра нижней части наружной поверхности ВС) и летательные (в частности, для осмотра верхней части наружной поверхности ВС) беспилотные аппараты. Аппаратура мониторинга вкупе с носителями этой аппаратуры составляет КАМ.

Такой комплекс должен обладать: способностью выявления дефектов (в том числе дефектов с минимальным линейным размером порядка 1 мм), определения их геометрических параметров с точностью порядка 2 мм, а их местоположения на поверхности ВС – с точностью порядка 20 мм. Он, помимо обеспечения высокоточного управления угловой ориентацией оптических осей бортовой аппаратуры с целью наилучшего обзора любых участков наружной поверхности ВС, должен обладать возможностью высокоточных перемещений в окрестности ВС по заданным траекториям (максимальные отклонения БЛА и БНКА от заданных траекторий – не более 0,45 м), что достигается реализацией высокоточных измерений навигационных параметров носителей КАМ (ошибка определения координат местоположения БЛА и БНКА не должна превышать 0,3 м) и последующей реализацией высокоточного траекторного управления перемещениями носителей по заданным траекториям. При этом для исключения возможности размытия получаемых изображений наружной поверхности ВС скорость перемещения носителей должна быть ограничена (в соответствии со

спецификой аппаратуры мониторинга (приложение Е) и параметрами заданных траекторий перемещения (раздел 4.4)). Скорость перемещений БНКА не должна превышать 0,25 м/с, а скорость БЛА – 0,38 м/с). Кроме того, перемещения носителей КАМ должны выполняться с обеспечением высокого уровня авиационной безопасности в инфраструктуре аэродрома, в частности, с исключением возможности столкновения носителей с ВС и другими объектами аэродромной инфраструктуры.

1.2 Варианты построения комплекса автоматизированного мониторинга

Одним из перспективных вариантов построения КАМ является вариант, основанный на использовании в качестве носителей аппаратуры мониторинга пары, состоящей из взаимодействующих беспилотных летательного и наземного аппаратов. Роботизированные системы с подобной структурой уже используются для решения разнообразных задач.

Так, в Токийском университете разрабатывается автоматизированная система, включающая гусеничный наземный робот (ГНР) и БЛА, соединённые между собой тросом [12]. Эта система предназначена для исследования возможности увеличения проходимости ГНР за счёт его взаимодействия с БЛА. При этом БЛА реализует построение трёхмерной карты подстилающей поверхности и формирование маршрута движения ГНР. Трос, соединяющий аппараты, используется только для осуществления, при необходимости, перемещения ГНР в вертикальной плоскости. С этой целью БЛА обладает возможностью обматывать трос вокруг вертикального объекта, расположенного на возвышенности и закреплять его. Затем, ГНР использует установленную на нём лебёдку, чтобы, сматывая трос, осуществлять собственный подъём на эту возвышенность. Результаты экспериментальных исследований этого автоматизированного комплекса выявили необходимость использования датчика натяжения троса для исключения возможности его провисания. В работе не рассматриваются вопросы решения задач мониторинга, скоординированности процессов навигации и управления движением компонентов комплекса, а трос,

соединяющий эти компоненты, используется только с целью осуществления вертикальных перемещений ГНР.

В работе [13] представлен автоматизированный комплекс, предназначенный для мониторинга окружающего пространства. В нём БНКА и БЛА перемещаются независимо друг от друга и осуществляют сканирование местности при помощи лидаров. По полученным измерениям роботы совместно строят карту местности с применением алгоритмов SLAM [14]. Экспериментальные исследования показали, что взаимодействие двух роботов обеспечивает возможность осуществления мониторинга окружающего пространства значительно быстрее, чем при автономной работе каждого из них. Кроме того, некоторые участки местности могут оказаться труднодоступными для БНКА или БЛА, а применение автоматизированного комплекса устраняет эту проблему. В работе также не рассмотрены вопросы скоординированности траекторных управлений, определения навигационных параметров и ориентации роботов. В рассматриваемом комплексе отсутствует физическая связь между его компонентами, что ограничивает возможности его применения, в частности исключает с точки зрения обеспечения безопасности возможность его непосредственного использования в инфраструктуре аэродрома.

В работе [15] представлен автоматизированный комплекс, в котором БЛА используется для расширения измерительной сети БНКА путём мониторинга подстилающей поверхности, по которой тот перемещается. БНКА оснащён комплексной навигационной системой, построенной на основе измерений трёх типов измерителей: одометрической системы, инерциальных микромеханических датчиков и спутниковой навигационной системы (СНС). Информация от этих измерителей комплексируется в расширенном фильтре Калмана для построения навигационного решения [16]. В то же время БЛА осуществляет посредством бортовой камеры мониторинг окружающего пространства с целью выявления препятствий на пути движения БНКА. БЛА обрабатывает полученные фотоснимки и передаёт соответствующую информацию на БНКА, который и корректирует

траекторию своего движения. Между роботами осуществляется только одностороннее информационное взаимодействие, что, как и ранее, ограничивает возможности безопасного функционирования комплекса. Следует отметить, что предложенные в этом комплексе алгоритмы обработки изображений недостаточно эффективны в применении для решения задачи мониторинга дефектов наружной поверхности ВС. В то же время, представленный в работе подход к обработке фотоизображений, обеспечивающий БЛА возможность в режиме реального времени отслеживать относительное положение БНКА, может быть использован для реализации двухсторонней информационной связи между роботами и, в частности, для реализации координации процессов определения навигационных параметров в их бортовых системах.

В целом, представленные разработки в сфере автоматизированных комплексов, формируемых на основе взаимодействия беспилотных наземных и летательных аппаратов, используются для решения узкоспециальных задач. В опубликованных работах не рассматриваются вопросы обеспечения точности навигационного решения аппаратов. В этих публикациях не рассматриваются также вопросы координации процессов управления и определения навигационных параметров БЛА и БНКА. Таким образом, представленные результаты разработок автоматизированных комплексов не могут быть непосредственно использованы для решения задач построения комплексов автоматизированного мониторинга поверхностей стационарных объектов при необходимости обеспечения повышенной точности позиционирования носителей аппаратуры и безопасности.

Задачей автоматизированного мониторинга собственно наружной поверхности ВС уже несколько лет занимается целый ряд организаций. Так, европейский авиастроительный концерн Airbus разрабатывает БЛА октокоптерного типа для мониторинга наружной поверхности ВС [17]. В процессе мониторинга аппарат в автономном режиме совершает облёт ВС по заранее сформированной траектории и осуществляет съёмку его наружной поверхности бортовой фотокамерой высокого разрешения. Затем БЛА передаёт полученные

изображения на наземную станцию, где их позиционируют на эталонной трёхмерной модели ВС, в результате чего выявляют местоположение и параметры дефектов верхней части его наружной поверхности. Авиакомпания Австрийские Авиалинии разрабатывает БЛА на базе квадрокоптера для помощи инженерно-техническому персоналу в процессе ежедневного и еженедельного технического обслуживания ВС [18]. БЛА обеспечивает ускорение процесса поиска и идентификации дефектов верхней части наружной поверхности ВС.

Указанные разработки БЛА ограничены в возможности их применения в качестве носителей фотоаппаратуры для мониторинга нижней части наружной поверхности ВС. В то же время в публикациях по указанным разработкам не затрагиваются вопросы обеспечения требований безопасности функционирования БЛА на территории аэродрома, а также вопросы определения параметров навигации и управления его движением вблизи поверхности ВС.

Эффективная реализация мониторинга наружной поверхности ВС может быть достигнута путём использования БЛА как одного из носителей аппаратуры КАМ, осуществляющего мониторинг всей наружной поверхности ВС на основе использования двух гетерогенных механически и информационно связанных беспилотных носителей аппаратуры мониторинга – наземного (БНКА) и собственно летательного (БЛА). При этом механическая связь реализуется тросовым механизмом (ТМ). Создание такого комплекса автоматизированного мониторинга стационарных объектов, и, в частности дефектов наружной поверхности ВС на его стоянке, является **актуальной проблемой**. Одним из определяющих факторов эффективного функционирования такого КАМ является оснащение его ИУС, обеспечивающей скоординированные процессы измерений навигационных параметров носителей аппаратуры мониторинга и формирования траекторных управлений перемещениями БНКА и БЛА с высокой точностью, а также обеспечивающей безопасность этих перемещений в процессе мониторинга. Перспективным направлением разработок такой ИУС является разработка подсистем измерения навигационных параметров и траекторного управления для

каждого из носителей фотоаппаратуры КАМ с последующей взаимной координацией процессов измерения и формирования управлений в подсистемах ИУС.

1.3 Процедура перемещений КАМ в процессе мониторинга наружной поверхности воздушного судна

Перемещения БЛА и БНКА в процессе мониторинга осуществляются в пределах безопасной зоны (рисунок 1.2). Эта зона определяет пространство вокруг ВС на его стоянке, расположение в границах которого носителей КАМ исключает возможность столкновения их как с ВС, так и с другими объектами аэродромной инфраструктуры. Будем полагать, что безопасная зона ограничена с одной стороны внутренней границей – цилиндрической поверхностью, определяющей максимально допустимое приближение носителей КАМ к ВС (образующая этой поверхности нормальна к плоскости горизонта); с другой стороны – зона ограничена внешней (пространственной) границей стоянки ВС, за пределами которой перемещение любых объектов на аэродроме строго регламентируется.

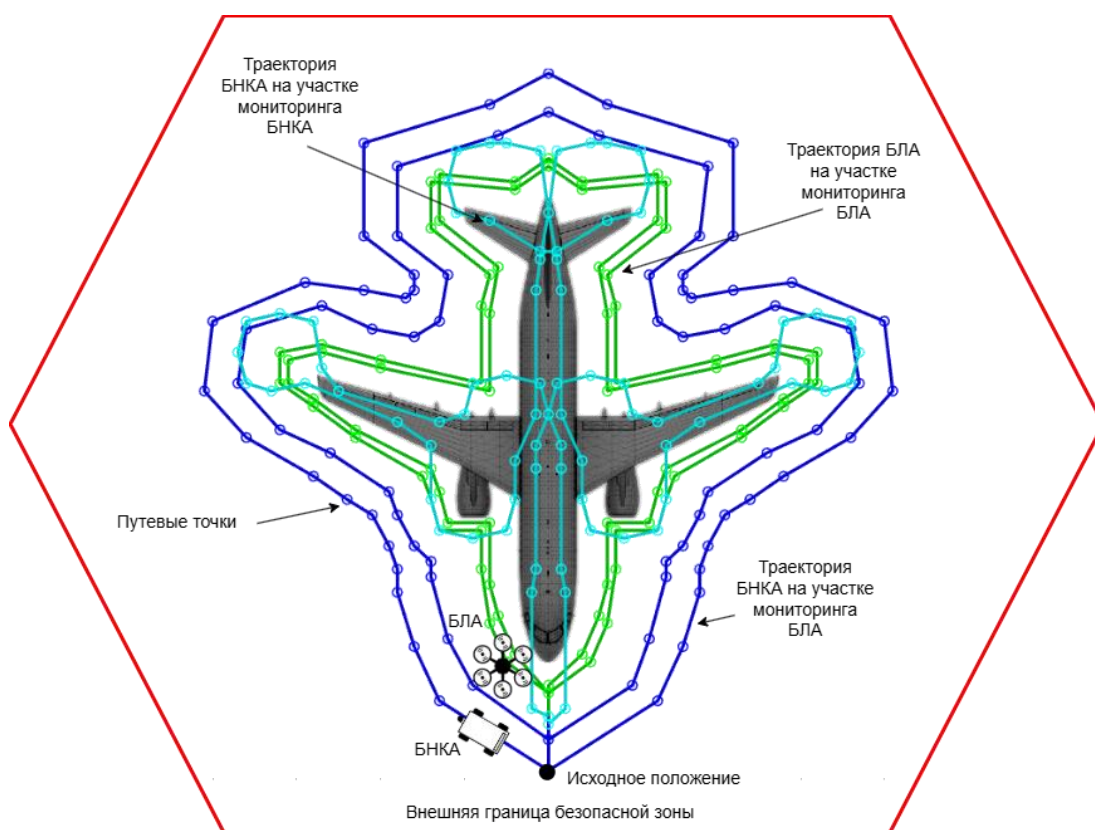


Рисунок 1.2 – Безопасная зона и участки перемещений носителей КАМ

Процедура перемещений носителей КАМ в границах безопасной зоны заключается в следующем. Всю совокупность перемещений носителей КАМ разделим на четыре участка: перемещения БНКА с БЛА на борту от ангара в исходное положение на стоянке ВС (внутри безопасной зоны); синхронные перемещения носителей по участку мониторинга БЛА (по соответствующим траекториям, различающимся для БЛА и БНКА); перемещения БНКА с БЛА на борту по участку мониторинга БНКА; перемещения БНКА с БЛА на борту от стоянки к ангару.

Необходимые траектории перемещений БЛА и БНКА включают наборы соответствующих скоординированных путевых точек (их координат в системе координат (СК) мониторинга, связанной непосредственно с ВС, раздел 2.2.1) и загружены во внутреннюю память бортовых вычислителей.

После получения команды «НАЧАЛО РАБОТЫ» от оператора БНКА вместе с БЛА на его посадочной площадке осуществляет перемещение на стоянку ВС по динамически формируемой (с учётом объезда возможных препятствий на пути движения) траектории [19]. Затем, при расположении БНКА в окрестности ВС (в пределах безопасной зоны) его бортовые измерительные системы определяют координаты и азимутальную ориентацию ВС в стартовой СК, текущие координаты БНКА и его азимутальную ориентацию относительно ВС [20]. На основе этих измерений при известной конфигурации конкретного ВС осуществляется определение местоположения БНКА в СК мониторинга, связанной с ВС. Скоординированные траектории движения носителей КАМ для мониторинга дефектов наружной поверхности ВС конкретного типа предварительно загружаются в бортовые вычислители БЛА и БНКА и формируются с учётом параметров бортовой аппаратуры мониторинга и геометрии наружной поверхности ВС [21]. Осуществляется проверка уровня заряда аккумулятора БЛА. ТМ, установленный на БНКА, переходит в свободный режим, обеспечивая БЛА возможность в процессе полёта беспрепятственно разматывать трос до заданного

максимально допустимого значения его длины. БНКА отправляет на БЛА команду «ВЗЛЁТ РАЗРЕШЁН».

После взлёта и завершения набора высоты БЛА отправляет на БНКА команду «ВЗЛЁТ ЗАВЕРШЁН» и полученную подсистемой измерения навигационных параметров БЛА информацию о его текущих координатах и угловой ориентации. БНКА сравнивает свои координаты и параметры угловой ориентации, полученные его подсистемой измерения навигационных параметров, с измерениями, полученными от БЛА, и формирует управляющие команды, которые обеспечивают перемещение БНКА в точку, горизонтальные координаты которой совпадают с горизонтальными координатами точки начала участка мониторинга БЛА. Затем БНКА отправляет на БЛА команду «НАЧАЛО ДВИЖЕНИЯ» для осуществления скоординированных перемещений носителей фотоаппаратуры КАМ к первым путевым (начальным) точкам участка мониторинга БЛА. При этом ТМ осуществляет автоматическое управление длиной троса, исключая его провисание.

Путевые точки траекторий носителей на участке мониторинга БЛА расположены вдоль внешнего контура ВС таким образом, чтобы обеспечивать для фотоаппаратуры БЛА наилучшие ракурсы обзора наружной поверхности ВС. При этом путевые точки траектории перемещений БНКА находятся дальше от наружной поверхности ВС для обеспечения безопасности перемещений БЛА. В процессе перемещений БЛА осуществляет непрерывный фотомониторинг (фотографирование и предварительную обработку фотоинформации) дефектов наружной поверхности ВС. При этом обеспечивается необходимая угловая ориентация фотоаппаратуры посредством формирования управляющих сигналов на исполнительные элементы подвесов аппаратуры, установленных на БЛА, для ориентации визирных осей оптических камер по направлению на наружную поверхность ВС [22].

После достижения каждой путевой точки участка мониторинга БЛА первым из носителей, он ожидает достижения соответствующей путевой точки другим носителем. Затем осуществляется их скоординированное перемещение к

следующей путевой точке участка. По достижении конечной путевой точки участка мониторинга БЛА, он отправляет на БНКА запрос на посадку. БНКА, в свою очередь, отправляет на БЛА команду «ПОСАДКА РАЗРЕШЕНА». Посадка БЛА на посадочную площадку БНКА со специальной разметкой осуществляется в автоматическом режиме. При этом ТМ медленно сматывает трос, облегчая процедуру автоматической посадки. По завершении посадки БЛА отправляет на БНКА команду «ПОСАДКА ЗАВЕРШЕНА» и отключается. Затем БНКА (с БЛА на посадочной площадке) осуществляет перемещение по участку мониторинга БНКА для мониторинга нижней части наружной поверхности ВС, находящейся, в том числе, и под его фюзеляжем.

По окончании процедуры мониторинга БНКА отправляет оператору команду «КОНЕЦ РАБОТЫ» и по команде оператора реализует автоматическое перемещение в ангар с БЛА на его борту. Затем осуществляется постобработка данных фотомониторинга, извлекаемых из бортовых вычислителей носителей КАМ.

В процессе перемещений носителей КАМ в пределах безопасной зоны в штатном режиме работы ТМ поддерживает трос в слабо натянутом состоянии (при практическом отсутствии его силового воздействия на БЛА), не допуская одновременно его провисания.

Применительно к реализации предложенной процедуры перемещений носителей фотоаппаратуры КАМ целесообразным является формирование структуры аппаратного обеспечения компонентов КАМ на основе использования четырёхколёсного наземного беспилотного аппарата и беспилотного летательного аппарата гексакоптерного типа. Обеспечение безопасности функционирования КАМ на территории аэродрома достигается путём объединения этих аппаратов – механического и информационного при помощи ТМ [23].

Структура аппаратного обеспечения компонентов КАМ, включающая в себя все исполнительные и измерительные элементы, представлена на рисунке 1.3.

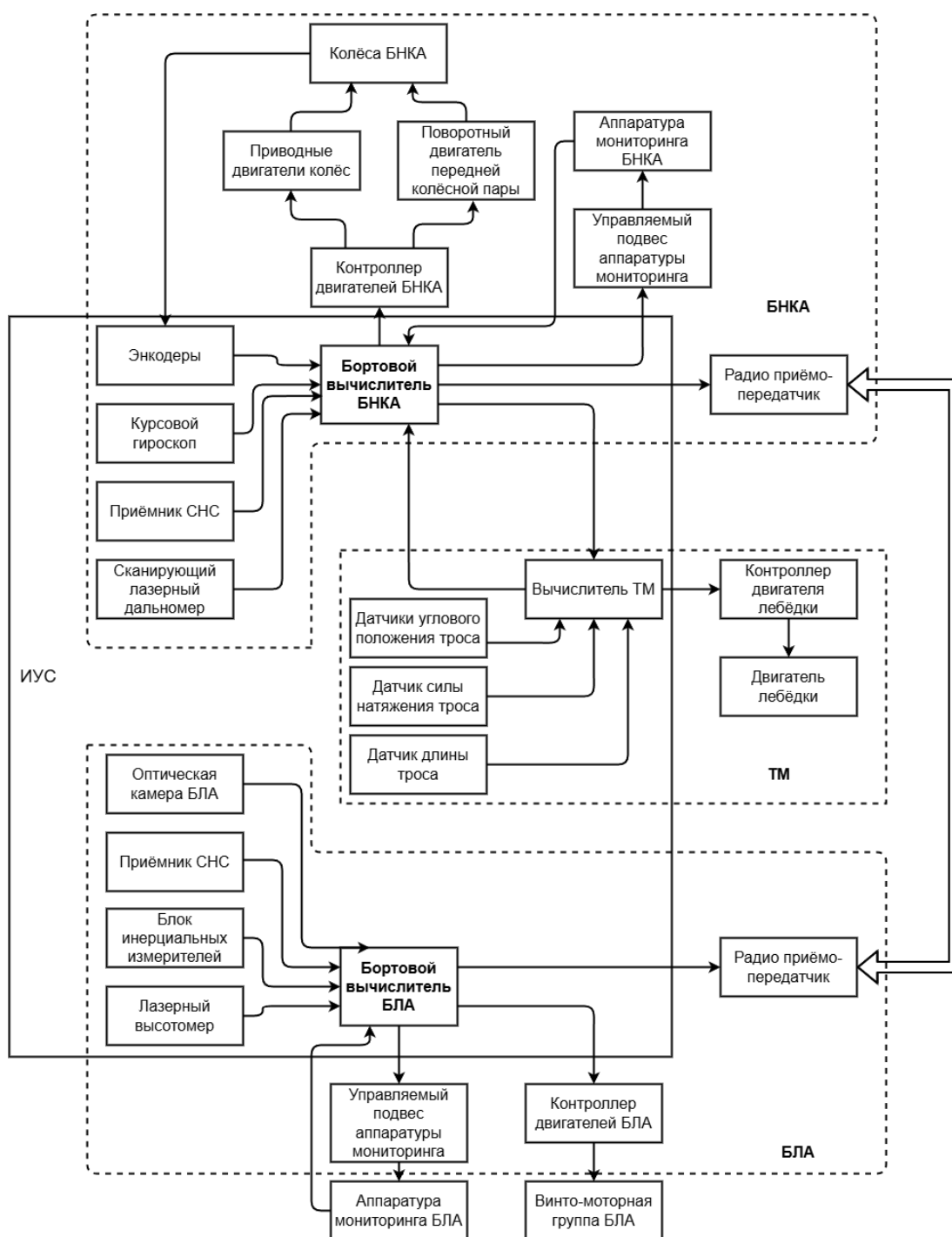


Рисунок 1.3 – Структура аппаратного обеспечения КАМ

Перспективной реализацией БНКА является вариант, содержащий несущую платформу, снабжённую четырьмя приводными колёсами и поворотным приводом, реализующим разворот оси передней колёсной пары. Такая конструкция обеспечивает высокую грузоподъёмность и устойчивость аппарата в процессе его движения, что важно и в связи с необходимостью обеспечения устойчивости БНКА, в частности с двойной нагрузкой – собственным весом и весом БЛА,

размещённого на посадочной площадке. На БНКА установлен управляемый подвес аппаратуры мониторинга с размещённой в нём собственно аппаратурой для осуществления фотосъёмки нижней части наружной поверхности ВС. Информация от датчиков: энкодеров на колёсах, курсового гироскопа и сканирующего лазерного дальномера поступает на вход бортового вычислителя БНКА, где реализуются процессы определения его навигационных параметров и формирования управляющих сигналов на его двигатели. Эти сигналы поступают на входы управляемого подвеса аппаратуры мониторинга и контролера двигателей мотор-колёс БНКА, а также на поворотный привод его передних колёс. Радио приёмо-передатчик используется для дополнительного информационного взаимодействия между БЛА и БНКА.

На БНКА установлен управляемый ТМ, включающий электрическую лебёдку с возможностью свободного разматывания кевларового троса (один конец которого закреплён на БЛА) и принудительного его сматывания. ТМ оснащён датчиками углового положения троса относительно БНКА, силы натяжения троса и его текущей длины. Информация с выходов этих датчиков поступает в бортовые вычислители БНКА и БЛА для коррекции навигационных решений каждого из носителей.

БЛА гексакоптерного типа обеспечивает необходимую грузоподъёмность, устойчивость в полёте и возможность комфортного размещения оптической камеры. Она расположена в управляемом подвесе для направленной ориентации оптической оси камеры. Информация от датчиков: блока инерциальных измерителей, приёмника СНС, оптической камеры и лазерного высотомера поступает на вход бортового вычислителя БЛА, где реализуются процессы определения его навигационных параметров и формирования управляющих сигналов, поступающих на входы подвеса аппаратуры и контроллера двигателей БЛА. Радио приёмо-передатчик используется для реализации дополнительного информационного взаимодействия БЛА и БНКА.

1.4 Функциональные связи между подсистемами ИУС в составе КАМ и направления координации процессов в этих подсистемах

КАМ включает в себя наземный и летательный компоненты с использованием в качестве носителей соответственно БНКА и БЛА с их подсистемами измерения навигационных параметров (ПИНП), траекторного управления (ПТУ) и дефектоскопии (ПДСК), а также ТМ с подсистемой управления тросовым механизмом (ПУТМ). Структура КАМ представлена на рисунке 1.4.

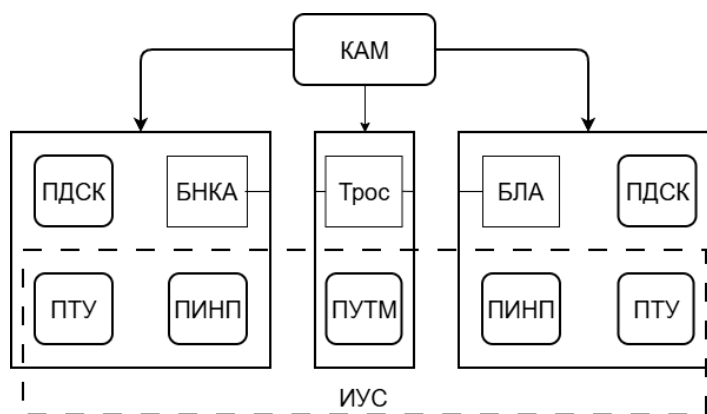


Рисунок 1.4 – Структура КАМ

При разработке ИУС использован подход «от частного к общему», заключающийся в первоначальной разработке ПИНП и ПТУ для каждого носителя и в последующей разработке собственно ИУС, процессы в подсистемах которой координируются на основе механического и информационного взаимодействий между компонентами КАМ. Такой подход обеспечивает возможность использования разработанных подсистем для реализации автономных перемещений носителей (в том числе, в рамках предлагаемой процедуры перемещений БНКА с БЛА, расположенным на посадочной площадке БНКА), а также обеспечивает сравнительную простоту процедуры синтеза алгоритмов ИУС с использованием алгоритмов подсистем по сравнению с процедурой синтеза алгоритмов ИУС в целом. В рамках этого подхода в работе предварительно формируются модифицированные модели движения носителей с учётом характерных возмущающих факторов, в частности, проскальзываний колёс БНКА,

ветровых нагрузок БЛА и влияния встречного воздушного потока на тягу винтов БЛА. Разрабатываемые принципы информационного и механического взаимодействия компонентов КАМ используются при формировании алгоритмов и аппаратных решений ИУС в целом. Эти взаимодействия направлены на координацию процессов определения навигационных параметров БНКА и БЛА и процессов формирования их траекторных управлений. Под координацией процессов в ИУС будем понимать взаимную коррекцию подсистем измерения навигационных параметров БЛА и БНКА (выходной информации этих подсистем) и синхронизацию подсистем траекторного управления БЛА и БНКА. В свою очередь взаимная коррекция ПИНП направлена на обеспечение высокой точности определения навигационных параметров носителей аппаратуры КАМ. Синхронизация ПТУ, заключающаяся в формировании управлений исполнительными элементами носителей и двигателем лебёдки ТМ с учётом необходимых поправок к величинам потребных скоростей перемещений БЛА и БНКА и ограничения максимального расстояния между ними, направлена на обеспечение высокой точности траекторного управления носителями. Координация процессов в ИУС должна обеспечивать координацию перемещений БЛА и БНКА для качественного мониторинга поверхности стационарных объектов (в частности, дефектов наружной поверхности ВС) и безопасности функционирования КАМ. При этом, как показывают оценки, при разработке ИУС для достижения потребного качества процедуры дефектоскопии необходимо обеспечивать: единовременность достижения ими путевых точек траекторий совместного мониторинга с точностью порядка 3 с и ограничения максимального расстояния между носителями (длины размотанной части троса) величиной порядка 12 м; максимальное отклонение БЛА и БНКА от заданных траекторий – не более 0,45 м; математическое ожидание (МО) ошибки определения координат местоположения БЛА и БНКА – не более 0,15 м при среднеквадратическом отклонении (СКО) – не более 0,05 м; МО ошибки определения линейных скоростей перемещений БЛА и БНКА – не более 0,02 м/с при СКО – не более 0,02 м/с.

Функциональная схема координации процессов в ИУС представлена на рисунке 1.5.

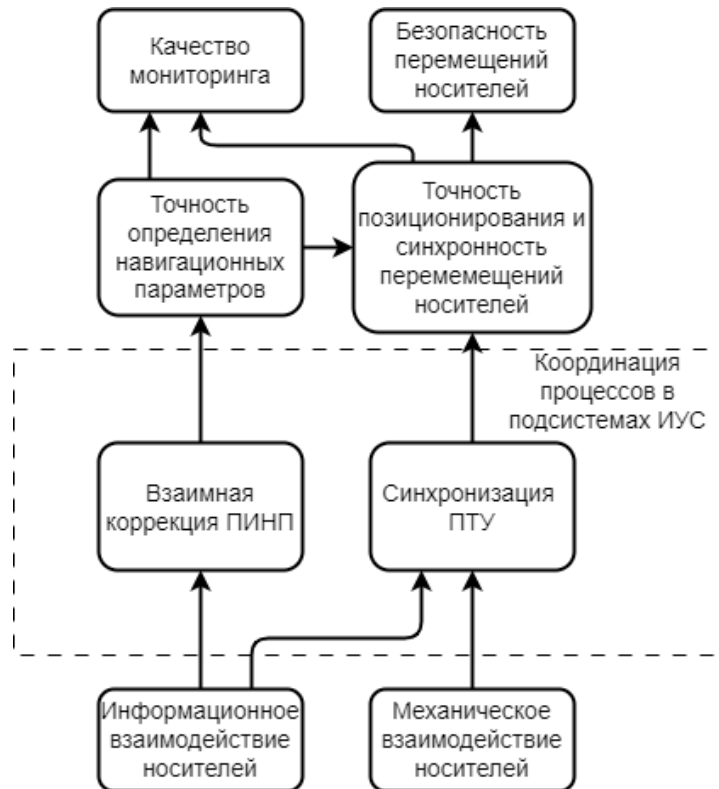


Рисунок 1.5 – Функциональная схема координации процессов в подсистемах ИУС
КАМ

1.5 Структура измерительно-управляющей системы носителей в составе КАМ

Структура ИУС КАМ со схемой информационных взаимодействий в ней представлена на рисунке 1.6.

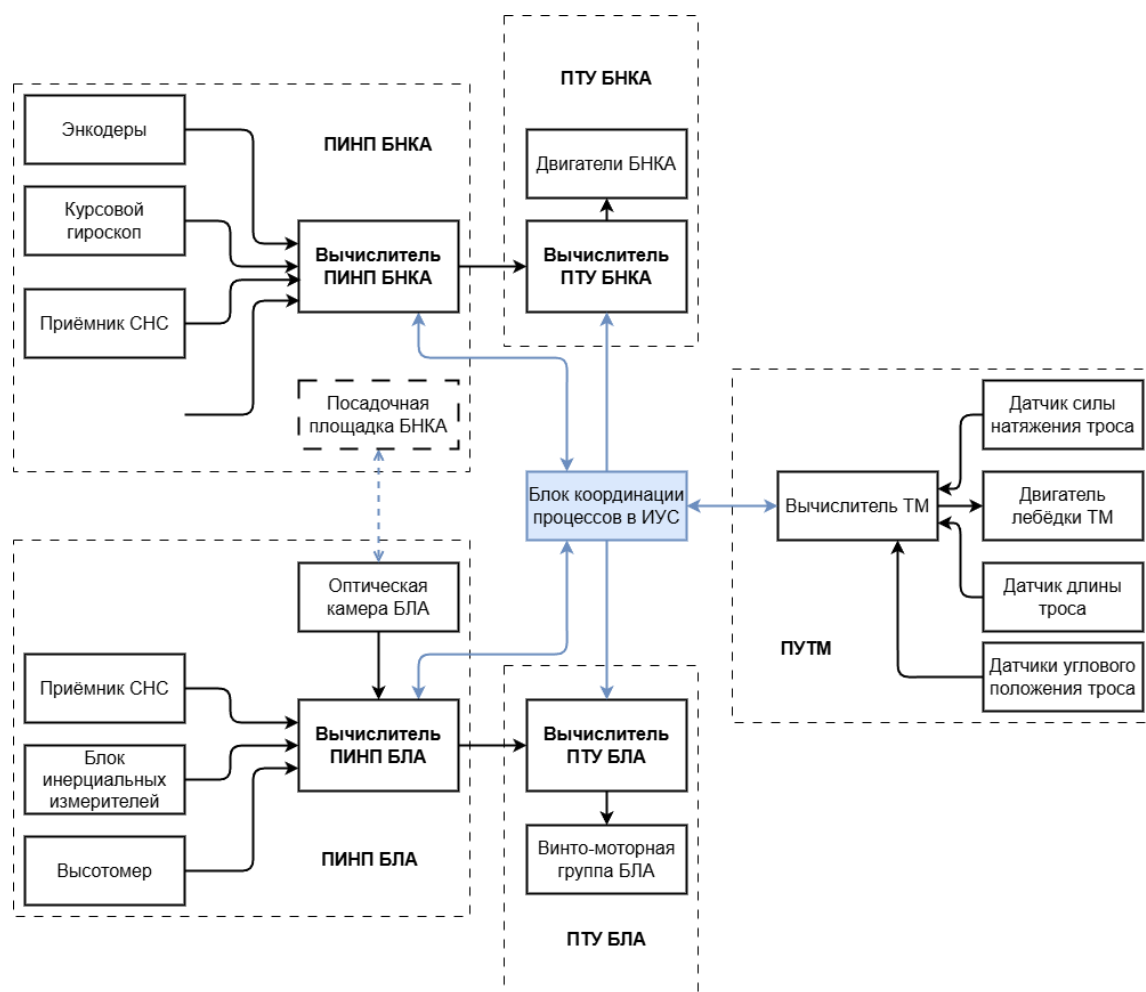


Рисунок 1.6 – Структура ИУС КАМ со схемой информационных взаимодействий

Согласно структуре, представленной на рисунке 1.6, в вычислителе ПИНП БНКА осуществляется определение его навигационных параметров на основе информации, вырабатываемой энкодерами на колёсах, сканирующим лазерным дальномером и курсовым гироскопом. Кроме того, в вычислителе осуществляется коррекция этих параметров на основе информации, поступающей от блока координации процессов в ИУС: о длине размотанной части троса и величине его азимутального угла; о координатах местоположения БЛА относительно ВС. Скорректированные навигационные параметры БНКА поступают на вход вычислителя ПТУ БНКА, где осуществляется формирование управлений на его двигатели. При этом учитываются поправки на требуемые скорости его перемещений, вырабатываемые в блоке координации процессов в ИУС.

Блок координации процессов в ИУС на основе информации о текущих навигационных параметрах БЛА и БНКА, а также о заданных траекториях их перемещений, формирует поправки к скоростям перемещений БЛА и БНКА, определяемым в соответствующих подсистемах траекторного управления. Кроме того, в блоке координации осуществляется расчёт входных параметров для формирования управления ТМ с целью исключения провисания троса и предотвращения аварийных ситуаций (возникающих в результате воздействия резких порывов ветра, отказов измерительных подсистем и др.) посредством ограничения длины размотанной части троса.

В вычислителе ПИНП БЛА осуществляется определение его навигационных параметров на основе информации, вырабатываемой приёмником СНС, блоком инерциальных измерителей и лазерным высотомером. Кроме того, реализуется коррекция вырабатываемых параметров на основе информации, поступающей от блока координации процессов в ИУС. Навигационные параметры БЛА поступают на вход вычислителя ПТУ БЛА, где осуществляется формирование управлений его винтомоторной группой с учётом поправок скоростей, вырабатываемых в блоке координации процессов в ИУС.

В вычислителе ТМ на основе информации от его датчиков определяется длина размотанной части троса и её угловое положение в вертикальной и горизонтальной плоскостях относительно БНКА, а также сила натяжения троса. Эта информация в совокупности с информацией о скорректированных навигационных параметрах БНКА и БЛА, получаемых от блока координации, и информацией о силе натяжения троса используется в вычислителе ТМ для формирования управлений двигателем лебёдки ТМ с целью поддержания сегмента троса между БЛА и БНКА в натянутом состоянии и обеспечения (при необходимости) механического воздействия на БЛА в процессе реализации траекторного управления.

Выводы по первой главе

1. На основе анализа традиционных подходов к реализации процедуры визуального автоматизированного мониторинга поверхностей разнообразных объектов обоснована актуальность проблемы создания комплекса автоматизированного мониторинга поверхностей стационарных объектов.
2. Предложено использовать в качестве носителей аппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга механически и информационно связанные беспилотные наземный колёсный и летательный аппараты. Разработана процедура перемещений носителей в процессе мониторинга дефектов наружной поверхности воздушного судна на стоянке и представлена структура аппаратного обеспечения комплекса мониторинга.
3. Сформированы функциональные связи между подсистемами измерительно-управляющей системы комплекса, обеспечивающие возможность координации процессов в этих подсистемах. Координация заключается во взаимной коррекции подсистем измерения навигационных параметров носителей, синхронизации их подсистем траекторного управления и направлена на повышение точности позиционирования носителей, безопасности функционирования комплекса автоматизированного мониторинга и, в конечном счёте, на обеспечение качества мониторинга.
4. Предложена структура измерительно-управляющей системы носителей аппаратура комплекса автоматизированного мониторинга в целом, включающая подсистемы измерения навигационных параметров беспилотных наземного колёсного и летательного аппаратов, подсистемы их траекторного управления, подсистему управления тросовым механизмом. Структура ориентирована на обеспечение возможности осуществления координации подсистем измерительно-управляющей системы гетерогенных носителей аппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга.

Глава 2. Подсистемы измерения навигационных параметров носителей аппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга

Подсистемы измерения навигационных параметров составляют одну из основ ИУС КАМ с дополнением каналами взаимной коррекции этих подсистем. Разработка подсистем осуществляется в работе на основе использования математических моделей движения носителей. Для адекватного представления моделей в настоящей главе модифицированы известные математические модели движения носителей КАМ с учётом ряда возмущающих факторов, оказывающих существенное влияние на это движение.

2.1 Математические модели движения БЛА и БНКА

Математические модели движения БЛА и БНКА представлены в работах [24, 25]. Применительно к БЛА в этих работах не учитываются в совокупности существенные возмущающие факторы, воздействующие на него: порывы ветра; влияние скорости осевого набегающего воздушного потока на тягу винтов; гироскопические моменты, порождаемые собственным вращением винтов. Применительно к БНКА в опубликованных работах не нашли отражения возмущения, порождаемые продольным и поперечным проскальзыванием колёс относительно подстилающей поверхности аэродрома. Рассмотрим здесь модифицированные модели движения БЛА и БНКА с учётом этих возмущающих факторов.

Математические модели движения носителей сформированы в единой стартовой СК $O_s X_s Y_s Z_s$ (ось $O_s X_s$ направлена на север, ось $O_s Y_s$ – на восток, ось $O_s Z_s$ – «вниз», точка O_s совпадает с точкой старта БНКА с БЛА на его борту в момент начала движения). При относительной малости перемещений БЛА и БНКА в процессе мониторинга (до 1000 м) и ограниченности времени процедуры мониторинга (до 60 мин), в частности применительно к мониторингу наружной поверхности ВС, будем полагать, что СК $O_s X_s Y_s Z_s$ – неподвижна.

2.1.1 Динамическая модель движения БНКА

При формировании модели движения БНКА фактор поперечного проскальзывания его колёс будем учитывать посредством введения углов $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4$ отклонения линейных скоростей движения колёс от их плоскостей вращения $O_i X_i Z_i, (i = 1, 2, 3, 4)$. Фактор продольного проскальзывания колёс учтём путём введения величин эффективных радиусов r_{ieff} качения для каждого из колёс [24]. Действительно, при отсутствии проскальзывания моменты M_i , приложенные к колёсам БНКА со стороны подстилающей поверхности (порождаемые силами тяг F_i), имеют вид:

$$M_i = F_i r_i, (i = 1, 2, 3, 4), \quad (2.1)$$

где r_i – фактический (геометрический) радиус соответствующего колеса БНКА.

При наличии продольного проскальзывания моменты M_i уменьшаются, а силы F_i остаются неизменными. Таким образом, факт продольного проскальзывания колёс можно интерпретировать как замену фактической величины радиуса качения колеса r_i на эффективную величину r_{ieff} .

Схемы силовых воздействий на БНКА представлены на рисунках 2.1, 2.2.

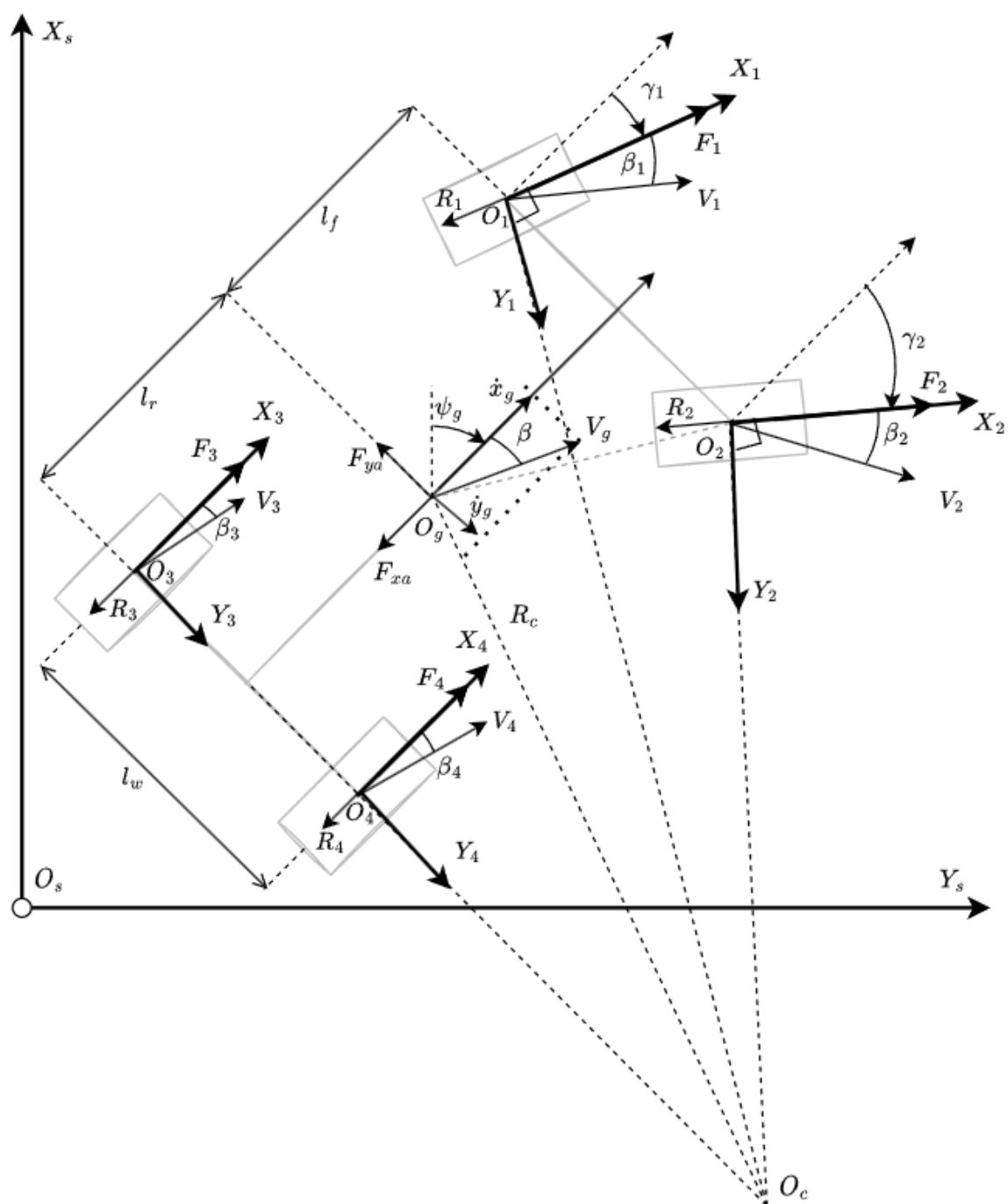


Рисунок 2.1 – Схема силовых воздействий на БНКА в плоскости горизонта

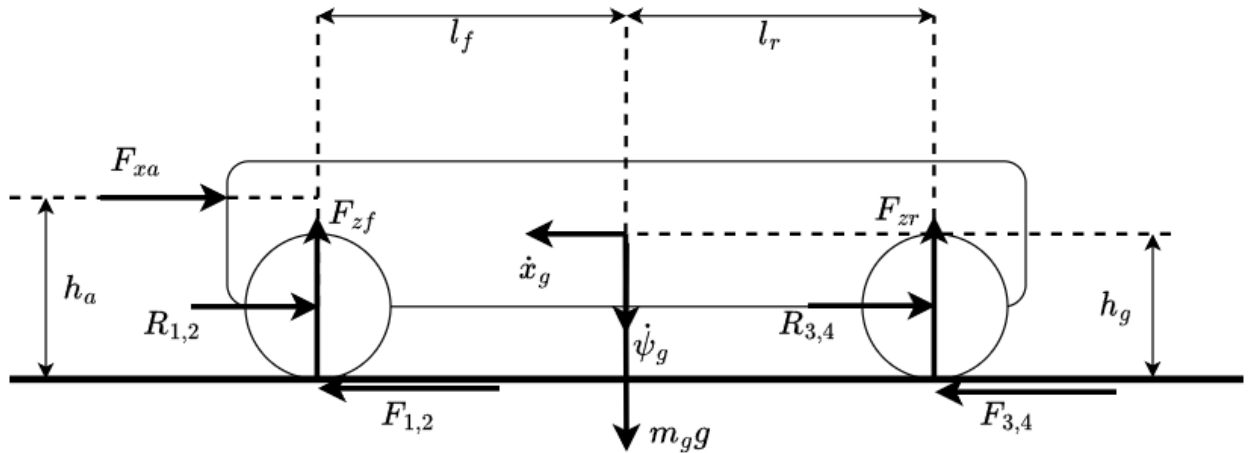


Рисунок 2.2 – Схема силовых воздействий на БНКА в вертикальной плоскости

На рисунках 2.1, 2.2 обозначены: $O_g X_g Y_g Z_g$ – СК, составленная главными центральными осями БНКА (O_g – его центр масс, $O_g X_g$ – продольная ось, $O_g Y_g$ – поперечная ось БНКА, $O_g Z_g$ – вертикальная ось, дополняющая СК до правой тройки); m_g – масса БНКА; γ_1, γ_2 – углы поворотов передних колёс БНКА вокруг вертикали от продольной оси $O_g X_g$; $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4$ – углы, определяющие поперечное проскальзывание колёс БНКА; F_{xa}, F_{ya} – проекции аэродинамических сил на оси связанной СК; l_w – длина оси колёсной пары; l_f, l_r – длины передней и задней полуосей продольной оси БНКА, определяющих соответственно расстояния от осей колёсных пар до центра масс БНКА; $F_i (i=1..4)$ – силы, приложенные к колёсам БНКА со стороны подстилающей поверхности и в конечном счёте порождаемые моментами, развиваемыми двигателями колёс БНКА; $R_i (i=1..4)$ – силы сопротивления качению колёс; g – ускорение свободного падения; h_g – высота центра масс БНКА над подстилающей поверхностью; h_a – высота точки приложения аэродинамических сил; ψ_g – угол курса БНКА в системе координат $O_s X_s Y_s Z_s$; V_g – вектор линейной скорости перемещения БНКА; β – угол отклонения вектора скорости V_g от продольной оси $O_g X_g$ БНКА.

Модифицируя уравнения, представленные в работах [24, 26], динамические уравнения движения БНКА в СК $O_g X_g Y_g Z_g$ представим в виде [27]:

$$\begin{aligned} m_g \ddot{x}_g &= m_g \dot{\psi}_g \dot{y}_g + F_{x1} + F_{x2} + F_{x3} + F_{x4} - F_{xa}; \\ m_g \ddot{y}_g &= -m_g \dot{\psi}_g \dot{x}_g + F_{y1} + F_{y2} + F_{y3} + F_{y4} - F_{ya}; \\ I_{gz} \ddot{\psi}_g &= \frac{l_w}{2} (F_{x1} + F_{x3}) - \frac{l_w}{2} (F_{x2} + F_{x4}) + l_f (F_{y1} + F_{y2}) - l_r (F_{y3} + F_{y4}); \\ I_\gamma \ddot{\gamma}_g &= M_\gamma - \varepsilon_\gamma \dot{\gamma}_g, \end{aligned} \quad (2.2)$$

где $F_{xi}, F_{yi} (i=1..4)$ – проекции сил, приложенных к колёсам (передаваемых на платформу БНКА) со стороны подстилающей поверхности, на оси связанной СК; F_{xa}, F_{ya} – аэродинамические силы; I_{gz} и I_γ – соответственно моменты инерции БНКА вокруг оси $O_g Z_g$ и его передней колёсной пары вокруг оси её вращения; M_γ – момент, развиваемый приводом поворота оси передней колёсной пары; $\gamma_g = 0.5(\gamma_1 + \gamma_2)$ – усреднённый угол разворота передних колёс БНКА; ε_γ – постоянный коэффициент.

Аэродинамические силы в (2.2) таковы:

$$\begin{aligned} F_{xa} &= \frac{1}{2} \rho C_d A_f (\dot{x}_g + V_{xw})^2; \\ F_{ya} &= \frac{1}{2} \rho C_d A_s (\dot{y}_g + V_{yw})^2, \end{aligned} \quad (2.3)$$

где ρ – плотность воздуха; C_d – коэффициент аэродинамического сопротивления; A_f, A_s – передняя и боковая аэродинамические площади БНКА соответственно; V_{xw}, V_{yw} – проекции скорости ветра на оси СК $O_g X_g Y_g Z_g$.

Проекция сил в (2.2), приложенных к колёсам со стороны подстилающей поверхности, определяются соотношениями:

$$\begin{aligned}
F_{x1} &= (F_1 - R_1) \cos(\gamma_1 + \beta_1); \\
F_{y1} &= (F_1 - R_1) \sin(\gamma_1 + \beta_1); \\
F_{x2} &= (F_2 - R_2) \cos(\gamma_2 + \beta_2); \\
F_{y2} &= (F_2 - R_2) \sin(\gamma_2 + \beta_2); \\
F_{x3} &= (F_3 - R_3) \cos(\beta_3); \\
F_{y3} &= (F_3 - R_3) \sin(\beta_3); \\
F_{x4} &= (F_4 - R_4) \cos(\beta_4); \\
F_{y4} &= (F_4 - R_4) \sin(\beta_4),
\end{aligned} \tag{2.4}$$

где $R_i (i=1..4)$ – силы сопротивления качению колёс.

Эти силы таковы:

$$\begin{aligned}
R_1 &= f_{mp} F_{zf}; \\
R_2 &= f_{mp} F_{zf}; \\
R_3 &= f_{mp} F_{zr}; \\
R_4 &= f_{mp} F_{zr},
\end{aligned} \tag{2.5}$$

где f_{mp} – коэффициент сопротивления качению колёс БНКА (для легковых автомобилей $f_{mp} \in [0.01; 0.04]$); F_{zf}, F_{zr} – вертикальные силы реакций подстилающей поверхности, воздействующие на передние и задние колёса БНКА соответственно и передаваемые на его платформу через оси вращения колёс.

Силы реакций подстилающей поверхности имеют вид:

$$\begin{aligned}
F_{zf} &= \frac{-F_{xa} h_a - m_g \ddot{x}_g h_g + m_g g l_r}{l_f + l_r}; \\
F_{zr} &= \frac{F_{xa} h_a + m_g \ddot{x}_g h_g + m_g g l_f}{l_f + l_r}.
\end{aligned} \tag{2.6}$$

Соотношения (2.1)-(2.6) представляют собой модифицированную динамическую модель движения БНКА с учётом, в общем случае, продольного и поперечного проскальзываний его колёс.

2.1.2 Динамическая модель движения БЛА

БЛА выполнен в виде гексакоптера с шестью двигателями в составе винто-моторной группы (ВМГ). Направления вращений винтов каждого из двигателей БЛА для создания подъёмной силы обозначены на рисунке 2.3.

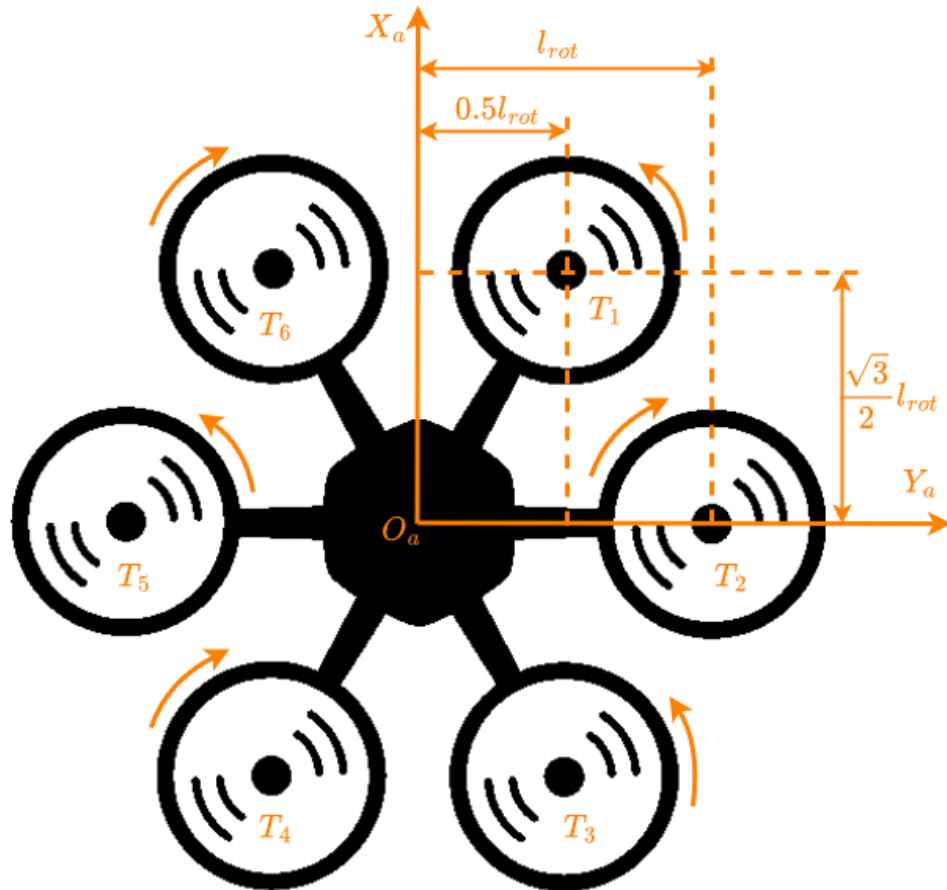


Рисунок 2.3 – Схема и расположение винто-моторной группы БЛА

На рисунке обозначены также: $T_i, (i=1,...,6)$ – тяги винтов БЛА; l_{rot} – смещения винтов 1, 3, 4, 6 вдоль соответствующих главных центральных осей СК $O_aX_aY_aZ_a$, связанной с БЛА (O_a – центр масс БЛА, O_aX_a – продольная ось БЛА, O_aY_a – его поперечная ось, ось O_aZ_a направлена вертикально вниз).

Углы ориентации СК $O_aX_aY_aZ_a$ относительно СК $O_sX_sY_sZ_s$ представлены на рисунке 2.4.

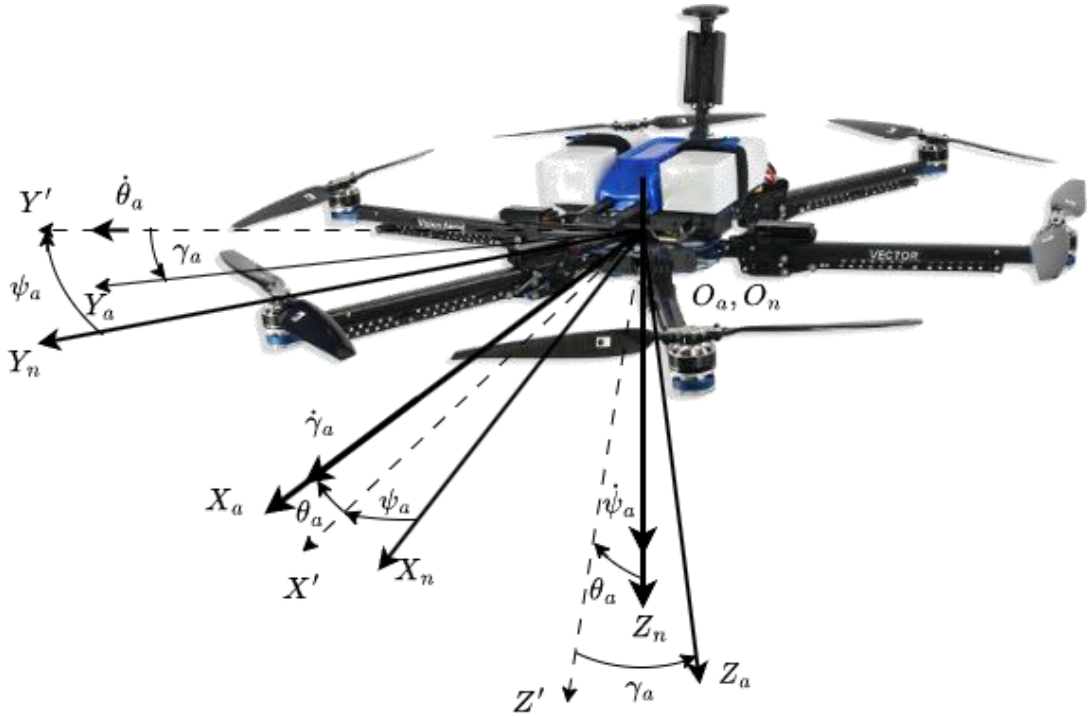


Рисунок 2.4 – Системы координат и углы ориентации БЛА

На рисунке 2.4 обозначены: $\psi_a, \theta_a, \gamma_a$ – углы курса, тангажа и крена БЛА соответственно; $O_n X_n Y_n Z_n$ – нормальная СК, ориентация осей которой совпадает с ориентацией осей СК $O_s X_s Y_s Z_s$ (O_n – центр масс БЛА); $O_a X', O_a Y', O_a Z'$ – промежуточные оси, образованные путём последовательных разворотов БЛА на угол курса вокруг оси $O_n Z_n$, на угол тангажа вокруг оси $O_a Y'$ и на угол крена вокруг оси $O_a X_a$.

Модифицируя уравнения, представленные в работах [25, 28], динамические уравнения движения БЛА в связанной системе координат $O_a X_a Y_a Z_a$ представим в виде [29]:

$$\begin{aligned} m_a \dot{\mathbf{V}}_a + m_a \boldsymbol{\omega}_a \mathbf{V}_a &= \mathbf{F}_a^g + \mathbf{F}_a^a + \mathbf{F}_a^p + \mathbf{F}_a^w; \\ \mathbf{J}_a \dot{\boldsymbol{\omega}}_a + \boldsymbol{\omega}_a \times \mathbf{J}_a \boldsymbol{\omega}_a &= \mathbf{M}_a^{gp} + \mathbf{M}_a^a + \mathbf{M}_a^p, \end{aligned} \quad (2.7)$$

где m_a – масса БЛА; $\mathbf{V}_a = [V_{xa} \ V_{ya} \ V_{za}]^T$, $\boldsymbol{\omega}_a = [\omega_{xa} \ \omega_{ya} \ \omega_{za}]^T$ – соответственно вектора линейной и угловой скоростей БЛА в связанной СК; $\mathbf{J}_a$ – тензор моментов

инерции БЛА вокруг его главных центральных осей; $\mathbf{F}_a^g$, $\mathbf{F}_a^a$ и $\mathbf{F}_a^p$ – соответственно вектор сил тяжести, вектор аэродинамических сил и сил тяги ВМГ, приложенных к БЛА; $\mathbf{F}_a^w$ – вектор сил, порождаемых ветровыми воздействиями; $\mathbf{M}_a^{gp}$, $\mathbf{M}_a^a$ и $\mathbf{M}_a^p$ – соответственно вектора гироскопических моментов, порождаемых вращением винтов ВМГ, аэродинамических моментов и моментов, порождаемых тягой ВМГ, приложенных к БЛА относительно его центра масс O_a .

Вектора сил $\mathbf{F}_a^g$, $\mathbf{F}_a^a$, $\mathbf{F}_a^p$ таковы.

$$\mathbf{F}_a^g = \mathbf{R}_s^a \times \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ m_a g \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -m_a g \sin \theta_a \\ m_a g \cos \theta_a \sin \gamma_a \\ m_a g \cos \theta_a \cos \gamma_a \end{bmatrix}, \quad (2.8)$$

где $\mathbf{R}_s^a$ – матрица направляющих косинусов, определяющая ориентацию СК $O_a X_a Y_a Z_a$ относительно СК $O_s X_s Y_s Z_s$.

Матрица $\mathbf{R}_s^a$ имеет вид:

$$\mathbf{R}_s^a = \begin{bmatrix} \cos \psi_a \cos \theta_a & \sin \psi_a \cos \theta_a & -\sin \theta_a \\ \cos \psi_a \sin \theta_a \sin \gamma_a - \sin \psi_a \cos \gamma_a & \sin \psi_a \sin \theta_a \sin \gamma_a + \cos \psi_a \cos \gamma_a & \cos \theta_a \sin \gamma_a \\ \cos \psi_a \sin \theta_a \cos \gamma_a + \sin \psi_a \sin \gamma_a & \sin \psi_a \sin \theta_a \cos \gamma_a - \cos \psi_a \sin \gamma_a & \cos \theta_a \cos \gamma_a \end{bmatrix}. \quad (2.9)$$

$$\mathbf{F}_a^a = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2} c_x \rho V_a^2 S_x \\ -\frac{1}{2} c_y \rho V_a^2 S_y \\ -\frac{1}{2} c_z \rho V_a^2 S_z \end{bmatrix}, \quad (2.10)$$

где c_x, c_y и c_z – безразмерные аэродинамические коэффициенты (коэффициенты лобового сопротивления, подъёмной и боковой сил); S_x, S_y, S_z – характерные аэродинамические площади БЛА в направлениях, перпендикулярных направлениям соответствующих осей СК $O_a X_a Y_a Z_a$.

$$\mathbf{F}_a^p = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -(T_1 + T_2 + T_3 + T_4 + T_5 + T_6) \end{bmatrix}, \quad (2.11)$$

где T_i – тяга i -го элемента ВМГ БЛА ($i=1,2,...6$).

При определении тяги каждого из элементов (винтов) ВМГ будем учитывать зависимость тяги от вертикальной скорости $\dot{z}_a$ перемещения БЛА [30]:

$$T_i = 2\rho\pi r_m^2 v_z^i (v_z^i - \dot{z}_a), \quad (2.12)$$

где r_m – радиус винта ВМГ; v_z^i – скорость воздушного потока через i -й винт ВМГ, пропорциональная угловой скорости вращения винта.

Вектор сил $\mathbf{F}_a^w$ в проекциях на оси СК $O_a X_a Y_a Z_a$ имеет вид:

$$\mathbf{F}_a^w = \begin{bmatrix} F_{wx} \\ F_{wy} \\ F_{wz} \end{bmatrix}. \quad (2.13)$$

Вектора моментов $\mathbf{M}_a^a, \mathbf{M}_a^p, \mathbf{M}_a^{gp}$ таковы.

$$\mathbf{M}_a^a = \begin{bmatrix} -\frac{1}{2}m_x\rho V_a^2 S_{xy} l_{rot} \\ -\frac{1}{2}m_y\rho V_a^2 S_{xy} l_{rot} \\ -\frac{1}{2}m_z\rho V_a^2 S_{xz} l_{rot} \sqrt{2} \end{bmatrix}, \quad (2.14)$$

где m_x, m_y и m_z – безразмерные коэффициенты аэродинамических моментов крена, тангажа и рыскания; S_{xy}, S_{xz} – характерные площади БЛА в соответствующих плоскостях.

$$\mathbf{M}_a^p = \begin{bmatrix} \frac{1}{2} l_{rot} (T_6 + T_4 - T_3 - T_1) + l_{rot} (T_5 - T_2) \\ \frac{\sqrt{3}}{2} l_{rot} (T_1 - T_3 - T_4 + T_6) \\ k_r (T_1 - T_2 - T_3 + T_4 + T_5 - T_6) \end{bmatrix}, \quad (2.15)$$

где k_r – коэффициент, характеризующий воздействия на БЛА реактивных моментов двигателей ВМГ (равен отношению момента, развиваемого винтом ВМГ, к моменту, развиваемому соответствующим двигателем ВМГ).

$$\mathbf{M}_a^{gp} = \begin{bmatrix} J_r \omega_{ya} (\omega_1 - \omega_2 - \omega_3 + \omega_4 + \omega_5 - \omega_6) \\ -J_r \omega_{xa} (\omega_1 - \omega_2 - \omega_3 + \omega_4 + \omega_5 - \omega_6) \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (2.16)$$

где J_r – момент инерции двигателя ВМГ вокруг оси вращения ротора; $\omega_i (i=1, \dots, 6)$ – угловые скорости вращения винтов БЛА.

На основе (2.7)-(2.16) получим математическую модель движения БЛА в следующем виде:

$$\begin{aligned} m_a \dot{V}_{xa} + m_a (V_{ya} \omega_{za} - \omega_{ya} V_{za}) &= \frac{1}{2} c_x \rho V_a^2 S_x - m_a g \sin \theta_a + F_{wx}; \\ m_a \dot{V}_{ya} + m_a (V_{za} \omega_{xa} - \omega_{za} V_{xa}) &= \frac{1}{2} c_y \rho V_a^2 S_y + m_a g \cos \theta_a \sin \gamma_a + F_{wy}; \\ m_a \dot{V}_{za} + m_a (V_{xa} \omega_{ya} - \omega_{xa} V_{ya}) &= \\ &= \frac{1}{2} c_z \rho V_a^2 S_z + m_a g \cos \theta_a \cos \gamma_a - (T_1 + T_2 + T_3 + T_4 + T_5 + T_6) + F_{wz}; \\ J_{xx} \dot{\omega}_{xa} + \omega_{ya} \omega_{za} J_{yz} &= \frac{1}{2} m_x \rho V_a^2 S_{xy} l_{rot} + \frac{1}{2} l_{rot} (T_6 + T_4 - T_3 - T_1) + \\ &+ l_{rot} (T_5 - T_2) + J_r \omega_{ya} (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 + \omega_5 - \omega_6); \\ J_{yy} \dot{\omega}_{ya} + \omega_{xa} \omega_{za} J_{xz} &= \frac{1}{2} m_y \rho V_a^2 S_{xy} l_{rot} + \frac{\sqrt{3}}{2} l_{rot} (T_1 - T_3 - T_4 + T_6) - \\ &- J_r \omega_{xa} (\omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4 + \omega_5 - \omega_6); \\ J_{zz} \dot{\omega}_{za} + \omega_{xa} \omega_{ya} J_{xy} &= \frac{1}{2} m_z \rho V_a^2 S_{xz} l_{rot} \sqrt{2} + k_r (T_1 - T_2 + T_3 - T_4 + T_5 - T_6), \end{aligned} \quad (2.17)$$

где $J_{xx}, J_{yy}, J_{zz}, J_{xy}, J_{yz}, J_{xz}$ – компоненты $\mathbf{J}_a$.

Заметим, что линейные и угловые скорости в (2.17), перепроектированные в СК $O_s X_s Y_s Z_s$, имеют вид [31]:

$$\begin{aligned} \mathbf{V}_s &= \mathbf{R}_a^s \times \mathbf{V}_a = (\mathbf{R}_s^a)^T \times \mathbf{V}_a; \\ \dot{\psi}_a &= \frac{\omega_{za} \cos \gamma_a + \omega_{ya} \sin \gamma_a}{\cos \theta_a}; \\ \dot{\theta}_a &= \omega_{ya} \cos \gamma_a - \omega_{za} \sin \gamma_a; \\ \dot{\gamma}_a &= \omega_{xa} + \dot{\psi}_a \sin \theta_a, \end{aligned} \quad (2.18)$$

где $\mathbf{V}_a, \mathbf{V}_s$ – вектора линейных скоростей БЛА в СК $O_a X_a Y_a Z_a$ и СК $O_s X_s Y_s Z_s$ соответственно.

Соотношения (2.17)-(2.18) представляют собой модифицированную динамическую модель движения БЛА в осях стартовой СК $O_s X_s Y_s Z_s$.

2.2 Подсистема измерения навигационных параметров БНКА

Формирование алгоритма ПИНП БНКА осуществляется на основе фильтра Калмана. Шумы датчиков в составе ПИНП БНКА и БЛА являются цветными. В фильтрах Калмана традиционный подход к учёту цветности шума заключается в представлении этого шума в виде выхода формирующего фильтра, на входе которого – белый шум, и в соответствующем расширении вектора состояния системы. Однако, при наличии большого количества измерителей такой подход приводит к существенному увеличению размерности вектора состояния, а также к значительному увеличению вычислительной сложности алгоритма. Для исключения этого эффекта в условиях ограниченности мощности бортового вычислителя в работе используется упрощенный способ учёта цветности шумов измерений датчиков, заключающейся в следующем.

1. Осуществляется синтез калмановского алгоритма ПИНП с использованием белых шумов измерений, которые соответствуют СКО шумов, указанных в технических паспортах датчиков, в качестве базовых параметров фильтра.

2. Моделируется работа алгоритма ПИНП с паспортными белыми шумами и оцениваются ошибки оценки компонентов вектора состояния системы в этом случае с целью определения эффективности использования предлагаемого комплекта датчиков.
3. Осуществляются записи измерений, реализуемых реальными датчиками ПИНП в процессе экспериментальных исследований, и на этой основе формируются математические модели цветных шумов измерений, реально поступающие на вход фильтра.
4. Моделируется работа алгоритма ПИНП с использованием сформированных моделей цветных шумов на входах и в этом процессе осуществляется корректировка базовых параметров фильтра с целью минимизации ошибки оценки вектора состояния.

2.2.1 Алгоритм подсистемы измерения навигационных параметров БНКА

Задачей ПИНП БНКА является определение его навигационных параметров (координат местоположения центра масс БНКА x_g, y_g , угла курса ψ_g , линейных $\dot{x}_g, \dot{y}_g$ и угловой $\dot{\psi}_g$ скоростей) в процессе перемещений БНКА по заданной пространственно-временной траектории на горизонтальной подстилающей поверхности.

Определение навигационных параметров БНКА осуществляется на основе измерений одометрической подсистемы (измерений энкодеров, в частности инкрементальных, размещённых на осях $O_{b1}Y_{b1}, O_{b2}Y_{b2}, O_{b3}Y_{b3}, O_{b4}Y_{b4}$ вращения колёс БНКА (рисунок 2.1), и датчиков углов γ_1, γ_2 поворота осей вращения его передних колёс), измерений сканирующего лазерного дальномера и курсового гироскопа (датчика угловой скорости курса). Структура ПИНП БНКА представлена на рисунке 2.5.

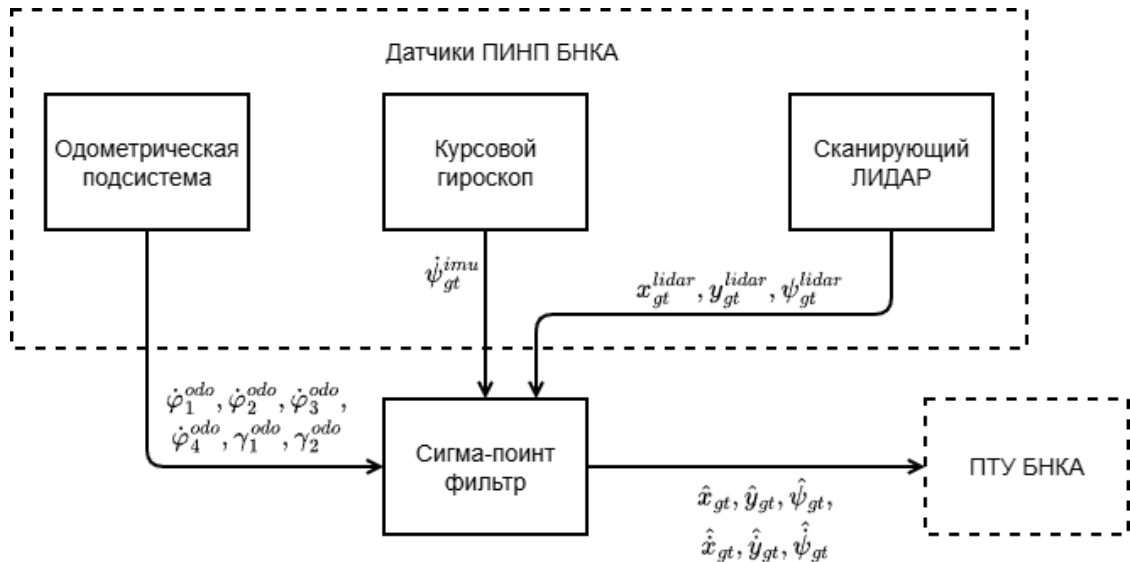


Рисунок 2.5 – Структура ПИНП БНКА

Согласно представленной структуре измерения одометрической подсистемы $(\dot{\varphi}_1^{odo}, \dot{\varphi}_2^{odo}, \dot{\varphi}_3^{odo}, \dot{\varphi}_4^{odo}, \gamma_1^{odo}, \gamma_2^{odo})$, курсового гироскопа $(\dot{\psi}_{gt}^{imu})$ и сканирующего лазерного дальномера $(x_{gt}^{lidar}, y_{gt}^{lidar}, \psi_{gt}^{lidar})$ поступают на вход фильтра Калмана. В фильтре на основе этих измерений формируются оценки $(\hat{x}_{gt}, \hat{y}_{gt}, \hat{\psi}_{gt}, \hat{\dot{x}}_{gt}, \hat{\dot{y}}_{gt}, \hat{\dot{\psi}}_{gt})$ навигационных и кинематических параметров движения БНКА. Алгоритм фильтра является двухэтапным: формирование оценок и коррекция оценок. Формирование оценок компонентов вектора состояния осуществляется с использованием измерений одометрической подсистемы, а их коррекция реализуется по измерениям курсового гироскопа и сканирующего лазерного дальномера. Скорректированные оценки навигационных параметров БНКА поступают на вход его подсистемы траекторного управления.

Учитывая наличие нелинейных связей между компонентами соотношений (2.2), будем использовать одну из модификаций фильтра Калмана для нелинейных систем, а именно – сигма-поинт фильтр [32, 33]. При этом уравнение измерений примем в классическом линейном виде. Уравнения динамики и измерений в фильтре Калмана в дискретной форме в этом случае таковы:

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_k &= f(\mathbf{X}_{k-1}) + \mathbf{G} \times \mathbf{w}_k; \\ \mathbf{Z}_k &= \mathbf{H}_g \times \mathbf{X}_k + \mathbf{v}_k, \end{aligned} \quad (2.19)$$

где $\mathbf{X}_k$ – вектор состояния на k -ой итерации работы алгоритма; $\mathbf{G}$ – матрица влияния шумов системы; $\mathbf{w}_k, \mathbf{v}_k$ – соответственно вектора гауссовых белых шумов динамики и измерений с нулевыми математическими ожиданиями; $\mathbf{Z}_k$ – вектор измерений; $f(\mathbf{X}_{k-1})$ – нелинейная функция в уравнении динамики; $\mathbf{H}_g$ – матрица измерений в линейном уравнении измерений.

Основные соотношения для формирования модели динамики представлены в (2.2). Определять навигационные параметры БНКА будем в СК мониторинга $O_t X_t Y_t Z_t$, связанной с объектом мониторинга (ОМ) (начало координат O_t – крайняя точка ОМ, ось $O_t X_t$ направлена вдоль ОМ, ось $O_t Z_t$ направлена вертикально вниз, ось $O_t Y_t$ дополняет СК до правой тройки векторов). Взаимное расположение в горизонтальной плоскости осей СК $O_s X_s Y_s Z_s$, СК $O_t X_t Y_t Z_t$, СК $O_g X_g Y_g Z_g$ представлено на рисунке 2.6.

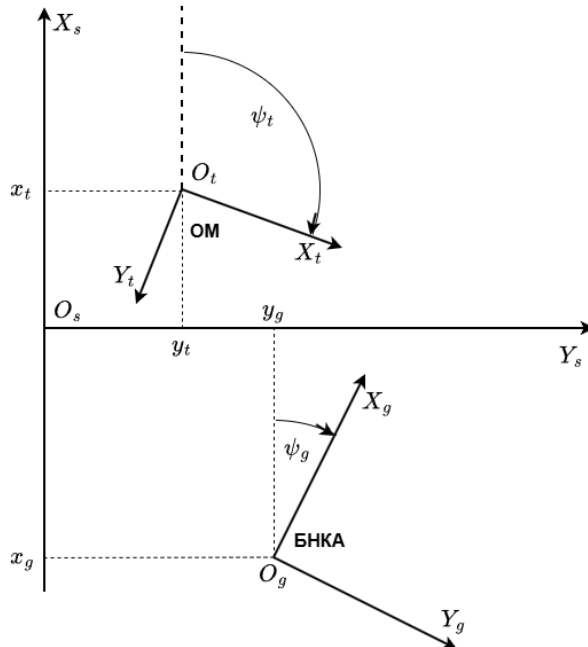


Рисунок 2.6 – Взаимное расположение в горизонтальной плоскости осей СК

$O_s X_s Y_s Z_s$, СК $O_t X_t Y_t Z_t$, СК $O_g X_g Y_g Z_g$

В соответствии с рисунком 2.6 пересчёт координат из СК $O_s X_s Y_s Z_s$ в СК $O_t X_t Y_t Z_t$ будем осуществлять, используя соответствующую матрицу направляющих косинусов $\mathbf{R}_s^t$, с добавлением вектора линейных смещений x_t, y_t центра O_t вдоль соответствующих горизонтальных осей $O_s X_s, O_s Y_s$:

$$\begin{aligned} \mathbf{B}_t &= \mathbf{R}_s^t \times \mathbf{B}_s - \begin{bmatrix} x_t \\ y_t \\ 0 \end{bmatrix}; \\ \mathbf{R}_s^t &= \begin{bmatrix} \cos \psi_t & \sin \psi_t & 0 \\ -\sin \psi_t & \cos \psi_t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (2.20)$$

где $\mathbf{B}_s$ – вектор в СК $O_s X_s Y_s Z_s$; $\mathbf{B}_t$ – вектор в СК $O_t X_t Y_t Z_t$.

Нетрудно видеть (в соответствии с рисунком 2.1), что связи между скоростями $\dot{x}_{gt}^{odo}, \dot{y}_{gt}^{odo}, \dot{\psi}_g^{odo}$ движения БНКА в СК $O_t X_t Y_t Z_t$ и измеряемыми одометрами скоростями $\dot{\phi}_i^{odo}, (i=1,2,3,4)$ вращения колёс БНКА с учётом продольных $r_{1eff}, r_{2eff}, r_{3eff}, r_{4eff}$ и поперечных $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4$ параметров проскальзываний имеют вид:

$$\begin{aligned} \dot{x}_g^{odo} &= \frac{1}{4} \left(\dot{\phi}_1^{odo} r_{1eff} \cos(\gamma_1^{odo} + \beta_1) + \dot{\phi}_2^{odo} r_{2eff} \cos(\gamma_2^{odo} + \beta_2) + \right. \\ &\quad \left. + \dot{\phi}_3^{odo} r_{3eff} \cos(\beta_3) + \dot{\phi}_4^{odo} r_{4eff} \cos(\beta_4) \right); \\ \dot{y}_g^{odo} &= \frac{1}{4} \left(\dot{\phi}_1^{odo} r_{1eff} \sin(\gamma_1^{odo} + \beta_1) + \dot{\phi}_2^{odo} r_{2eff} \sin(\gamma_2^{odo} + \beta_2) + \right. \\ &\quad \left. + \dot{\phi}_3^{odo} r_{3eff} \sin(\beta_3) + \dot{\phi}_4^{odo} r_{4eff} \sin(\beta_4) \right); \\ \dot{\psi}_g^{odo} &= \frac{\dot{x}_g^{odo}}{l_f + l_r} \left(\tan \left(\frac{\gamma_1^{odo} + \gamma_2^{odo}}{2} + \frac{\beta_1 + \beta_2}{2} \right) - \tan \left(\frac{\beta_3 + \beta_4}{2} \right) \right); \\ \dot{x}_{gs}^{odo} &= \dot{x}_g^{odo} \cos \psi_g - \dot{y}_g^{odo} \sin \psi_g; \\ \dot{y}_{gs}^{odo} &= \dot{x}_g^{odo} \sin \psi_g + \dot{y}_g^{odo} \cos \psi_g; \\ \dot{x}_{gt}^{odo} &= \dot{x}_{gs}^{odo} \cos \psi_t + \dot{y}_{gs}^{odo} \sin \psi_t; \\ \dot{y}_{gt}^{odo} &= -\dot{x}_{gs}^{odo} \sin \psi_t + \dot{y}_{gs}^{odo} \cos \psi_t; \\ \dot{\psi}_{gt}^{odo} &= \dot{\psi}_g^{odo}. \end{aligned} \quad (2.21)$$

Модель измерений угловой скорости БНКА $\dot{\psi}_g^{imu}$ курсовым гироскопом (в предположении, что он находится в центре масс O_g БНКА и что проекция угловой скорости вращения Земли уже учтена в измерениях $\dot{\psi}_g^{imu}$) имеет вид:

$$\dot{\psi}_g^{imu} = \dot{\psi}_g + \omega_z, \quad (2.22)$$

где ω_z – дрейф нуля курсового гироскопа.

Измерения $x_{gt}^{lidar}, y_{gt}^{lidar}, \psi_{gt}^{lidar}$ сканирующего лазерного дальномера формируются путём измерения расстояния и угла пеленга до всех стоек шасси ВС. При известной геометрии шасси по этой информации могут быть рассчитаны координаты местоположения БНКА и его угол курса в СК $O_t X_t Y_t Z_t$ [20].

Вектор состояния $\mathbf{X}_g$ в общем случае представим в виде:

$$\mathbf{X}_g = [x_{gt}, y_{gt}, \dot{x}_{gt}, \dot{y}_{gt}, \psi_{gt}, \dot{\psi}_{gt}, r_{1eff}, r_{2eff}, r_{3eff}, r_{4eff}, \beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4, \omega_z]^T. \quad (2.23)$$

При этом компоненты нелинейной функции динамики $f(\mathbf{X})$ в (2.19) таковы:

$$\begin{aligned} f(x_1) &= x_{gt} + \dot{x}_{gt} dt; f(x_2) = y_{gt} + \dot{y}_{gt} dt; f(x_3) = \dot{x}_{gt}^{odo}; \\ f(x_4) &= \dot{y}_{gt}^{odo}; f(x_5) = \psi_{gt} + \dot{\psi}_{gt} dt; f(x_6) = \dot{\psi}_{gt}^{odo}; \\ f(x_7) &= r_{1eff}; f(x_8) = r_{2eff}; f(x_9) = r_{3eff}; f(x_{10}) = r_{4eff}; \\ f(x_{11}) &= \beta_1; f(x_{12}) = \beta_2; f(x_{13}) = \beta_3; f(x_{14}) = \beta_4; f(x_{15}) = \omega_z. \end{aligned} \quad (2.24)$$

где $\dot{x}_{gt}^{odo}, \dot{y}_{gt}^{odo}, \dot{\psi}_{gt}^{odo}$ определяются соотношениями (2.21).

Вектор белых шумов системы $\mathbf{W}$:

$$\mathbf{w} = [\delta w_c, \delta w_c, \delta w_v, \delta w_v, \delta w_a, \delta w_r]^T, \quad (2.25)$$

где $\delta w_c, \delta w_v, \delta w_a, \delta w_r$ – интенсивности ошибок (шумов) определения координат местоположения, линейных скоростей, угла курса, угловой скорости разворота по курсу.

Соответствующая вектору $\mathbf{W}$ матрица влияния шумов системы такова:

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{6 \times 6} \\ [\mathbf{0}]_{9 \times 6} \end{bmatrix}. \quad (2.26)$$

В рассматриваемом случае вектор измерений $\mathbf{Z}$ содержит измерения курсового гироскопа и сканирующего лазерного дальномера, а также измерения $\dot{\psi}_g^{odo}$ одометрической подсистемы:

$$\mathbf{Z} = \left[x_{gt}^{lidar}, y_{gt}^{lidar}, \psi_{gt}^{lidar}, \dot{\psi}_{gt}^{imu}, \dot{\psi}_{gt}^{imu} - \dot{\psi}_{gt}^{odo} \right]^T. \quad (2.27)$$

Соответствующая этому вектору матрица измерений $\mathbf{H}_g$ такова:

$$\mathbf{H}_g = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{2 \times 2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{I}_{2 \times 2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (2.28)$$

где $\mathbf{I}_{2 \times 2}$ – единичная матрица.

Вектор белых шумов $\mathbf{v}$ измерений:

$$\mathbf{v} = \begin{bmatrix} \delta v_l \\ \delta v_l \\ \delta v_{\psi l} \\ \delta v_{gyr} \\ \delta v_{gyr} - \delta v_{odo} \end{bmatrix}, \quad (2.29)$$

где $\delta v_l, \delta v_{\psi l}$ – интенсивности шумов измерений координат и угла курса, определяемые на основе измерений сканирующего лазерного дальномера [20]; δv_{gyr} – интенсивность шумов измерений курсового гироскопа БНКА; δv_{odo} – интенсивность шумов косвенных измерений угловой скорости БНКА, осуществляемых на основе измерений одометрической подсистемы (третье соотношение в (2.21)).

С использованием алгоритма сигма-поинт фильтра оценки элементов вектора состояния (2.23) получим теперь на основе соотношений (2.23)-(2.29). Алгоритм сигма-поинт фильтра основан на линеаризации нелинейных преобразований в окрестности сигма-точек [32]. Сначала на основе вектора состояния (2.23) сформируем $2m+1$ сигма-точек (m – размерность вектора состояния), причём каждой из точек соответствует априорный для процесса фильтрации вектор

состояния $\mathbf{X}_{aprior}$. Выбор сигма-точек будем осуществлять из пространства состояний, характеризуемого базовым вектором (2.23), на основе использования матрицы ковариаций компонентов $\mathbf{X}_{aprior}$ согласно алгоритму прямого преобразования, представленному в [33]. Затем над каждой из полученных сигма-точек (над каждым из априорных векторов) осуществим процедуру модифицированной (для совокупности сигма-точек) калмановской фильтрации с использованием (2.19) и уравнений Рикатти для определения коэффициентов усиления фильтра. На основе этих коэффициентов сформируем апостериорные вектора состояния $\mathbf{X}_{aposter}$ в сигма-точках. В завершение, на основе уже этих векторов при помощи алгоритма обратного преобразования сформируем оценки компонентов базового вектора состояния (2.23). Алгоритм модифицированной калмановской фильтрации имеет вид:

$$\begin{aligned}
\mathbf{Z}_i^p &= h(\mathbf{X}_i^p); \\
\bar{\mathbf{Z}}^p &\approx \sum_{i=0}^L \mathbf{W}_i^m \mathbf{Z}_i^p; \\
\mathbf{S}^p &= \sum_{i=0}^L \mathbf{W}_i^c (\mathbf{Z}_i^p - \bar{\mathbf{Z}}^p) \times (\mathbf{Z}_i^p - \bar{\mathbf{Z}}^p)^T + \mathbf{Q}^p; \\
\bar{\mathbf{P}}^p &= \sum_{i=0}^L \mathbf{W}_i^c (\mathbf{X}_i^p - \bar{\boldsymbol{\mu}}^p) \times (\mathbf{Z}_i^p - \bar{\mathbf{Z}}^p)^T; \\
\mathbf{K}^p &= \bar{\mathbf{P}}^p \times (\mathbf{S}^p)^{-1}; \\
(\mathbf{X}_{aposter})_i^p &= \bar{\boldsymbol{\mu}}^p + \mathbf{K}^p (\mathbf{Z}_i^p - \bar{\mathbf{Z}}^p); \\
\mathbf{P}^p &= \bar{\mathbf{P}}^p - \mathbf{K}^p \mathbf{S}^p (\mathbf{K}^p)^T; \\
\hat{\mathbf{X}}_g &= \sum_{i=1}^{2m+1} \mathbf{W}_i^m (\mathbf{X}_{aposter})_i^p,
\end{aligned} \tag{2.30}$$

где $\mathbf{X}_i^p$ – вектор состояния, соответствующий i -ой сигма-точке (точке линеаризации); $\mathbf{Z}_i^p$ – вектор измерения в точке линеаризации; $\bar{\mathbf{Z}}^p$ – «взвешенный» вектор измерения; $\mathbf{W}_i^m$ – значения весов векторов состояния в точках линеаризации; $\mathbf{S}^p$ – ковариация невязок измерений; $\mathbf{W}_i^c$ – значения весов

ковариации вектора состояния в точках линеаризации; $\mathbf{Q}^p$ – матрица шумов измерений, главная диагональ которой содержит элементы вектора $\mathbf{v}$; $\bar{\mathbf{P}}^p$ – «взвешенная» матрица ковариаций вектора состояния; $\bar{\boldsymbol{\mu}}^p$ – «взвешенный» вектор состояния; $\mathbf{K}^p$ – коэффициент усиления в точках линеаризации; $\mathbf{P}^p$ – матрица ковариаций вектора состояния в точках линеаризации.

Соотношения (2.23)-(2.30) определяют структуру и базовые параметры алгоритма ПИНП БНКА. Собственно алгоритм представлен на рисунке 2.7.

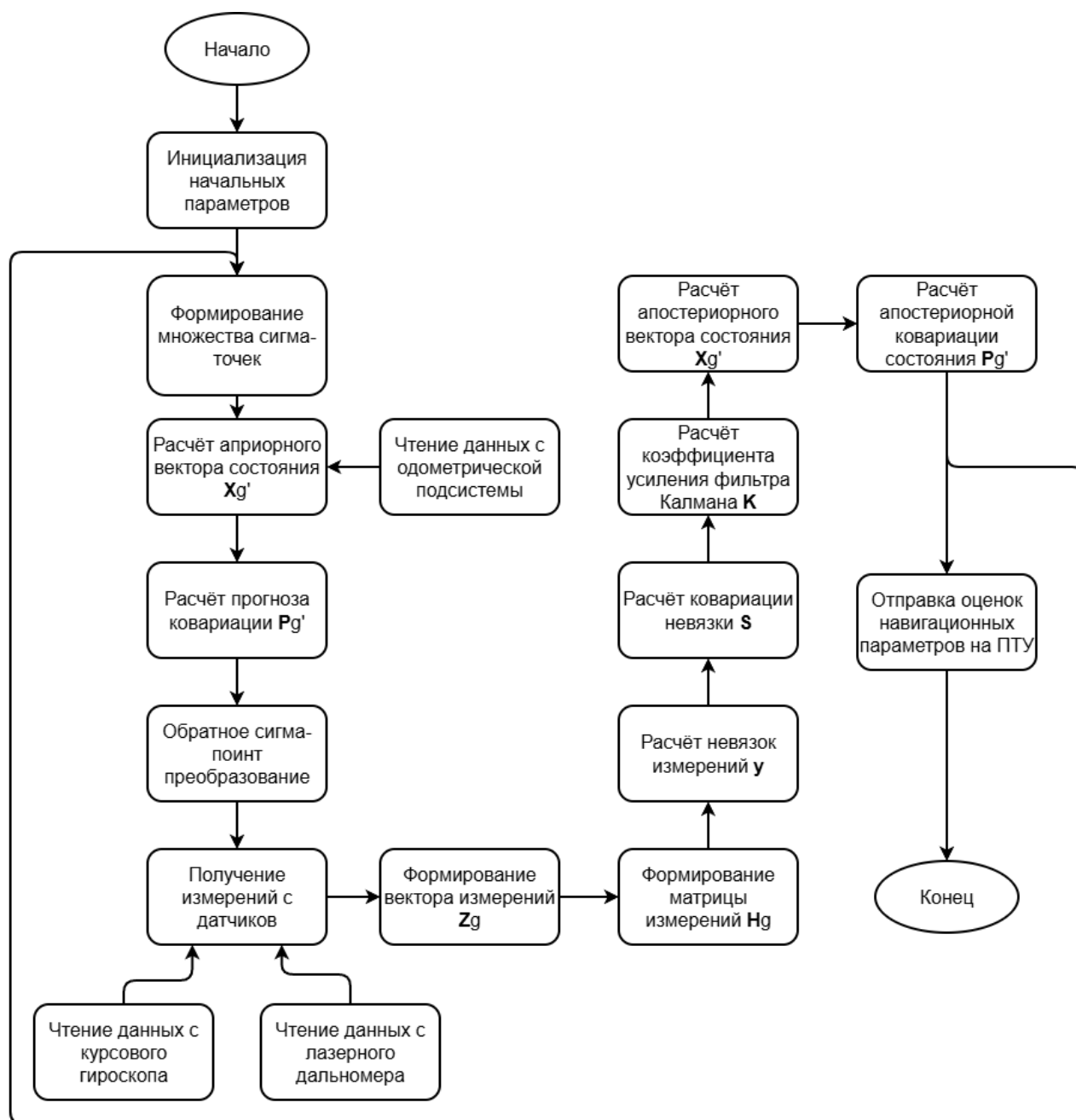


Рисунок 2.7 – Алгоритм ПИНП БНКА

2.2.2 Моделирование работы подсистемы измерения навигационных параметров БНКА и корректировка базовых параметров алгоритма фильтра с учётом цветности шумов

Целью моделирования явилась оценка точности навигационного решения, получаемого с использованием предложенного алгоритма ПИНП БНКА, определение и корректировка базовых параметров фильтра с учётом цветности шумов.

В соответствии с предложенным способом учёта цветности шумов измерений датчиков результаты моделирования в настоящем разделе представим для трёх сценариев работы ПИНП:

1. шумы датчиков – белые, базовые параметры фильтра соответствуют белым шумам;
2. шумы датчиков – цветные, базовые параметры фильтра соответствуют белым шумам;
3. шумы датчиков – цветные, базовые параметры фильтра корректируются с целью минимизации ошибки оценки.

Моделирование будем осуществлять применительно к перемещению БНКА по плоской подстилающей поверхности с наличием продольного и поперечного проскальзываний его колёс относительно неё. Принято, что при моделировании БНКА осуществляет перемещения в СК $O_t X_t Y_t Z_t$ вокруг ОМ – ВС модели SSJ-100. Модельная траектория перемещений БНКА представлена на рисунке 2.8; длина траектории – 103 м; время перемещения по траектории составляет 455,8 с.

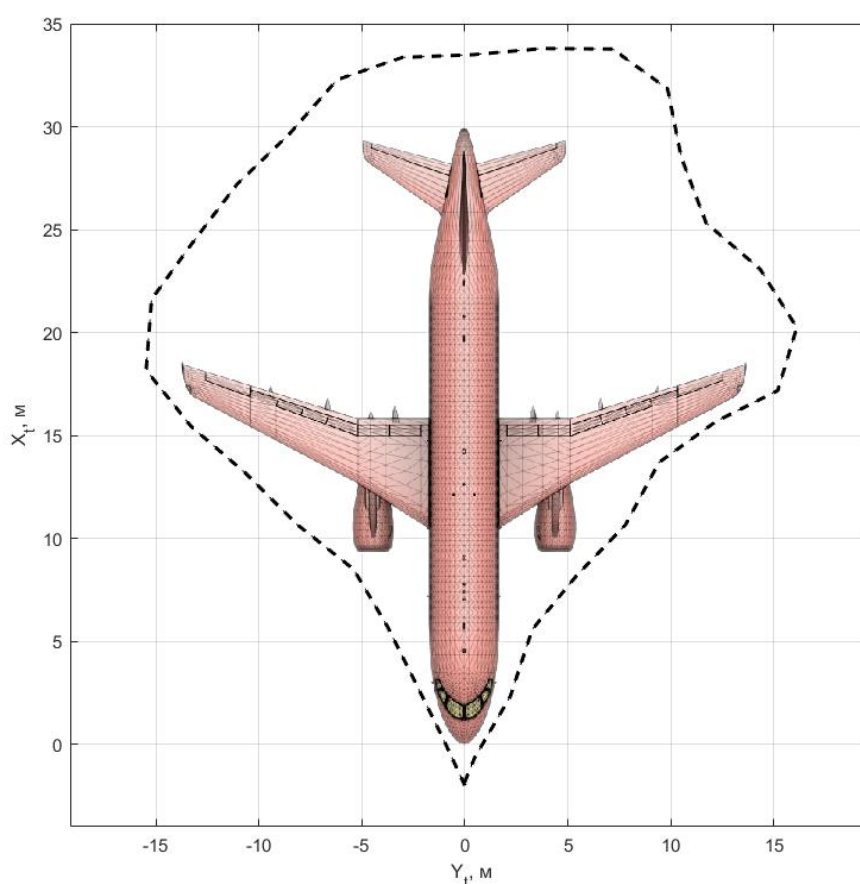


Рисунок 2.8 – Модельная траектория перемещений БНКА (обозначена чёрной линией)

Результаты моделирования получены с использованием характеристик аппаратного обеспечения макета КАМ, представленного в приложении Е. При этом шумы динамики составили: $\delta w_c = 0,56$ м; $\delta w_v = 0,05$ м/с; $\delta w_a = 0,0003$ рад; $\delta w_r = 0,1$ рад/с. Параметры шумов соответствующих датчиков, указанные в их технических паспортах, таковы: $\delta v_{gyr} = 0,01$ рад/с; $\delta v_{odo} = 0,1$ рад/с; $\delta v_\gamma = 0,02$ рад; $\delta v_l = 0,3$ м; $\delta v_{\psi l} = 0,1$ рад.

В процессе моделирования для определения возможности оценки величин параметров проскальзываний в качестве модельного варианта приняты стационарные проскальзывания колёс БНКА. Для каждого из колёс параметры продольного проскальзывания составили $\Delta r_{1eff} = \Delta r_{2eff} = \Delta r_{3eff} = \Delta r_{4eff} = -0,02$ м, а

поперечного – $\beta_1 = \beta_2 = \beta_3 = \beta_4 = 0,02$ рад. Указанные величины приняты на основе анализа экспериментальных данных, полученных в процессе испытаний макетного образца (глава 5). Конструктивные параметры БНКА, использованные при моделировании, таковы: $r_k = 0,2$ м; $m_g = 46$ кг; $g = 9,81$ м/с²; $l_w = 0,8$ м; $h = 0,5$ м; $h_a = 0,6$ м; $l_f = l_r = 0,7$ м; $c_d = 0,4$; $S_f = 0,64$ м²; $S_s = 1,12$ м²; $f_{mp} = 0,02$; $I_g = 10,12$ кг·м²; $I_{axis} = 2,23$ кг·м²; $I_w = 0,2$ кг·м².

Как было отмечено ранее, ошибки измерений датчиков, как правило, отличаются от белых шумов с нулевыми математическими ожиданиями. Предварительно, для уточнения моделей шумов измерений датчиков, проведены их экспериментальные исследования. Соответствующие результаты и полученные на этой основе модели шумов измерений представлены в приложении А. Скорректированные базовые параметры шумов измерений с целью учёта цветности шумов таковы: $\delta v_{gyr} = 0,35$ рад/с; $\delta v_{odo} = 0,01$ рад/с; $\delta v_\gamma = 0,003$ рад; $\delta v_l = 0,5$ м; $\delta v_{\psi l} = 0,12$ рад.

Основные результаты моделирования работы ПИНП БНКА по всем трём сценариям представлены на рисунках 2.9-2.13. На них принята единая система обозначений: синей линией обозначены результаты оценки компонента, полученные при использовании паспортных белых шумов измерений датчиков в качестве базовых параметров шумов; красной линией – результаты, полученные при использовании цветных (уточнённых) моделей шумов измерений датчиков и базовых параметров шумов; зелёной линией – результаты, полученные при использовании цветных моделей шумов измерений датчиков и скорректированных базовых параметров шумов с целью учёта их цветности. Результаты оценок параметров проскальзывания и сдвигов нулей бортовых гироскопов БНКА представлены в приложении Б.

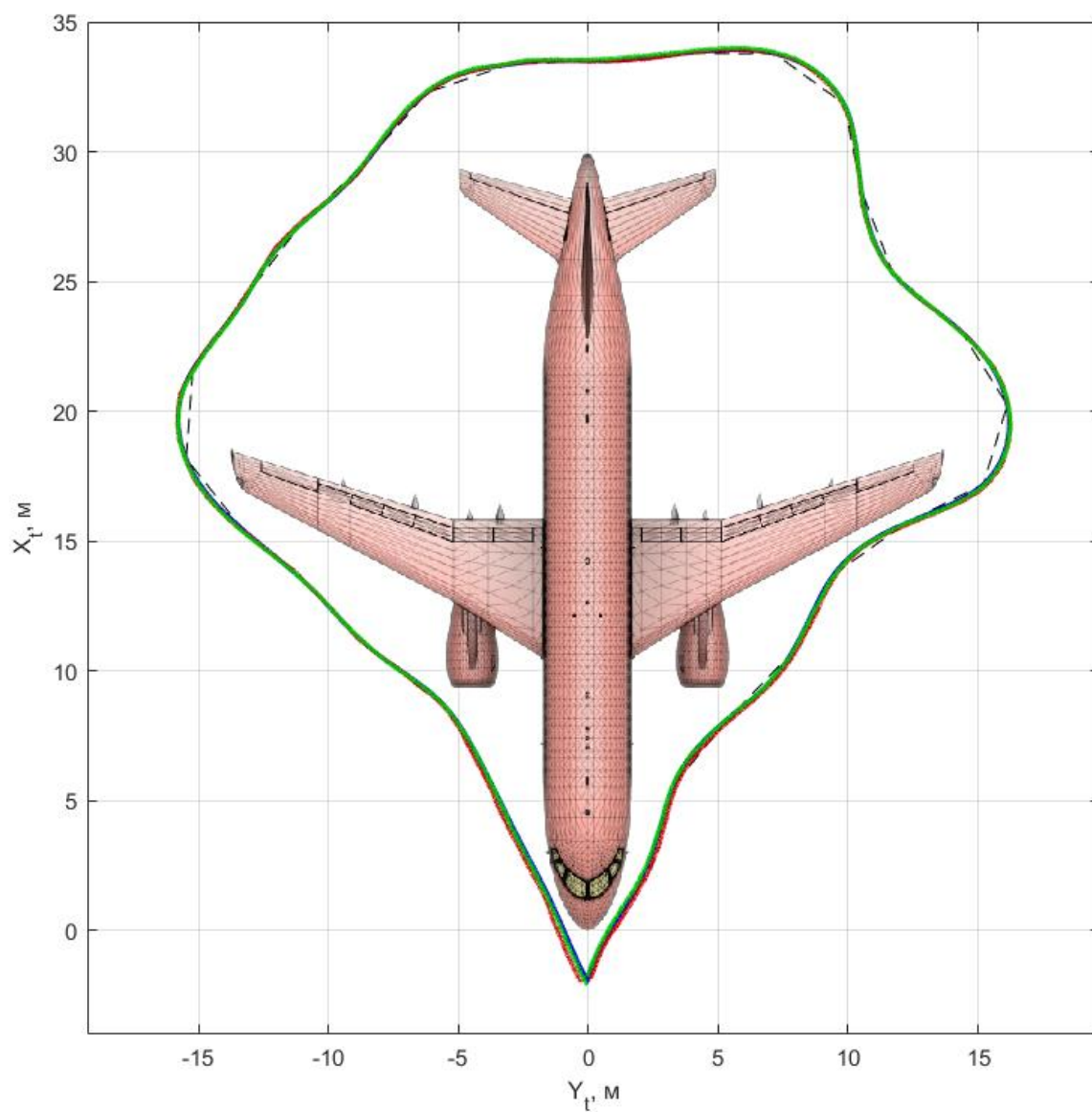


Рисунок 2.9 – Траектории перемещений БНКА, полученные в процессе моделирования по различным сценариям

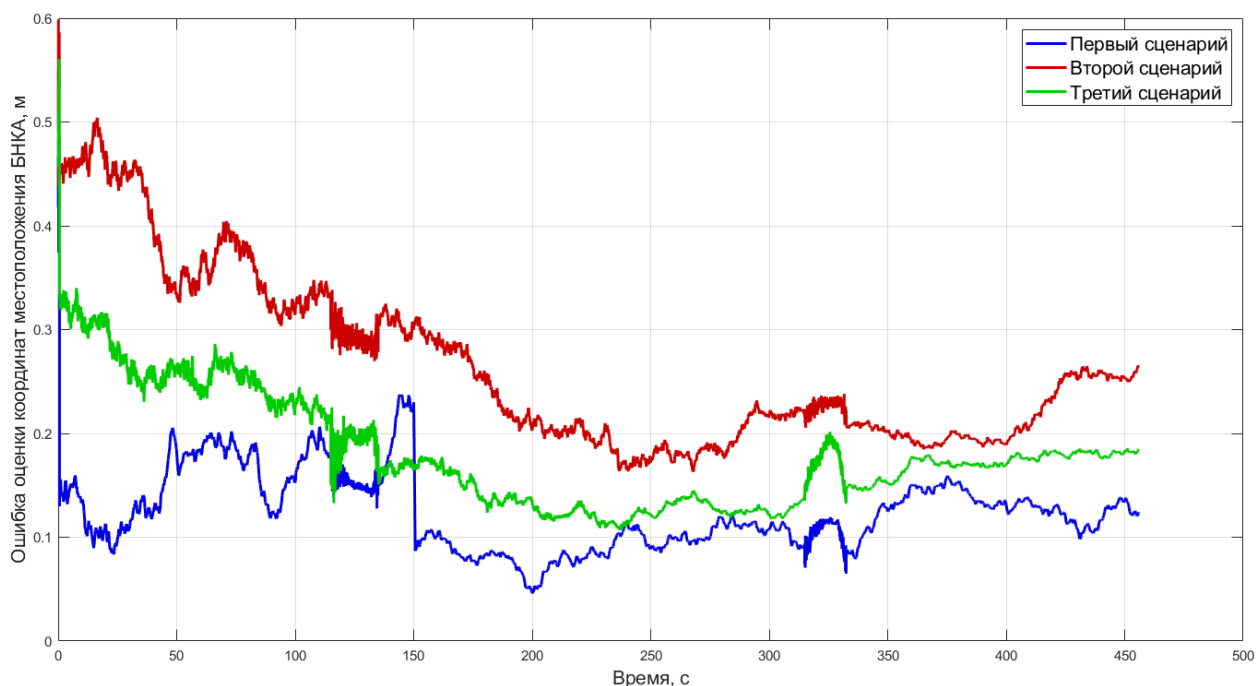


Рисунок 2.10 – Ошибки оценок координат местоположения БНКА в процессе моделирования по различным сценариям

В первом сценарии моделирования МО ошибки оценки координат местоположения БНКА составило 0,12 м, а СКО этой ошибки – 0,04 м. При моделировании по второму сценарию МО ошибки составило 0,27 м при СКО 0,08 м. В третьем сценарии моделирования фильтр работает устойчиво, а МО и СКО ошибки оценки составляют 0,18 м и 0,05 м соответственно.

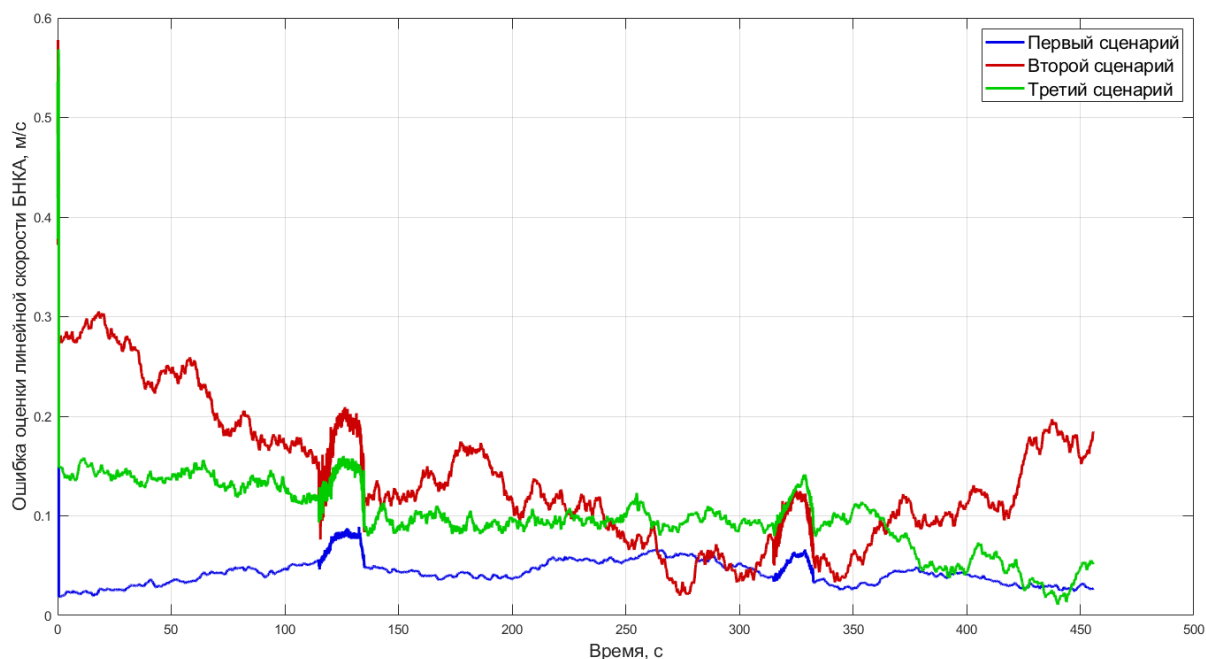


Рисунок 2.11 – Ошибки оценок линейной скорости перемещения БНКА в процессе моделирования по различным сценариям

Анализ графиков, представленных на рисунке 2.11, показывает, что МО ошибки оценки линейной скорости перемещения БНКА в моделировании по первому сценарию составило 0,04 м/с, а СКО этой ошибки – 0,02 м/с. При моделировании по второму сценарию МО ошибки составило 0,14 м/с при СКО 0,07 м/с. В моделировании по третьему сценарию эти значения составили 0,1 м/с и 0,04 м/с соответственно.

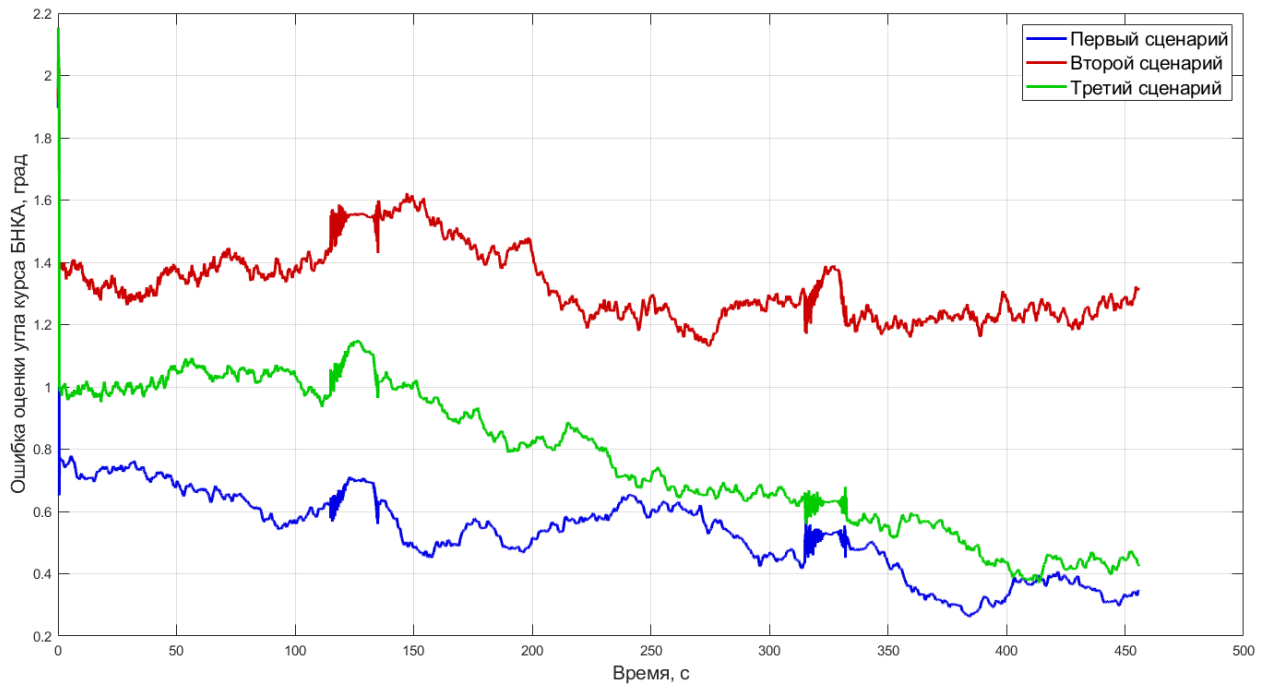


Рисунок 2.12 – Ошибки оценок угла курса БНКА в процессе моделирования по различным сценариям

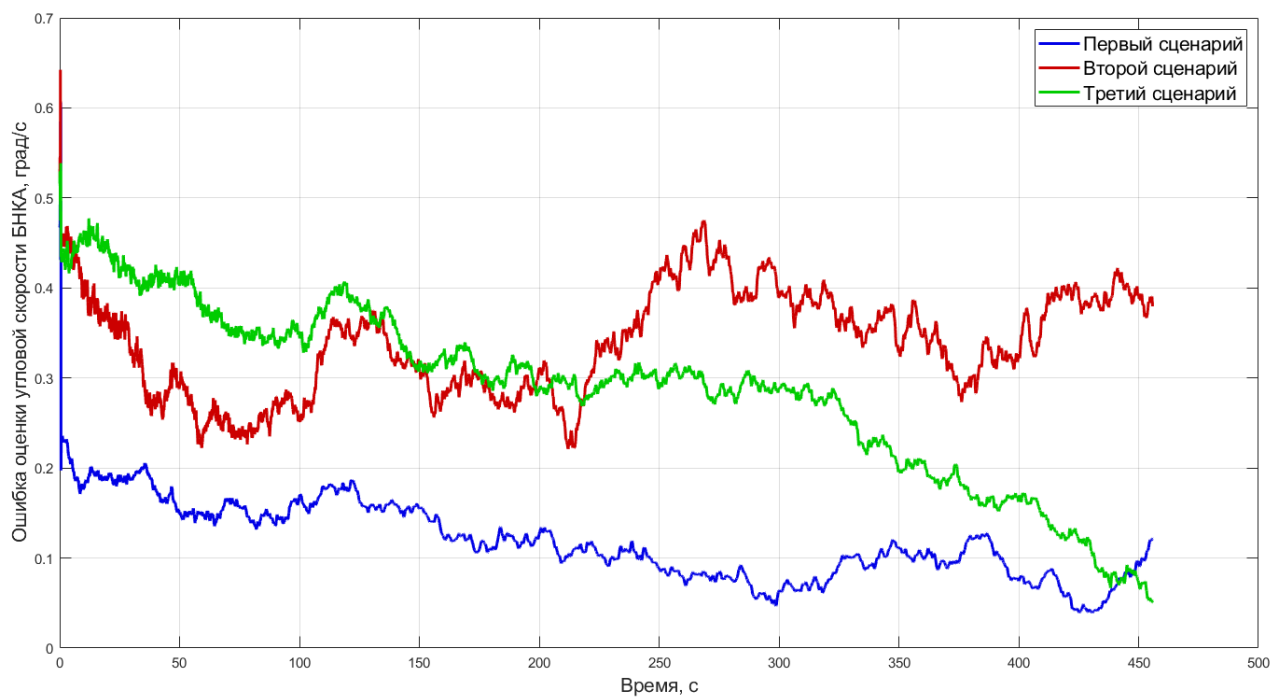


Рисунок 2.13 – Ошибки оценок угловой скорости движения БНКА в процессе моделирования по различным сценариям

Анализ графиков, представленных на рисунках 2.12 и 2.13, показывает, что при моделировании по первому сценарию МО ошибки оценки угла курса БНКА составило 0,53 град, а СКО этой ошибки – 0,14 град. В то же время, МО ошибки оценки угловой скорости БНКА составило 0,12 град/с, а СКО этой ошибки – 0,04 град/с. МО соответствующих ошибок при моделировании по второму сценарию составили 1,32 град и 0,34 град/с, а СКО этих ошибок – 0,11 град и 0,06 град/с. В моделировании по третьему сценарию значения МО составили 0,77 град и 0,29 град/с соответственно, а значения СКО – 0,23 град и 0,1 град/с.

Представленные результаты моделирования показывают, что разработанный алгоритм подсистемы БНКА обеспечивает возможность определения его навигационных параметров и параметров проскальзывания его колёс с достаточно высокой точностью. Тем не менее, точности оценок ряда параметров (координат местоположения и линейной скорости) не соответствуют требованиям, представленным в разделе 1.4. Как показано далее в главе 4, необходимые точности могут быть достигнуты при использовании взаимной коррекции подсистем измерения навигационных параметров БНКА и БЛА.

2.3 Подсистема измерения навигационных параметров БЛА

При разработке алгоритма ПИНП БЛА будем использовать тот же способ учёта цветности шумов измерений датчиков, что и для ПИНП БНКА.

2.3.1 Алгоритм подсистемы измерения навигационных параметров БЛА

Задачей ПИНП БЛА является определение его навигационных параметров (координат местоположения центра масс БЛА x_a, y_a, z_a ; углов курса ψ_a , тангажа θ_a и крена γ_a ; линейных $\dot{x}_a, \dot{y}_a, \dot{z}_a$ и угловых $\dot{\psi}_a, \dot{\theta}_a, \dot{\gamma}_a$ скоростей) в процессе перемещений БЛА по заданной пространственно-временной траектории в трёхмерном пространстве.

Определение навигационных параметров БЛА будем осуществлять на основе измерений проекций его угловой скорости $\omega_{at}^{imu} = [\omega_{axt}^{imu}, \omega_{ayt}^{imu}, \omega_{azt}^{imu}]$ бортовым

трёхосевым гироскопом, измерений проекций ускорения БЛА $\mathbf{a}_{at}^{imu} = [a_{ax}^{imu}, a_{ay}^{imu}, a_{az}^{imu}]$ – трёхосевым акселерометром, измерений высоты БЛА z_{at}^{laser} – лазерным высотомером и измерений координат местоположения и скоростей БЛА $x_{at}^{gnss}, y_{at}^{gnss}, z_{at}^{gnss}, \dot{x}_{at}^{gnss}, \dot{y}_{at}^{gnss}, \dot{z}_{at}^{gnss}$ – приёмником СНС. Структура ПИНП БЛА представлена на рисунке 2.14.

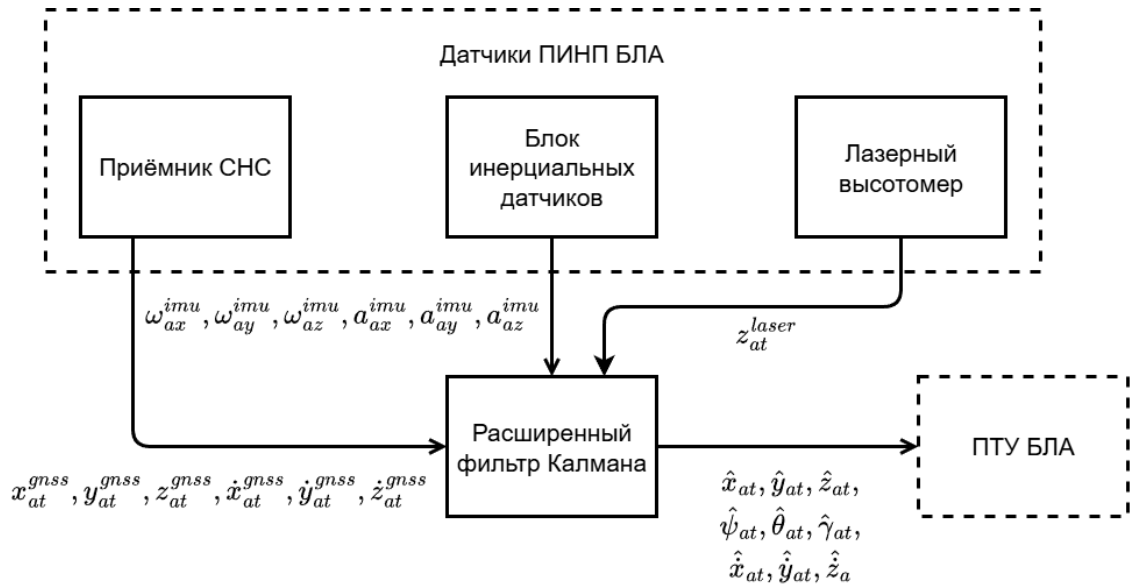


Рисунок 2.14 – Структура ПИНП БЛА

Согласно представленной структуре измерения бортового блока инерциальных датчиков, лазерного высотомера и приёмника СНС поступают на вход расширенного фильтра Калмана, где на основе этих измерений внутри фильтра предварительно формируются оценки ошибок определения навигационных параметров движения БЛА. При этом формирование собственно этих оценок осуществляется с использованием измерений блока инерциальных датчиков, а их коррекция реализуется по измерениям лазерного высотомера и приёмника СНС. Скорректированные с учётом полученных оценок ошибок навигационные параметры БЛА $(\hat{x}_{at}, \hat{y}_{at}, \hat{z}_{at}, \hat{\dot{x}}_{at}, \hat{\dot{y}}_{at}, \hat{\dot{z}}_{at}, \hat{\psi}_{at}, \hat{\theta}_{at}, \hat{\gamma}_{at})$ с выхода фильтра поступают на вход ПТУ БЛА.

Уравнения динамики системы ошибок и их измерений в модели фильтра Калмана для рассматриваемого случая таковы [34, 35]:

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{X}} &= \mathbf{F}_c \times \mathbf{X} + \mathbf{G} \times \mathbf{w}; \\ \mathbf{Z} &= \mathbf{H}_a \times \mathbf{X} + \mathbf{v},\end{aligned}\quad (2.31)$$

где $\mathbf{F}_c$ – матрица Якоби в уравнении динамики системы; $\mathbf{G}$ – матрица влияния шумов системы; $\mathbf{H}_a$ – матрица Якоби в уравнении измерений ошибок.

Примем вектор состояния $\mathbf{X}_a$ в виде:

$$\mathbf{X}_a = [\Delta \mathbf{p}_{1 \times 3}, \Delta \mathbf{v}_{1 \times 3}, \Delta \boldsymbol{\theta}_{1 \times 3}, \Delta \mathbf{b}_{1 \times 3}^g, \Delta \mathbf{b}_{1 \times 3}^a]^T. \quad (2.32)$$

В (2.32) компоненты вектора состояния представляют собой следующие вектора-строки: $\Delta \mathbf{p}_{1 \times 3} = [\Delta x_{at}, \Delta y_{at}, \Delta z_{at}]$ – ошибки определения координат местоположения БЛА; $\Delta \mathbf{v}_{1 \times 3} = [\Delta \dot{x}_{at}, \Delta \dot{y}_{at}, \Delta \dot{z}_{at}]$ – ошибки определения проекций линейной скорости перемещения БЛА; $\Delta \boldsymbol{\theta}_{1 \times 3} = [\Delta \psi_{at}, \Delta \theta_{at}, \Delta \gamma_{at}]$ – ошибки определения углов ориентации БЛА; $\Delta \mathbf{b}_{1 \times 3}^a = [\Delta a_{x0}, \Delta a_{y0}, \Delta a_{z0}]$ – ошибки определения сдвигов нулей бортового акселерометра БЛА; $\Delta \mathbf{b}_{1 \times 3}^g = [\Delta \omega_{x0}, \Delta \omega_{y0}, \Delta \omega_{z0}]$ – ошибки определения сдвигов нулей бортового гироскопа БЛА.

Матрица Якоби в уравнении динамики системы $\mathbf{F}_c$, формируемая на основе измерений инерциальных датчиков, такова:

$$\mathbf{F}_c = \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\hat{\mathbf{R}}_a^t [\hat{\mathbf{f}} \times] & 0 & -\hat{\mathbf{R}}_a^t \\ 0 & 0 & -[\hat{\boldsymbol{\omega}} \times] & -\mathbf{I}_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -1/\tau_g \times \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -1/\tau_a \times \mathbf{I}_{3 \times 3} \end{bmatrix}, \quad (2.33)$$

где $\mathbf{I}_{3 \times 3}$ – единичная матрица; $\hat{\mathbf{R}}_a^t$ – матрица направляющих косинусов, определяющая ориентацию СК $O_t X_t Y_t Z_t$ относительно СК $O_a X_a Y_a Z_a$; $[\hat{\mathbf{f}} \times]$ и $[\hat{\boldsymbol{\omega}} \times]$ – кососимметричные матрицы сформированные на основе векторов $\mathbf{a}_{at}^{imu}$ и $\boldsymbol{\omega}_{at}^{imu}$

соответственно; τ_a, τ_g – постоянные времени дрейфов акселерометров и гироскопа в модели Гаусса-Маркова первого порядка.

Вектор шумов системы $\mathbf{w}$ имеет вид:

$$\mathbf{w} = [\delta w_c, \delta w_c, \delta w_c, \delta w_v, \delta w_v, \delta w_v, \delta w_a, \delta w_a, \delta w_a]^T, \quad (2.34)$$

где $\delta w_c, \delta w_v, \delta w_a$ – интенсивности белых шумов ошибок определения координат, скоростей и углов БЛА соответственно.

Соответствующая вектору $\mathbf{w}$ матрица влияния шумов системы такова:

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{9 \times 9} \\ [\mathbf{0}]_{6 \times 6} \end{bmatrix}. \quad (2.35)$$

Модель измерений блока микромеханических акселерометров (в составе блока инерциальных датчиков) получим с использованием матриц направляющих косинусов, характеризующих ориентацию СК $O_t X_t Y_t Z_t$ относительно СК $O_s X_s Y_s Z_s$ (матрица (2.20)) и ориентацию СК $O_a X_a Y_a Z_a$ относительно СК $O_s X_s Y_s Z_s$ ($\mathbf{R}_s^a$ – матрица (2.9)):

$$\begin{bmatrix} a_{ax}^{imu} - a_{x0} \\ a_{ay}^{imu} - a_{y0} \\ a_{az}^{imu} - a_{z0} \end{bmatrix} = \mathbf{R}_s^a \times \begin{bmatrix} \cos \psi_t & \sin \psi_t & 0 \\ -\sin \psi_t & \cos \psi_t & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^T \times \begin{bmatrix} \ddot{x}_{at} \\ \ddot{y}_{at} \\ \ddot{z}_{at} + g \end{bmatrix}, \quad (2.36)$$

где $a_{ax}^{imu}, a_{ay}^{imu}, a_{az}^{imu}$ – измерения бортовых акселерометров, оси чувствительности которых направлены вдоль соответствующих осей БЛА.

Модель измерений блока микромеханических гироскопов (в составе блока инерциальных измерителей) получим на основе (2.18), приняв во внимания, что проекции угловой скорости вращения Земли уже скомпенсированы в измерениях

$\omega_{ax}^{imu}, \omega_{ay}^{imu}, \omega_{az}^{imu}$:

$$\begin{aligned}
\omega_{ax}^{imu} &= \dot{\gamma}_a - \dot{\psi}_a \sin \theta_a + \omega_{ax0}; \\
\omega_{ay}^{imu} &= \frac{\dot{\theta}_a + \dot{\psi}_a \cos \theta_a \tan \gamma_a}{\cos \gamma_a - \sin \theta_a \tan \gamma_a} + \omega_{ay0}; \\
\omega_{az}^{imu} &= \frac{\dot{\psi}_a \cos \theta_a - \dot{\theta}_a \tan \gamma_a}{\cos \gamma_a - \sin \theta_a \tan \gamma_a} + \omega_{az0},
\end{aligned} \tag{2.37}$$

где $\omega_{ax}^{imu}, \omega_{ay}^{imu}, \omega_{az}^{imu}$ – измерения бортовых гироскопов, оси чувствительности которых направлены вдоль соответствующих осей БЛА.

Трёхмерную модель измерений приёмника СНС построим на основе $\mathbf{R}_s^a$ с учётом смещения антенны приёмника СНС относительно центра масс БЛА O_a на расстояние l_{sz} вдоль оси $O_a Z_a$. Эта модель такова:

$$\begin{aligned}
x_{as}^{gnss} &= x_{as} + l_{sz} (\cos \psi_a \sin \theta_a \cos \gamma_a + \sin \psi_a \sin \gamma_a); \\
y_{as}^{gnss} &= y_{as} + l_{sz} (\sin \psi_a \sin \theta_a \cos \gamma_a - \cos \psi_a \sin \gamma_a); \\
z_{as}^{gnss} &= z_{as} + l_{sz} \cos \theta_a \cos \gamma_a; \\
\dot{x}_{as}^{gnss} &= \dot{x}_{as} + \dot{\psi}_a l_{sz} (\cos \psi_a \sin \gamma_a - \sin \psi_a \sin \theta_a \cos \gamma_a) + \\
&+ \dot{\theta}_a l_{sz} \cos \psi_a \cos \theta_a \cos \gamma_a + \dot{\gamma}_a l_{sz} (\sin \psi_a \cos \gamma_a - \cos \psi_a \sin \theta_a \sin \gamma_a); \\
\dot{y}_{as}^{gnss} &= \dot{y}_{as} + \dot{\psi}_a l_{sz} (\cos \psi_a \sin \theta_a \cos \gamma_a + \sin \psi_a \sin \gamma_a) + \\
&+ \dot{\theta}_a l_{sz} \sin \psi_a \cos \theta_a \cos \gamma_a - \dot{\gamma}_a l_{sz} (\sin \psi_a \sin \theta_a \sin \gamma_a + \cos \psi_a \cos \gamma_a); \\
\dot{z}_{as}^{gnss} &= \dot{z}_{as} - \dot{\theta}_a l_{sz} \sin \theta_a \cos \gamma_a - \dot{\gamma}_a l_{sz} \cos \theta_a \sin \gamma_a,
\end{aligned} \tag{2.38}$$

где $x_{as}^{gnss}, y_{as}^{gnss}, z_{as}^{gnss}$ – измерения координат местоположения антенны приёмника СНС; $\dot{x}_{as}^{gnss}, \dot{y}_{as}^{gnss}, \dot{z}_{as}^{gnss}$ – измерения проекций скорости движения антенны приёмника СНС.

Следует отметить, что в соотношениях (2.38) координаты местоположения $x_{as}^{gnss}, y_{as}^{gnss}, z_{as}^{gnss}$ определяются в метрах. Изначально измерения приёмника СНС формируются в формате географических широты φ_a^{gnss} , долготы λ_a^{gnss} и высоты h_a^{gnss} . При малых перемещениях БЛА (до 1000 м) переход от географических координат к метрическим можно осуществить так:

$$\begin{aligned}
x_{as}^{gnss} &= (\varphi_a^{gnss} - \varphi_{a0}^{gnss}) \cdot 111110; \\
y_{as}^{gnss} &= (\lambda_a^{gnss} - \lambda_{a0}^{gnss}) \cdot \cos \varphi_{a0}^{gnss} \cdot 111110; \\
z_{as}^{gnss} &= h_a^{gnss} - h_{a0}^{gnss},
\end{aligned} \tag{2.39}$$

где $\varphi_{a0}^{gnss}, \lambda_{a0}^{gnss}, h_{a0}^{gnss}$ – географические координаты БЛА в начальный момент времени (перед взлётом).

При синтезе алгоритма ПИНП БЛА в работе используем допущение о штатном функционировании аппаратуры потребителя СНС. Вместе с тем, на практике формирование навигационных измерений требует обязательного учета сложной помеховой обстановки, включая наличие подавляющих (джэмминг) и имитационных (спуфинг) помех. Исключение аномальных измерений, вызванных такими помехами, достигается за счет использования алгоритмов контроля целостности [36].

При переводе соотношений (2.38) из СК $O_s X_s Y_s Z_s$ в СК мониторинга $O_t X_t Y_t Z_t$ получим:

$$\begin{aligned}
x_{at}^{gnss} &= x_{as}^{gnss} \cos \psi_t + y_{as}^{gnss} \sin \psi_t - x_t; \\
y_{at}^{gnss} &= -x_{as}^{gnss} \sin \psi_t + y_{as}^{gnss} \cos \psi_t - y_t; \\
z_{at}^{gnss} &= z_{as}^{gnss}; \\
\dot{x}_{at}^{gnss} &= \dot{x}_{as}^{gnss} \cos \psi_t + \dot{y}_{as}^{gnss} \sin \psi_t; \\
\dot{y}_{at}^{gnss} &= -\dot{x}_{as}^{gnss} \sin \psi_t + \dot{y}_{as}^{gnss} \cos \psi_t; \\
\dot{z}_{at}^{gnss} &= \dot{z}_{as}^{gnss}.
\end{aligned} \tag{2.40}$$

Вектор измерений ошибок в ПИНП БЛА сформируем теперь в виде:

$$\begin{aligned}
\mathbf{Z}_a &= \left[c\dot{x}_{at}^{gnss}, c\dot{y}_{at}^{gnss}, c\dot{z}_{at}^{gnss}, c\dot{x}_{at}^{gnss}, c\dot{y}_{at}^{gnss}, c\dot{z}_{at}^{gnss}, c\dot{z}_{at}^{laser} \right]^T; \\
c\dot{x}_{at}^{gnss} &= \dot{x}_{at}^{gnss} - l_{sz} \left(\cos \psi_{at} \sin \theta_{at} \cos \gamma_{at} + \sin \psi_{at} \sin \gamma_{at} \right) - \hat{\dot{x}}_{at}; \\
c\dot{y}_{at}^{gnss} &= \dot{y}_{at}^{gnss} - l_{sz} \left(\sin \psi_{at} \sin \theta_{at} \cos \gamma_{at} - \cos \psi_{at} \sin \gamma_{at} \right) - \hat{\dot{y}}_{at}; \\
c\dot{z}_{at}^{gnss} &= \dot{z}_{at}^{gnss} - l_{sz} \cos \theta_{at} \cos \gamma_{at} - \hat{\dot{z}}_{at}; \\
c\dot{x}_{at}^{gnss} &= \dot{x}_{at}^{gnss} - \dot{\psi}_{at} l_{sz} \left(\cos \psi_{at} \sin \gamma_{at} - \sin \psi_{at} \sin \theta_{at} \cos \gamma_{at} \right) - \\
&\quad - \dot{\theta}_{at} l_{sz} \cos \psi_{at} \cos \theta_{at} \cos \gamma_{at} - \dot{\gamma}_{at} l_{sz} \left(\sin \psi_{at} \cos \gamma_{at} - \cos \psi_{at} \sin \theta_{at} \sin \gamma_{at} \right) - \hat{\dot{x}}_{at}; \\
c\dot{y}_{at}^{gnss} &= \dot{y}_{at}^{gnss} - \dot{\psi}_{at} l_{sz} \left(\cos \psi_{at} \sin \theta_{at} \cos \gamma_{at} + \sin \psi_{at} \sin \gamma_{at} \right) - \\
&\quad - \dot{\theta}_{at} l_{sz} \sin \psi_{at} \cos \theta_{at} \cos \gamma_{at} + \dot{\gamma}_{at} l_{sz} \left(\sin \psi_{at} \sin \theta_{at} \sin \gamma_{at} + \cos \psi_{at} \cos \gamma_{at} \right) - \hat{\dot{y}}_{at}; \\
c\dot{z}_{at}^{gnss} &= \dot{z}_{at}^{gnss} + \dot{\theta}_{at} l_{sz} \sin \theta_{at} \cos \gamma_{at} + \dot{\gamma}_{at} l_{sz} \cos \theta_{at} \sin \gamma_{at} - \hat{\dot{z}}_{at}; \\
c\dot{z}_{at}^{laser} &= \dot{z}_{at}^{laser} - \hat{\dot{z}}_{at},
\end{aligned} \tag{2.41}$$

где $c\dot{x}_{at}^{gnss}, c\dot{y}_{at}^{gnss}, c\dot{z}_{at}^{gnss}$ и $c\dot{x}_{at}^{gnss}, c\dot{y}_{at}^{gnss}, c\dot{z}_{at}^{gnss}$ – измерения ошибки определения координат местоположения и линейных скоростей центра масс БЛА приёмником СНС с учётом линейного смещения антенны приёмника l_{sz} вдоль оси $O_a Z_a$; $c\dot{z}_{at}^{laser}$ – измерение ошибки определения высоты БЛА лазерным высотомером.

Матрицу Якоби в уравнении измерений $\mathbf{H}_a$ на основе соотношений (2.36)-(2.40) сформируем следующим образом:

$$\mathbf{H}_a = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0 & -\hat{\mathbf{R}}_a^t [\mathbf{l}_{sz} \times] & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{I}_{3 \times 3} & -\hat{\mathbf{R}}_a^t (\hat{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{l}_{sz}) & 0 & 0 \\ [0 & 0 & 1] & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \tag{2.42}$$

Вектор шумов измерений $\mathbf{v}$ имеет вид:

$$\mathbf{v} = [\delta v_s, \delta v_s, \delta v_s, \delta v_{sv}, \delta v_{sv}, \delta v_{sv}, \delta v_z]^T, \tag{2.43}$$

где $\delta v_s, \delta v_{sv}, \delta v_z$ – интенсивности шумов измерений координат местоположения, путевых скоростей и высоты БЛА соответствующими датчиками.

Оценки $\hat{\mathbf{X}}_k$ в фильтре Калмана элементов вектора состояния (2.32) с использованием соотношений (2.33-2.35), (2.41-2.43) таковы [35]:

$$\begin{aligned}
\hat{\mathbf{X}}_k &= \mathbf{X}_{k-1} + \mathbf{K}_k \mathbf{y}_k; \\
\mathbf{y}_k &= \mathbf{Z}_k - \mathbf{H}_a \mathbf{X}_k; \\
\mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_k \mathbf{H}_a^T \mathbf{S}_k^{-1}; \\
\mathbf{S}_k &= \mathbf{H}_a \mathbf{P}_k \mathbf{H}_a^T + \mathbf{R}; \\
\mathbf{P}_k &= (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_a) \mathbf{P}_{k-1},
\end{aligned} \tag{2.44}$$

где $\mathbf{y}_k$ – вектор невязок измерений; $\mathbf{S}_k$ – ковариация невязок измерений; $\mathbf{R}$ – диагональная матрица шумов измерений, главная диагональ которой содержит элементы вектора $\mathbf{v}$; $\mathbf{K}_k$ – коэффициент усиления; $\mathbf{P}_k$ – матрица ковариаций вектора состояния; $\mathbf{I}$ – единичная матрица.

С учётом (2.44) алгоритм получения оценок вектора состояния (2.32) и оценок параметров $\hat{x}_{at}, \hat{y}_{at}, \hat{z}_{at}, \hat{\dot{x}}_{at}, \hat{\dot{y}}_{at}, \hat{\dot{z}}_{at}, \hat{\psi}_{at}, \hat{\theta}_{at}, \hat{\gamma}_{at}$ навигации БЛА представлен на рисунке 2.15.

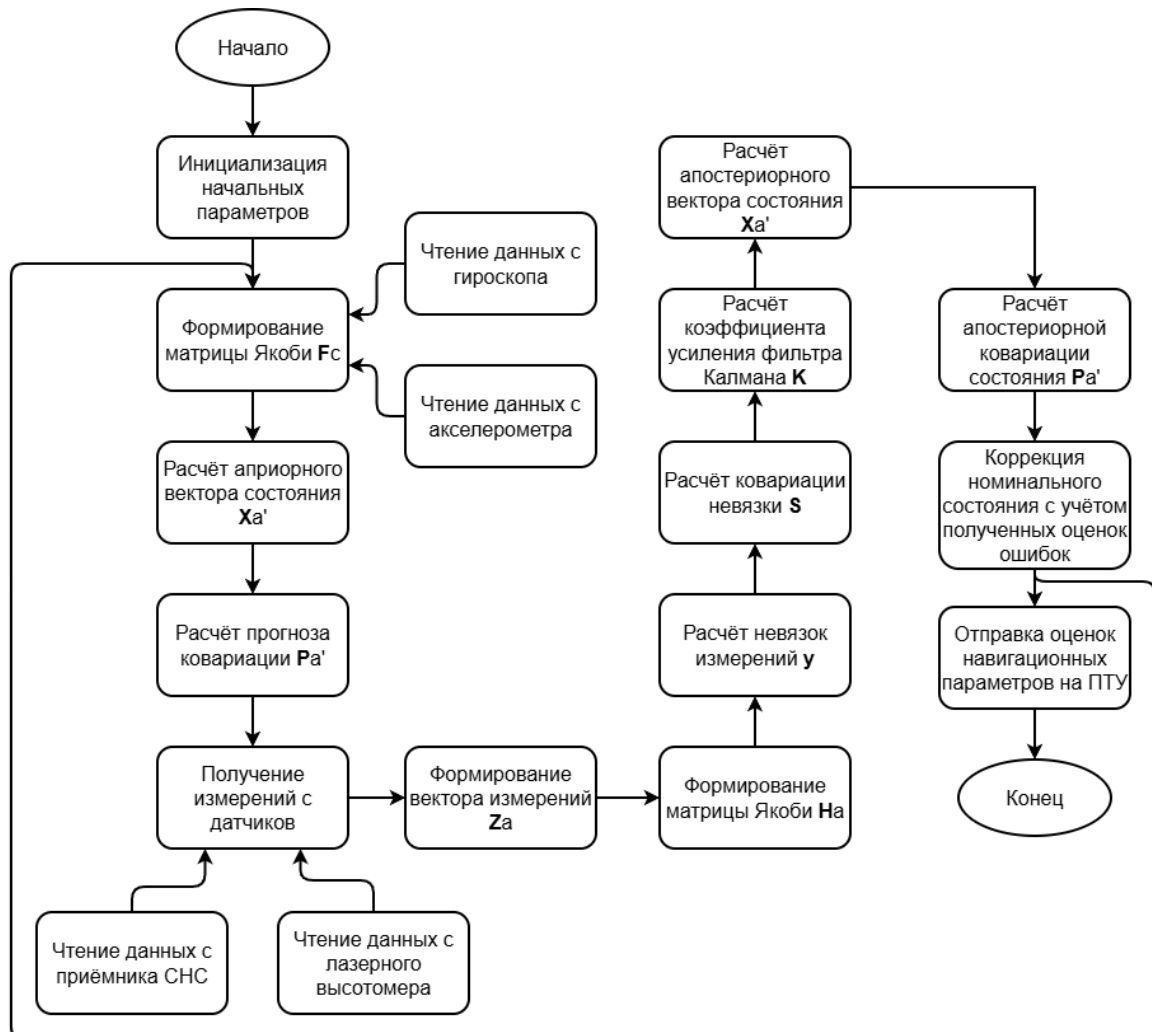


Рисунок 2.15 – Алгоритм ПИНП БЛА

2.3.2 Моделирование работы подсистемы измерения навигационных параметров БЛА и корректировка базовых параметров алгоритма фильтра с учётом цветности шумов

Целью моделирования явились оценка точности навигационного решения, получаемого с использованием предложенного алгоритма ПИНП БЛА, определение и корректировка базовых параметров фильтра.

Так же, как и для ПИНП БНКА, результаты моделирования представим для трёх сценариев работы ПИНП БЛА:

1. шумы датчиков – белые, базовые параметры фильтра соответствуют белым шумам;
2. шумы датчиков – цветные, базовые параметры фильтра соответствуют белым шумам;
3. шумы датчиков – цветные, базовые параметры фильтра корректируются с целью минимизации ошибки оценки.

Моделирование будем осуществлять применительно к перемещению БЛА в СК $O_t X_t Y_t Z_t$ вокруг ОМ – ВС модели SSJ-100. Характерная модельная траектория перемещений БЛА представлена на рисунке 2.16; её длина составляет 112,1 м; время перемещения БЛА по этой траектории составляет 570,7 с.

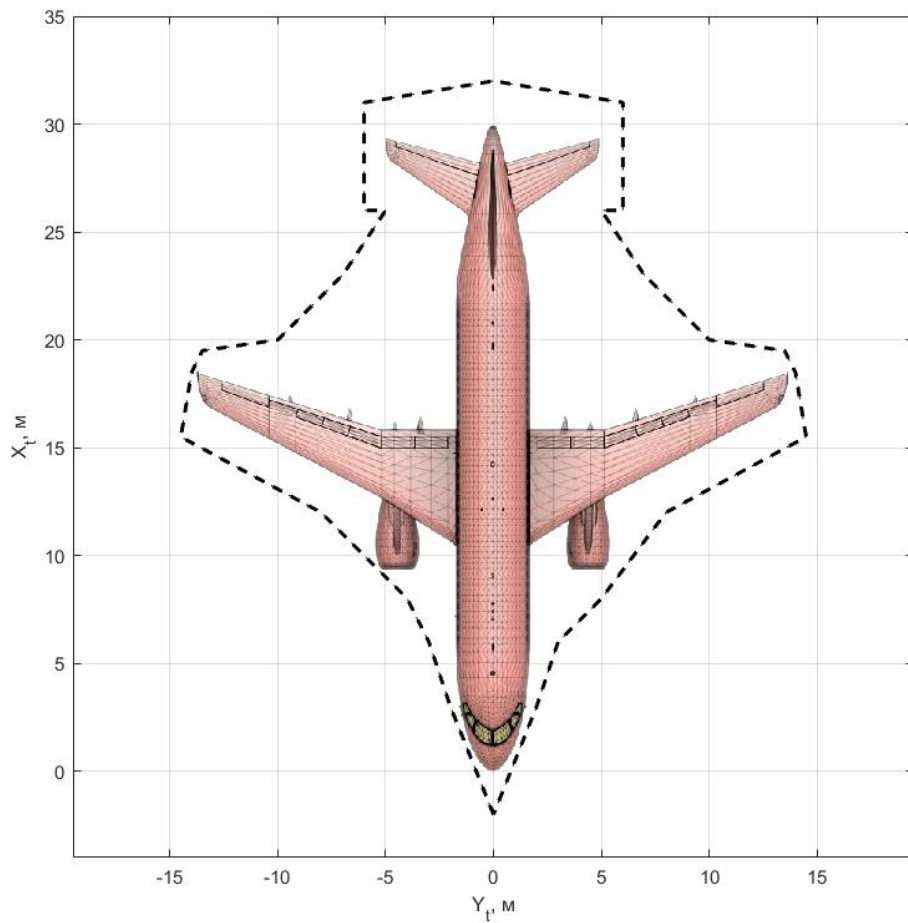


Рисунок 2.16 – Модельная траектория перемещений БЛА (обозначена чёрной линией)

Результаты моделирования получены с использованием характеристик аппаратного обеспечения макета КАМ, представленного в разделе 5.1. Применительно к этому обеспечению шумы динамики составляют: $\delta w_c = 0,15 \text{ м}$; $\delta w_v = 0,005 \text{ м/с}$; $\delta w_{ang} = 0,004 \text{ рад}$. Параметры шумов соответствующих датчиков, указанные в их технических паспортах, таковы: $\delta v_{gyr} = 0,01 \text{ рад/с}$; $\delta v_s = 0,7 \text{ м}$; $\delta v_{sv} = 0,1 \text{ м/с}$; $\delta v_h = 0,1 \text{ м}$. Конструктивные параметры БЛА: $m_a = 6 \text{ кг}$; $l_{rot} = 0,3 \text{ м}$; $k_r = 0,08$; $c_x = c_y = 0,08$; $c_z = 0,12$; $m_x = m_y = 0,05$; $m_z = 0,02$; $S_x = S_y = 0,4 \text{ м}^2$; $S_z = 0,15 \text{ м}^2$; $S_a = 0,075 \text{ м}^2$; $I_{rot} = 0,00003 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$; $I_x = I_y = 0,02 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$; $I_z = 0,03 \text{ кг}\cdot\text{м}^2$; $r_m = 0,21 \text{ м}$. Сила ветра принята постоянной, её проекции на оси СК $O_t X_t Y_t Z_t$ таковы: $F_{wxt} = 11,5 \text{ Н}$;

$F_{\text{wyt}} = 3 \text{ Н}$; $F_{\text{wzt}} = 1,2 \text{ Н}$. Уточнённые (по сравнению с паспортными) модели цветных шумов измерений датчиков указаны в приложении А. Скорректированные базовые параметры фильтра (полученные аналогично скорректированным параметрам фильтра для ПИНП БНКА) таковы: $\delta v_{\text{gyr}} = 0,0004 \text{ рад/с}$; $\delta v_s = 0,17 \text{ м}$; $\delta v_{\text{sv}} = 0,02 \text{ м/с}$; $\delta v_{\text{acc}} = 0,3 \text{ м/с}^2$; $\delta v_h = 0,05 \text{ м}$.

Основные результаты моделирования работы ПИНП БЛА представлены на рисунках 2.17-2.24. Принята единая система обозначений: синей линией – результат, полученный при моделировании по первому сценарию; красной линией – результат, полученный по второму сценарию; зелёной линией – результат, полученный по третьему сценарию. Результаты оценок параметров сдвигов нулей бортовых гироскопов и акселерометров БЛА приведены в приложении Б.

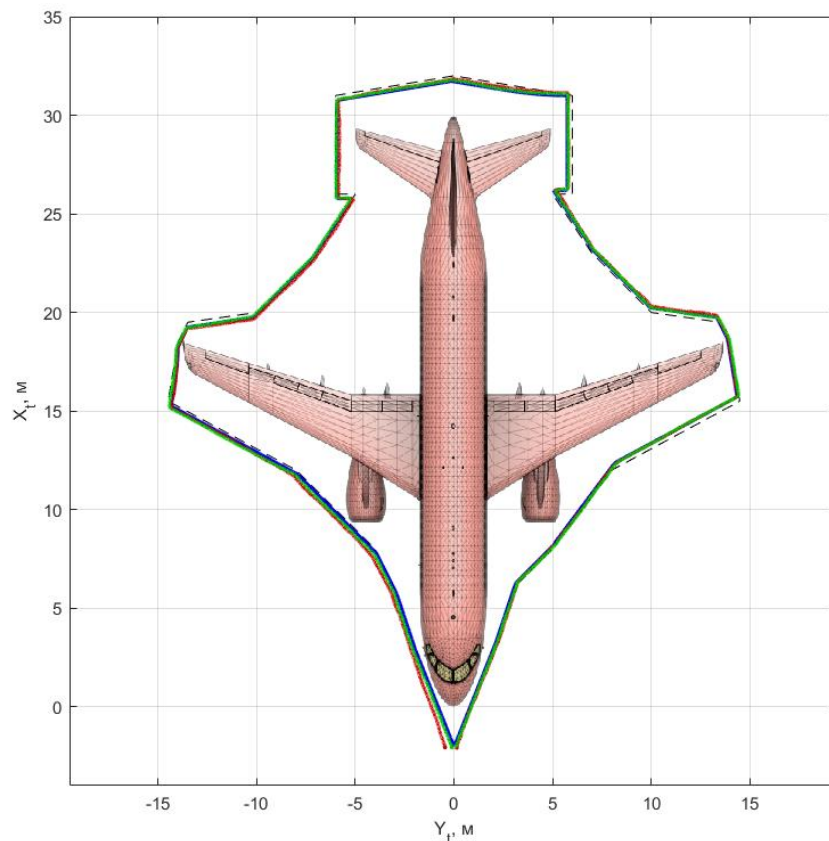


Рисунок 2.17 – Траектории перемещений БЛА, полученные в процессе моделирования по различным сценариям

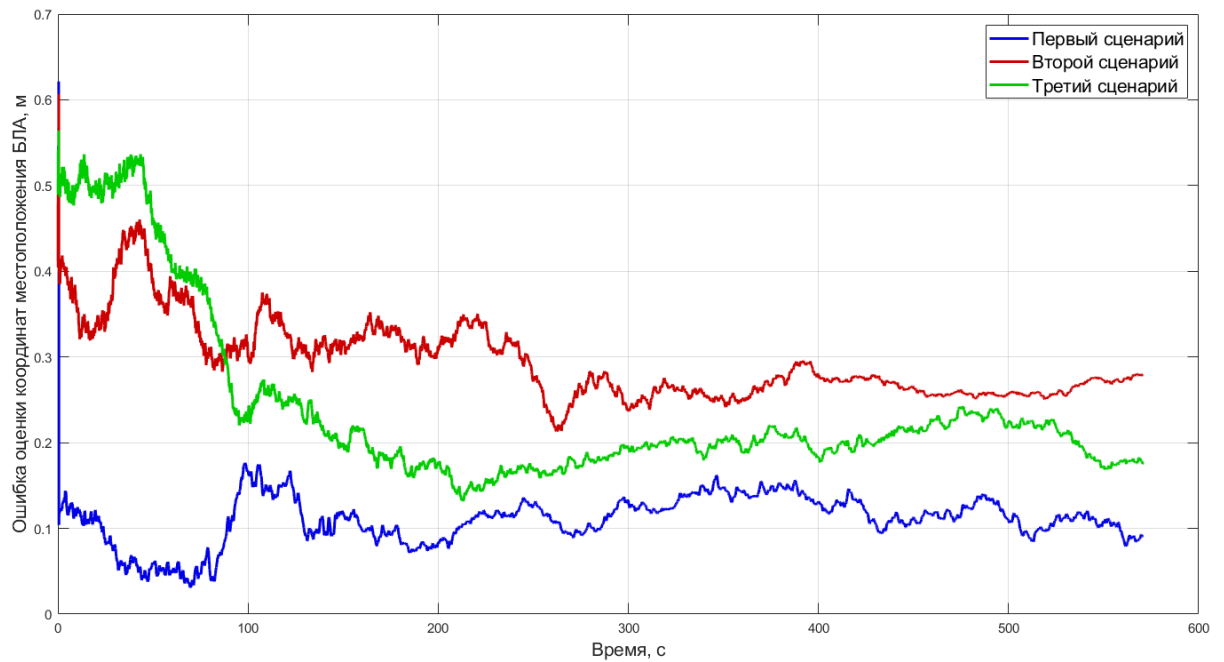


Рисунок 2.18 – Ошибки оценок координат местоположения БЛА в процессе моделирования по различным сценариям

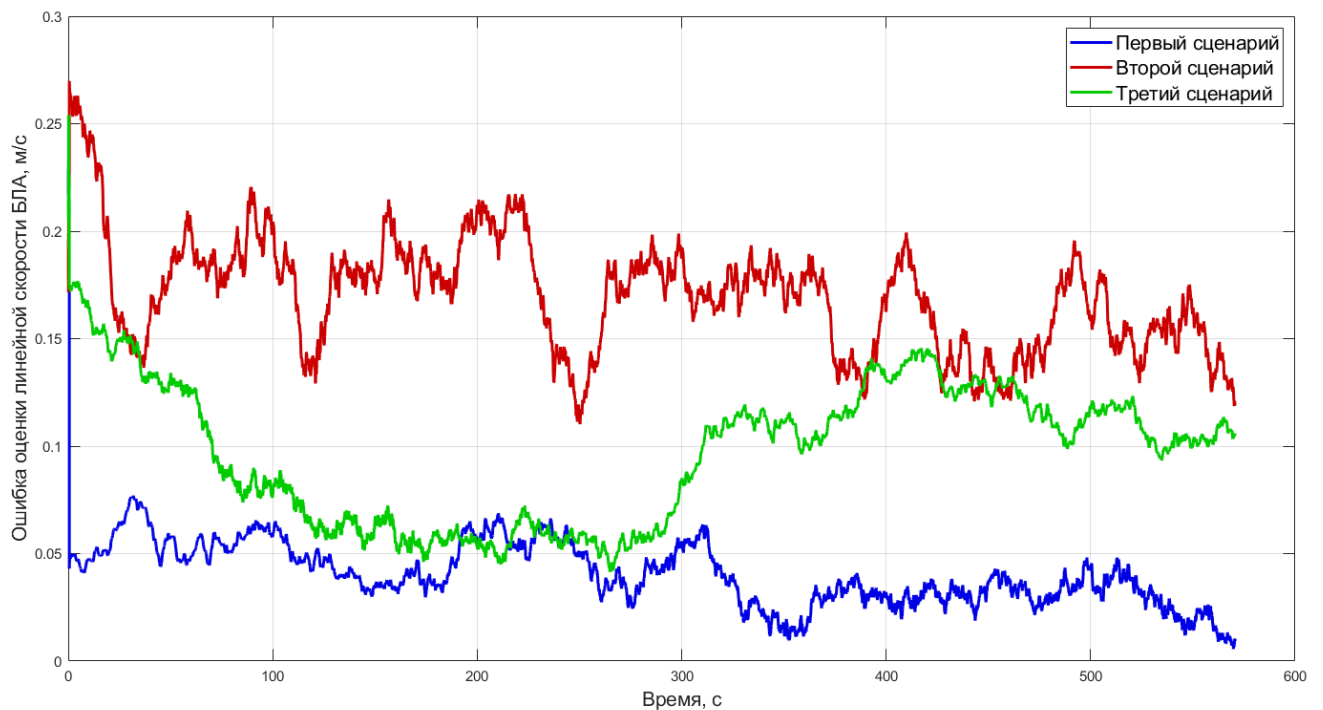


Рисунок 2.19 – Ошибки оценок линейной скорости перемещения БЛА в процессе моделирования по различным сценариям

Анализ полученных оценок параметров линейных перемещений БЛА показывает, что при моделировании по первому сценарию МО ошибки оценки местоположения БЛА составило 0,11 м, а СКО этой ошибки – 0,03 м. При моделировании по второму сценарию МО ошибки составило 0,3 м а СКО – 0,05 м. При моделировании по третьему сценарию процесс МО ошибки оценки местоположения составил 0,24 м, а СКО этой ошибки – 0,1 м. При моделировании по первому сценарию МО ошибки оценки линейной скорости БЛА составило 0,04 м/с при СКО – 0,01 м/с. При моделировании по третьему сценарию соответствующие значения составили 0,1 м/с и 0,03 м/с.

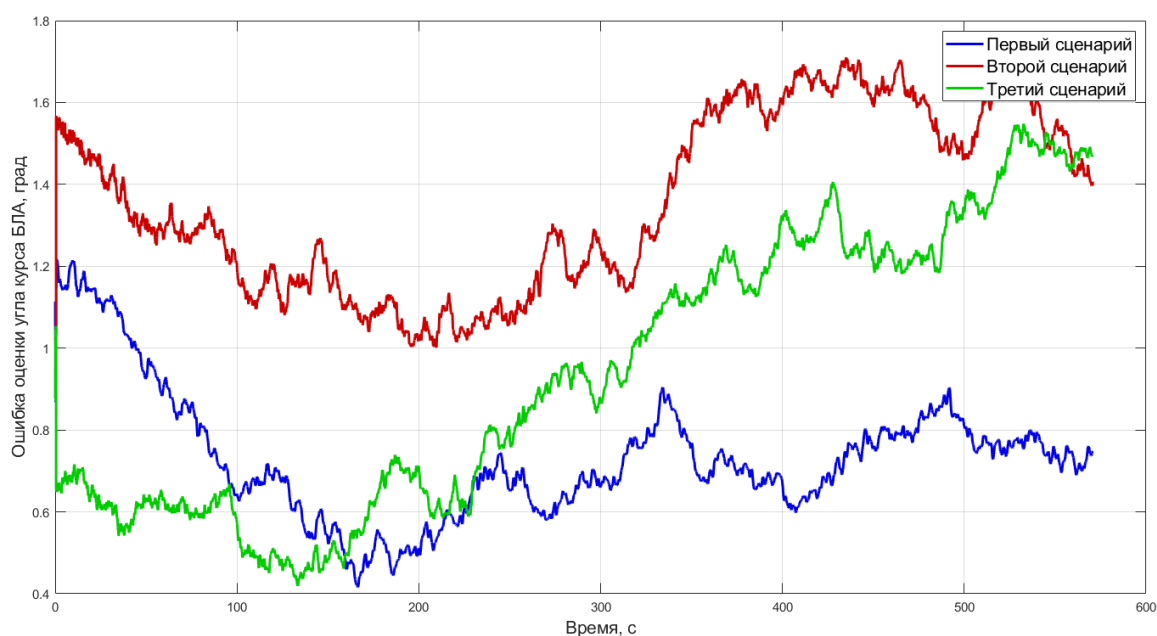


Рисунок 2.20 – Ошибки оценок угла курса БЛА в процессе моделирования по различным сценариям

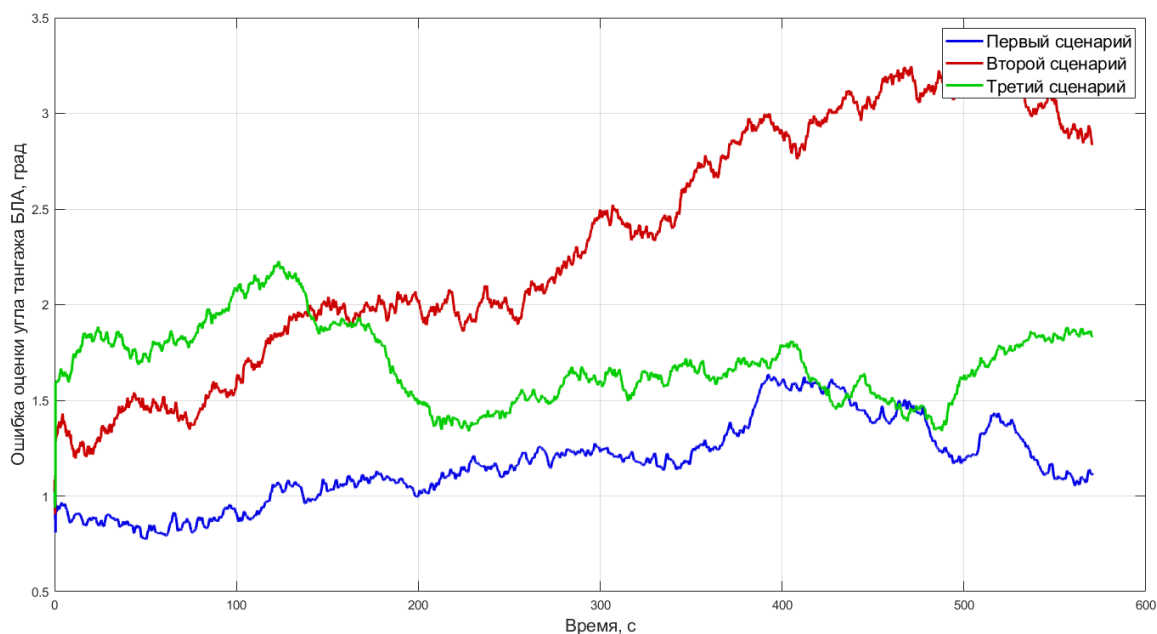


Рисунок 2.21 – Ошибки оценок угла тангажа БЛА в процессе моделирования по различным сценариям

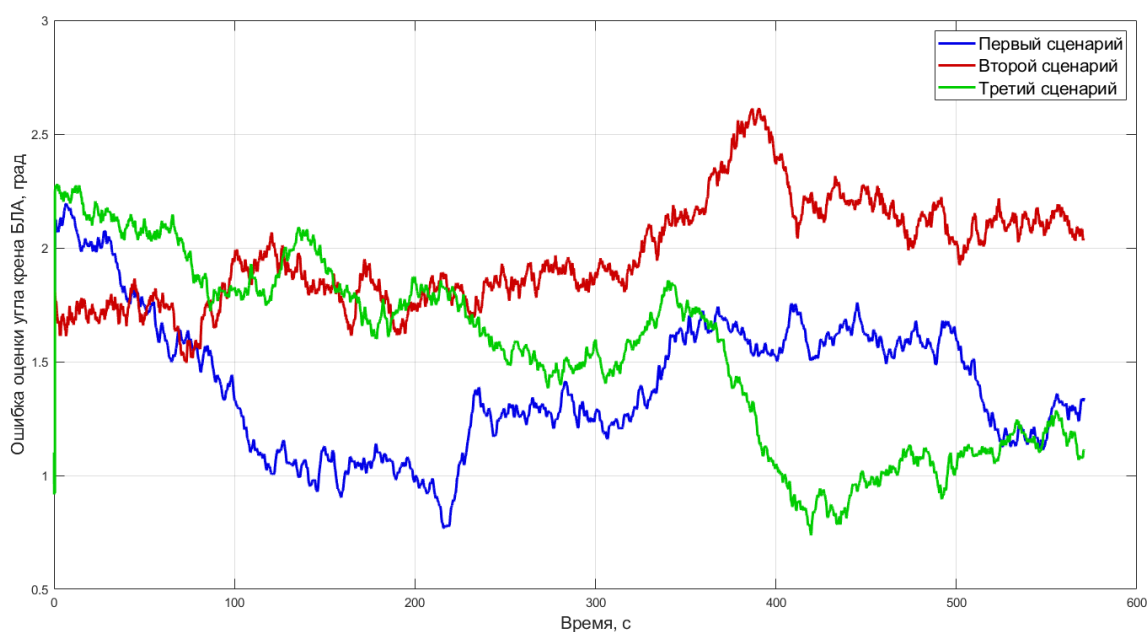


Рисунок 2.22 – Ошибки оценок угла крена БЛА в процессе моделирования по различным сценариям

Анализ полученных оценок параметров углового движения БЛА показывает, что при моделировании по первому сценарию МО ошибок оценки углов курса,

тангажа и крена БЛА составили 0,73 град, 1,17 град и 1,4 град соответственно. СКО этих ошибок – 0,16 град, 0,21 град и 0,29 град. При моделировании по второму сценарию максимальные ошибки оценки углов ориентации превышают 3 градуса, что не обеспечивает требуемую точность определения параметров навигации БЛА. При моделировании по третьему сценарию МО соответствующих ошибок оценки углов ориентации составили 0,94 град, 1,69 град и 1,54 град. СКО этих ошибок – 0,33 град, 0,2 град и 0,4 град. При этом наблюдается сходимость процесса фильтрации. Примечательно, что наибольшая точность навигационного решения имеет место в канале курса. Это обусловлено тем, что БЛА не совершает курсовых разворотов, его движение вокруг оси $O_t Z_t$ – автономно и, следовательно, эволюции БЛА по углу курса минимальны.

Представленные результаты показывают, что разработанный алгоритм ПИНП БЛА обеспечивает определение его навигационных параметров. При этом оценки параметров линейных перемещений БЛА не соответствуют предъявляемым требованиям к точности их определения при мониторинге наружной поверхности ВС. Осуществляются также оценки сдвигов нулей инерциальных датчиков, что косвенным образом обеспечивает повышение точности оценок навигационных параметров движения БЛА (в частности, при использовании цветных шумов на входах фильтра как наиболее адекватных). Как показано далее в разделе 4.4, необходимые точности достигаются при использовании взаимной коррекции ПИНП БНКА и БЛА.

Выводы по второй главе

1. Разработаны модифицированные математические модели динамики беспилотных наземного колёсного и летательного аппаратов, которые обеспечивают возможность решения задач определения навигационных параметров и траекторного управления этими компонентами комплекса автоматизированного мониторинга как локальными подвижными объектами. Одновременно эти модели являются основой для построения модели динамики физически связанных тросовым механизмом носителей аппаратуры комплекса

автоматизированного мониторинга наружных поверхностей стационарных объектов.

2. Разработаны алгоритмы подсистем измерения навигационных параметров беспилотных наземного колёсного и летательного аппаратов, обеспечивающие получение оценок навигационных параметров носителей комплекса автоматизированного мониторинга на базе малоразмерного фильтра Калмана в условиях цветности шумов измерений датчиков. Алгоритм формирования навигационного решения для беспилотного наземного колёсного аппарата учитывает в качестве основных возмущений проскальзывание его колёс и сдвиг нуля курсового гироскопа. Алгоритм формирования навигационного решения для беспилотного летательного аппарата учитывает, в частности, сдвиги нулей измерений бортовых инерциальных датчиков.
3. Результаты моделирования работы подсистем измерения навигационных параметров беспилотных наземного колёсного и летательного аппаратов подтвердили работоспособность разработанных алгоритмов. В то же время они определили, что полученные точности определения части навигационных параметров носителей не соответствуют требованиям, предъявляемым к измерительно-управляющей системе носителей аппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга.

Глава 3. Подсистемы траекторного управления носителями в составе комплекса автоматизированного мониторинга

В настоящей главе представлены результаты синтеза алгоритмов подсистем траекторного управления носителями КАМ применительно к их движению в автономных режимах (без учёта взаимодействия между ними). Объединённым тросовым механизмом эти подсистемы обеспечивают траекторное управление КАМ в целом (глава 4).

3.1 Структура подсистем траекторного управления носителями аппаратуры мониторинга в составе КАМ

Управление БЛА и БНКА будем рассматривать применительно к их перемещениям в СК мониторинга $O_t X_t Y_t Z_t$, связанной с ОМ (раздел 2.2.1). Взаимное расположение в горизонтальной плоскости стартовой СК $O_s X_s Y_s Z_s$, СК мониторинга $O_t X_t Y_t Z_t$, нормальной СК $O_n X_n Y_n Z_n$, а также СК $O_g X_g Y_g Z_g$, связанной с БНКА, представлено на рисунке 3.1.

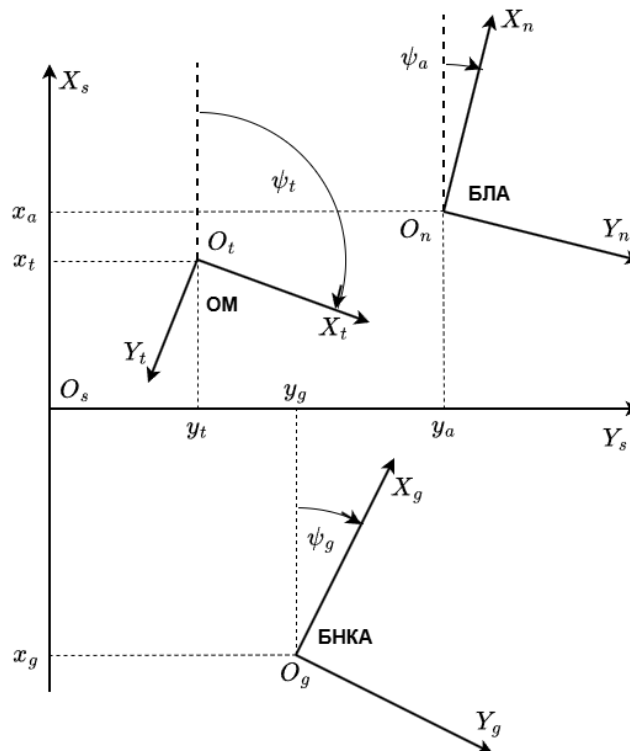


Рисунок 3.1 – Взаимное расположение систем координат

Согласно рисунку 3.1 переход от СК $O_s X_s Y_s Z_s$ к СК $O_t X_t Y_t Z_t$ можно осуществить посредством разворота на постоянный угол ψ_t с добавлением линейных смещений x_t, y_t вдоль соответствующих горизонтальных осей $O_s X_s, O_s Y_s$ (2.20).

Управление носителями КАМ в процессе мониторинга стационарных объектов должно быть синхронизировано, в частности в силу наличия механической связи между ними. Как указано в разделе 1.4, в целях обеспечения безопасности функционирования КАМ в непосредственной близости от ОМ в процессе управления траекторным движением носителей КАМ их максимальные отклонения от заданных траекторий не должны превышать 0,45 м.

В рамках унификации подхода к синтезу алгоритмов траекторного управления, а также с целью координации перемещений БЛА и БНКА в основе ПТУ будем использовать структуру, включающую траекторный и локомоционный контуры (рисунок 3.2).

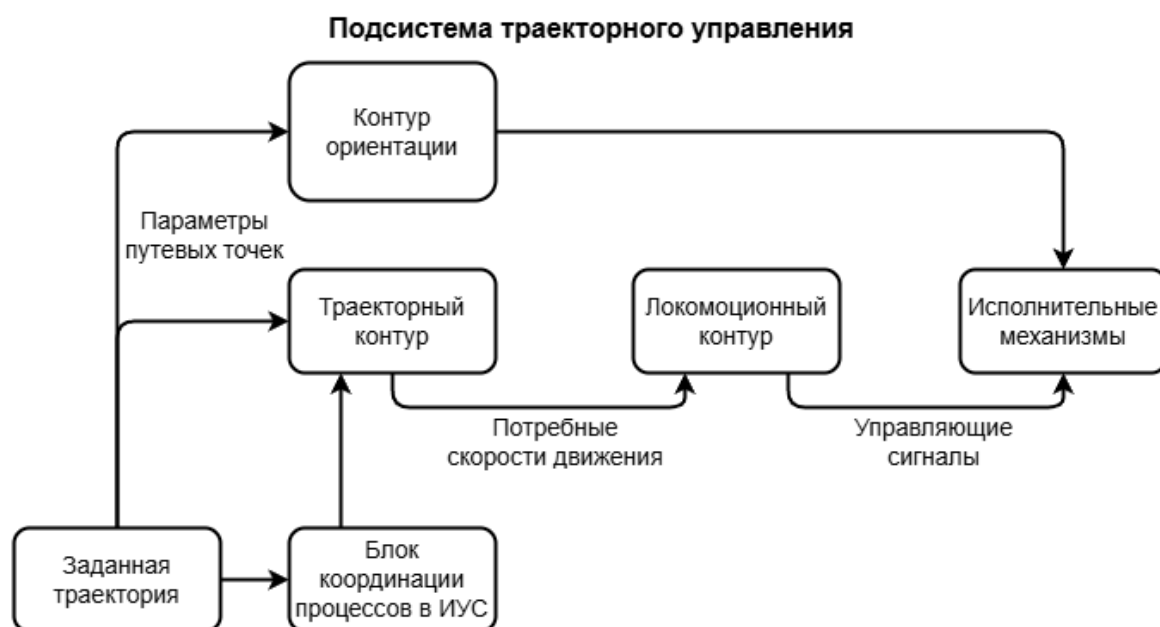


Рисунок 3.2 – Обобщённая структура подсистемы траекторного управления носителем в составе КАМ

В этой структуре параметры путевых точек заданной траектории поступают в контур угловой ориентации носителя и его бортовой аппаратуры мониторинга, в блок координации процессов в ИУС, а также в траекторный контур управления. В этом контуре на основе параметров путевых точек, а также с учётом ограничений, формируемых блоком координации процессов, осуществляется определение положения носителя относительно начальной и конечной путевых точек текущего линейного участка заданной траектории и формирование требуемых величин линейных и угловых скоростей движения. Сформированные значения скоростей поступают на вход локомотионного контура, задачей которого является, в свою очередь, формирование управляющих сигналов на исполнительные механизмы носителя, которые и обеспечивают в конечном счёте его перемещение по заданной траектории, удовлетворяющее соответствующим требованиям.

Как показали результаты экспериментальных исследований, динамические запаздывания в электрических исполнительных механизмах БЛА и БНКА несущественно влияют на динамику носителей. В этой связи при синтезе алгоритмов траекторного управления будем пренебрегать запаздываниями в исполнительных механизмах.

3.2 Алгоритм подсистемы траекторного управления БНКА

На рисунке 3.3 представлена предлагаемая структура подсистемы траекторного управления БНКА.

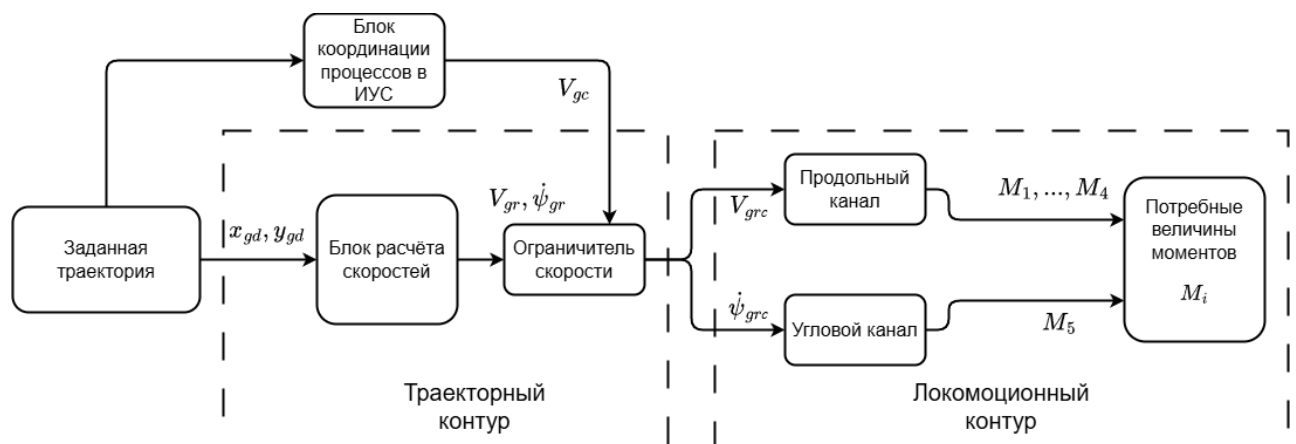


Рисунок 3.3 – Структура подсистемы траекторного управления БНКА

Согласно представленной структуре информация о координатах x_{gd}, y_{gd} текущей путевой точки БНКА в СК $O_t X_t Y_t Z_t$, а также информация от ПИНП БНКА поступает на вход траекторного контура, где на этой основе формируются требуемые линейная и угловая скорости движения БНКА $V_{gr}, \dot{\psi}_{gr}$. В блоке ограничения скорости сформированные величины корректируются по информации от блока координации процессов в подсистемах ИУС. Затем сигналы о скорректированных требуемых скоростях $V_{grc}, \dot{\psi}_{grc}$ поступают на вход локомоторного контура. В нём на основе требуемой величины линейной скорости V_{grc} формируются требуемые управляющие моменты M_1, M_2, M_3, M_4 , развиваемые двигателями колёс БНКА; на основе требуемой угловой скорости $\dot{\psi}_{grc}$ формируется управляющий момент M_5 , развиваемый приводом поворота оси передней колёсной пары БНКА.

Суммарный вектор $\mathbf{M}$ управления БНКА имеет вид:

$$\mathbf{M} = [M_1 \ M_2 \ M_3 \ M_4 \ M_5]^T. \quad (3.1)$$

При формировании управляющих моментов будем учитывать кинематические ограничения, определяемые конструкцией БНКА:

$$\frac{V_g \cos \beta}{l_f + l_r} \tan(-\gamma_{\max}) \leq \dot{\psi}_g \leq \frac{V_g \cos \beta}{l_f + l_r} \tan \gamma_{\max}, \quad (3.2)$$

где $V_g, \dot{\psi}_g$ – текущие значения линейной и угловой скоростей движения БНКА соответственно; $\gamma_{\max}$ – максимальный угол поворота оси передней колёсной пары.

Величины углов поворота этой оси лежат в диапазоне $(-30^\circ.. 30^\circ)$, причём, например, согласно механике Акермана [37] поворот оси на 30° соответствует поворотам передних колёс на углы $24,5^\circ$ и $35,5^\circ$ (рисунок 3.4).

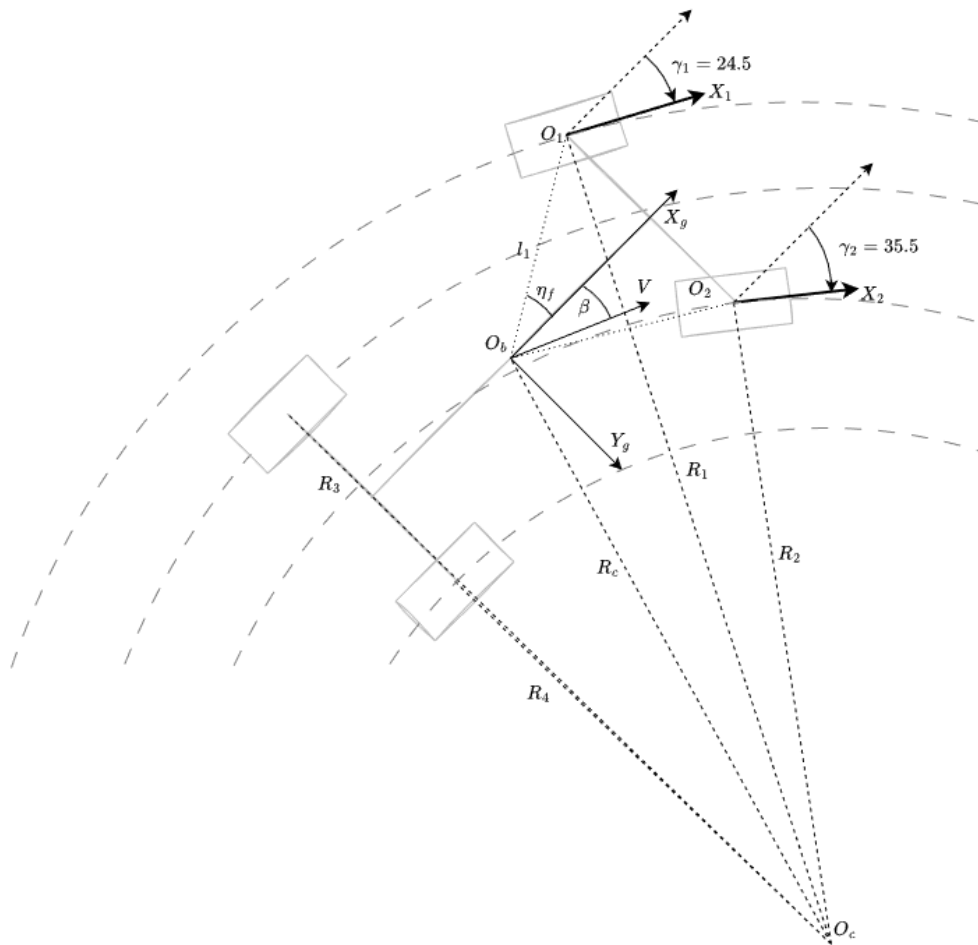


Рисунок 3.4 – Максимальные углы поворота передних колёс БНКА при повороте направо (η_f – угол между продольной осью БНКА и вектором, соединяющим центр масс БНКА и центра масс первого колеса; l_1 – расстояние от центра масс БНКА до центра масс первого колеса; R_c – радиус дуги перемещения центра масс БНКА; R_i ($i = 1, 2, 3, 4$) – радиусы дуг перемещений центров масс соответствующих колёс БНКА)

3.2.1 Траекторный контур управления БНКА

Траекторный контур управления движением БНКА с обеспечением минимизации отклонения БНКА от заданной траектории будем формировать на основе нелинейных регуляторов. Соотношения для формирования требуемых величин линейной V_{gr} и угловой $\dot{\psi}_{gr}$ скоростей движения БНКА примем в виде [38]:

$$\begin{aligned}\dot{\psi}_{gr} &= k_{pr} \cdot \Delta\psi_g + k_{dr} \cdot \dot{\psi}_g + k_{cr} \cdot r_n; \\ V_{gr} &= k_{v1} \cdot r_t \cdot e^{-k_{v2}|\Delta\psi_g|} - k_{v3} \cdot r_t \cdot e^{-k_{v4}(|\Delta\psi_g| - \pi/2)},\end{aligned}\quad (3.3)$$

где $\Delta\psi_g$ – разность между углом ψ_t пеленга на текущую путевую точку и текущим углом курса БНКА (рисунок 3.5); r_t – расстояние от БНКА до текущей путевой точки; r_n – длина нормали от текущего местоположения БНКА к линии, соединяющей две смежные путевые точки; $k_{pr}, k_{dr}, k_{cr}, k_{v1}, k_{v2}, k_{v3}, k_{v4}$ – постоянные весовые коэффициенты.

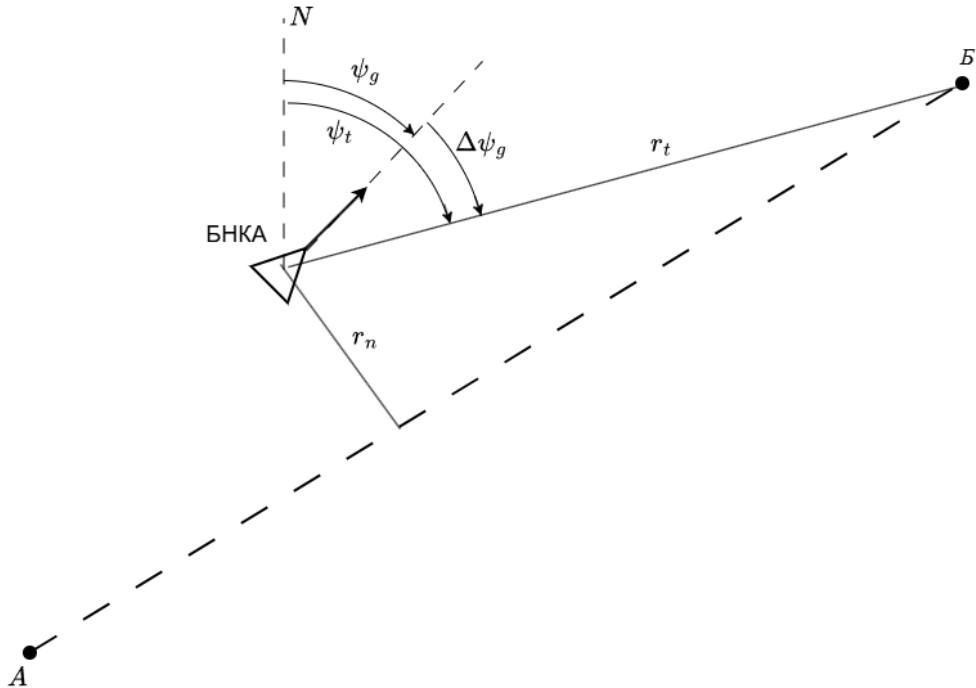


Рисунок 3.5 – Параметры местоположения БНКА относительно текущего линейного участка заданной траектории (А, Б – путевые точки)

В соотношениях (3.3) первое уравнение отображает процесс формирования потребной угловой скорости $\dot{\psi}_{gr}$ движения БНКА с целью минимизации угла $\Delta\psi_g$ (и, соответственно, реализации движения БНКА в направлении текущей путевой точки), а также с целью минимизации r_n отклонения БНКА от текущего линейного участка заданной траектории. Второе уравнение в (3.3) обеспечивает формирование потребной линейной скорости V_{gr} движения БНКА в зависимости от расстояния до текущей путевой точки. Множитель $e^{-k_{v2}|\Delta\psi_g|}$ обеспечивает

уменьшение формируемой скорости при увеличении модуля углового отклонения БНКА от направления на текущую путевую точку. Второе слагаемое $-k_{v3} \cdot r_t \cdot e^{-k_{v4}(|\Delta\psi_g| - \pi/2)}$ обеспечивает формирование отрицательной линейной скорости движения БНКА (движение «назад») в случаях, когда модуль углового отклонения БНКА $\Delta\psi_g$ превышает $\pi/2$. Таким образом, реализация соотношений (3.3) обеспечивает возможность достижения БНКА заданных путевых точек с минимизацией в этом процессе его отклонения от линейных участков заданной траектории.

Линейная скорость перемещения БНКА ограничивается в соответствии с информацией, поступающей от блока координации процессов:

$$-V_{g\max} \leq V_{gr} \leq V_{g\max}, \quad (3.4)$$

где $V_{g\max}$ – максимально допустимое значение линейной скорости БНКА на текущем участке пути.

После наложения ограничений (3.4) величины требуемых скоростей $V_{grc}, \dot{\psi}_{grc}$ поступают на вход локомоторного контура.

3.2.2 Локомоторный контур управления БНКА

БНКА осуществляет перемещение по плоской горизонтальной подстилающей поверхности, и его платформа обладает тремя степенями свободы – двумя линейными (x, y) и одной вращательной (ψ). При этом имеет место наличие большого количества нелинейных перекрёстных связей в уравнениях (2.2) движения БНКА. Вместе с тем, анализ показывает, что в этом случае подход к построению локомоторного контура на основе использования линейных регуляторов является достаточно эффективным. Управление линейным движением БНКА будем осуществлять путём регулирования скоростей вращения его колёс посредством формирования соответствующих моментов, развиваемых их двигателями. Управление угловым движением платформы БНКА будем осуществлять путём регулирования углов поворота плоскостей вращения колёс

передней колёсной пары БНКА посредством соответствующего момента, развиваемого поворотным приводом колёс БНКА.

Процедура формирования указанных моментов в локомотионном контуре заключается в следующем. На основе заданных величин требуемых скоростей $V_{grc}, \dot{\psi}_{grc}$ будем формировать требуемые величины $\dot{\phi}_{ir}$ ($i=1,2,3,4$) скоростей вращения колёс БНКА так:

$$\begin{aligned}\dot{\phi}_{ir} &= \text{sign}(V_{grc}) \cdot |\dot{\psi}_{grc}| \cdot R_i / r_w, \quad i = 1, 2, 3, 4; \\ R_1 &= \sqrt{l_1^2 + R_c^2 - 2l_1 R_c \cos(90 + \beta + \eta_f)}; \\ R_2 &= \sqrt{l_1^2 + R_c^2 - 2l_1 R_c \cos(90 + \beta - \eta_f)}; \\ R_3 &= R_c + 0.5l_w; \\ R_4 &= R_c - 0.5l_w; \\ l_1 &= \sqrt{0.25l_w^2 + l_f^2}; \\ R_c &= V_{grc} / \dot{\psi}_{grc}; \\ \eta_f &= \arctan(l_w / (2l_f)).\end{aligned}\tag{3.5}$$

Определим теперь невязки угловой скорости разворота БНКА и требуемых скоростей вращения его колёс:

$$\begin{aligned}z_\gamma &= \dot{\psi}_{grc} - \dot{\psi}_g; \\ z_{\dot{\phi}_i} &= \dot{\phi}_{ir} - \dot{\phi}_i; \\ i &= 1, 2, 3, 4.\end{aligned}\tag{3.6}$$

При эксплуатации БНКА информация о текущих скоростях $\dot{\phi}_i$ поступает с датчиков одометрической подсистемы. Текущая угловая скорость $\dot{\psi}_g$ разворота БНКА измеряется бортовым курсовым гироскопом.

Потребные значения управляющих моментов, развиваемых двигателями мотор-колёс БНКА, будем формировать как выходы соответствующих линейных регуляторов так:

$$M_i = k_p z_{\dot{\phi}_i} + k_{\text{int}} \int z_{\dot{\phi}_i} + k_d \frac{dz_{\dot{\phi}_i}}{dt};$$

$$i = 1, 2, 3, 4,$$
(3.7)

где k_p, k_{int}, k_d – постоянные коэффициенты.

Предлагаемая структура замкнутого контура управления поворотами плоскостей вращения передних колёс БНКА представлена на рисунке 3.6.

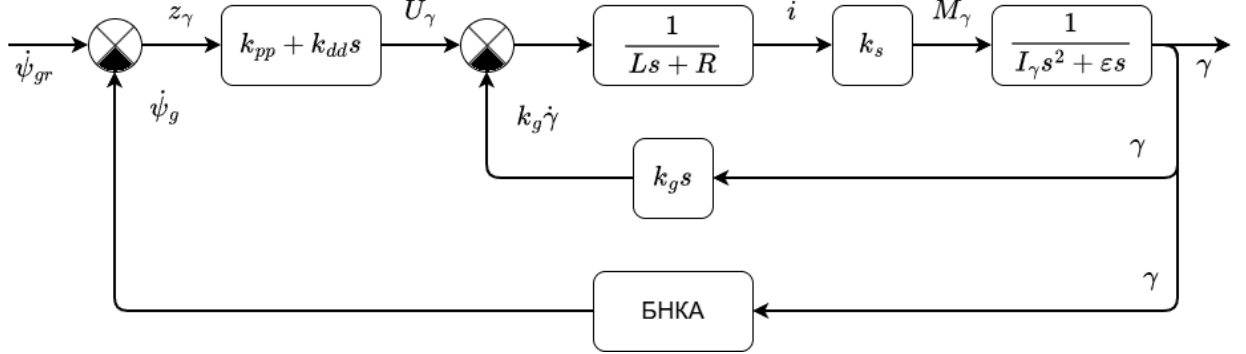


Рисунок 3.6 – Структура контура управления поворотами плоскостей вращения передних колёс БНКА ($\gamma = 0.5(\gamma_1 + \gamma_2)$ – обобщённый угол поворота плоскостей вращения передних колёс БНКА; ε – коэффициент демпфирования; k_{pp}, k_{dd}, k_s, k_g – постоянные коэффициенты)

Выходным сигналом контура управления, представленного на рисунке 3.6, является γ – обобщённый угол поворота передних колёс БНКА. Действительно, первое и второе колёса БНКА приводятся во вращение одним приводом, но углы поворота колёс при этом разные. Несоответствие углов обусловлено тем, что при развороте БНКА центры первого и второго колёс перемещаются по дугам окружностей с разными радиусами (R_1 и R_2 в соотношениях (3.5), рисунок 3.4). Именно поэтому при формировании управляющего сигнала для разворота БНКА целесообразно использовать обобщённый угол поворота γ , который однозначно определяет углы разворота первого и второго колёс:

$$\begin{aligned}\gamma_1 &= \gamma - 0.5 \frac{l_w}{l_f + l_r} \gamma^2 \cdot \text{sign}(\dot{\psi}_g); \\ \gamma_2 &= \gamma + 0.5 \frac{l_w}{l_f + l_r} \gamma^2 \cdot \text{sign}(\dot{\psi}_g).\end{aligned}\quad (3.8)$$

Потребное значение управляющего момента, развиваемого поворотным приводом колёс БНКА, сформируем согласно представленной структуре, опуская динамику собственно привода. Управление угловым разворотом БНКА (минимизацию невязки z_γ) будем осуществлять за счёт поворота плоскостей вращения передних колёс БНКА при соответствующем развороте передней оси БНКА путём создания момента M_5 (потребного значения момента M_γ на рисунке 3.6):

$$M_5 = k_{p\gamma} z_\gamma + k_{d\gamma} \frac{dz_\gamma}{dt} - k_{p\psi} \dot{\gamma}_g, \quad (3.9)$$

где $k_{p\gamma}, k_{d\gamma}, k_{p\psi}$ – постоянные коэффициенты.

Алгоритм формирования управляющих сигналов на двигатели колёс БНКА, а также на привод поворота оси передней колёсной пары представлен на рисунке 3.7.

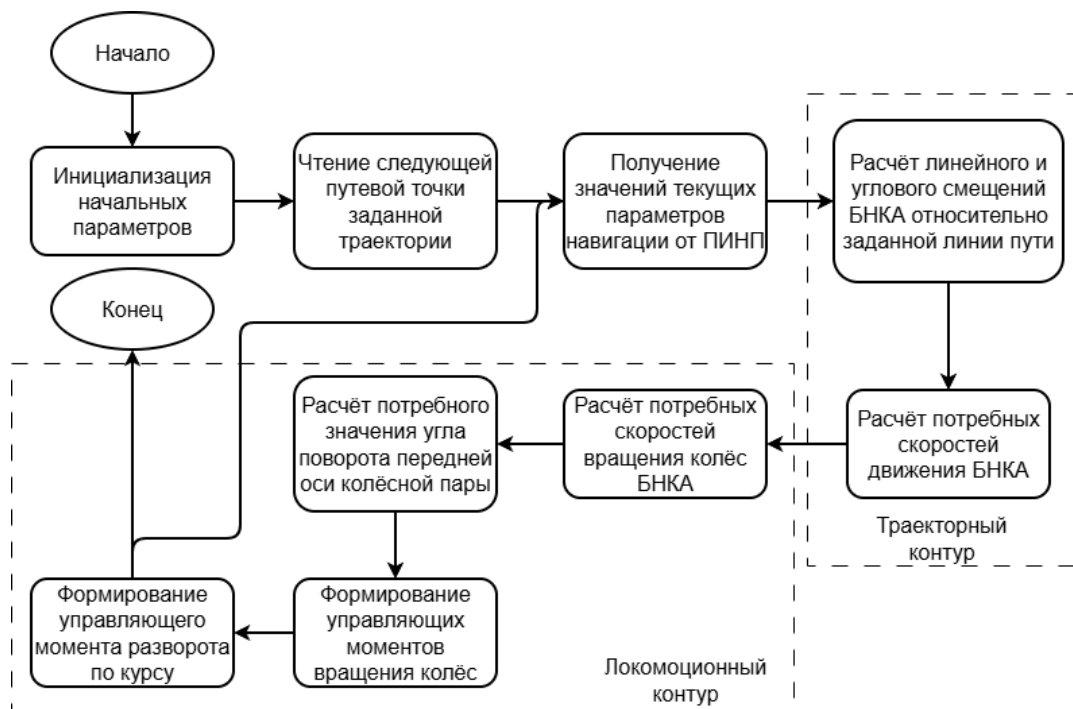


Рисунок 3.7 – Алгоритм ПТУ БНКА

3.2.3 Моделирование движения БНКА по заданной траектории

Целью моделирования явились выбор значений коэффициентов в алгоритмах контуров ПТУ БНКА и оценка динамических погрешностей движения БНКА в автономном режиме при управлении синтезированной ПТУ (отсутствует связь с БЛА и ТМ – отсутствуют поправки к линейной скорости от блока координации процессов в ИУС). В моделируемом сценарии заданная траектория движения БНКА включает 5 путевых точек: (0, 0), (70, 0), (180, 50), (150, 200), (200, 280) (рисунок 3.7, а). Начальные значения навигационных параметров БНКА заданы нулевыми. Конкретные значения всех параметров БНКА, принятых при моделировании, а также полученные в процессе моделирования значения коэффициентов в алгоритмах ПТУ, приведены в разделе 4.5. Результаты моделирования управляемого движения БНКА с синтезированной ПТУ представлены на рисунках 3.8-3.10.

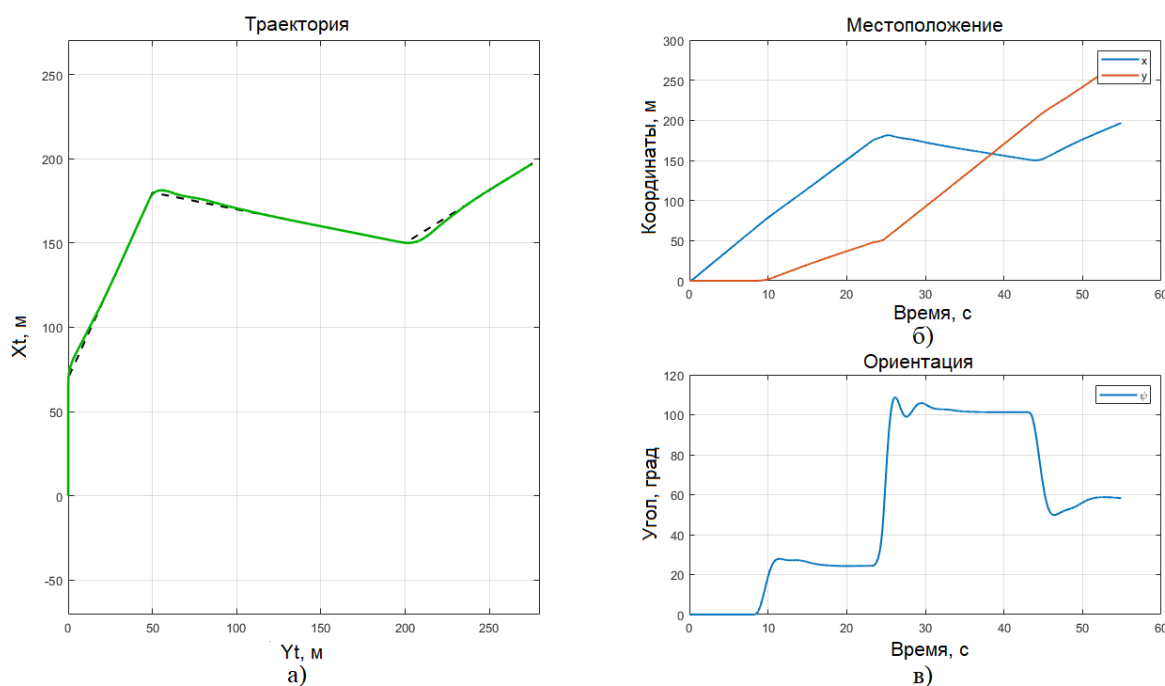


Рисунок 3.8 – Траектория перемещения БНКА в автономном режиме (а), его координаты (б) и углы ориентации (в)

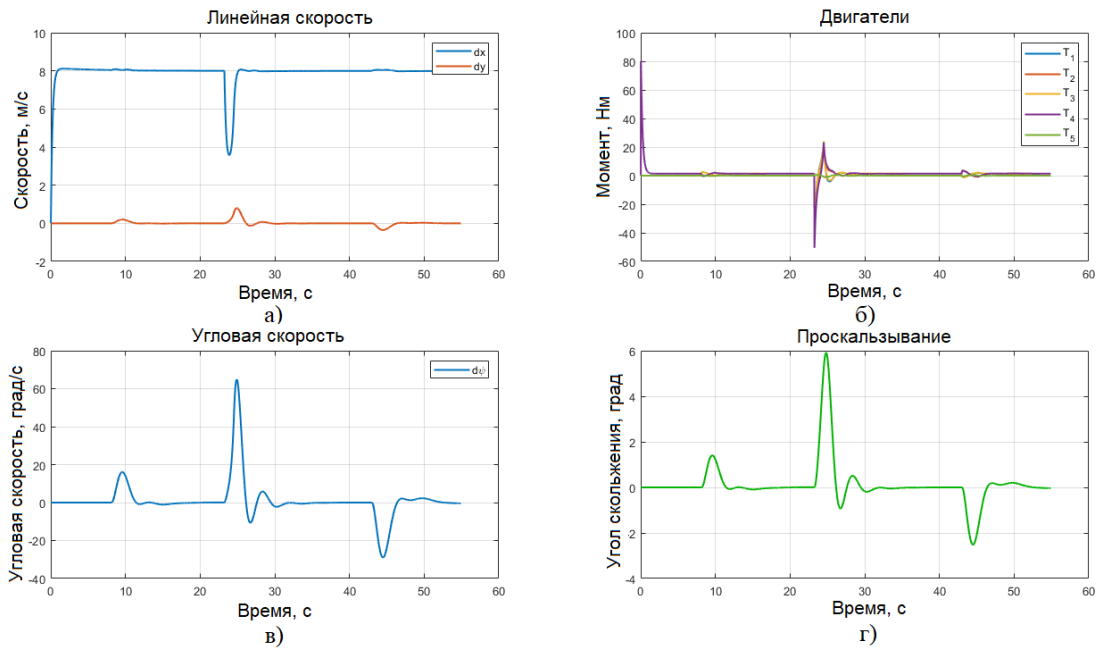


Рисунок 3.9 – Линейная (а) и угловая (в) скорости движения БНКА, моменты на двигателях его колес и на поворотном приводе (б), угол β (г)

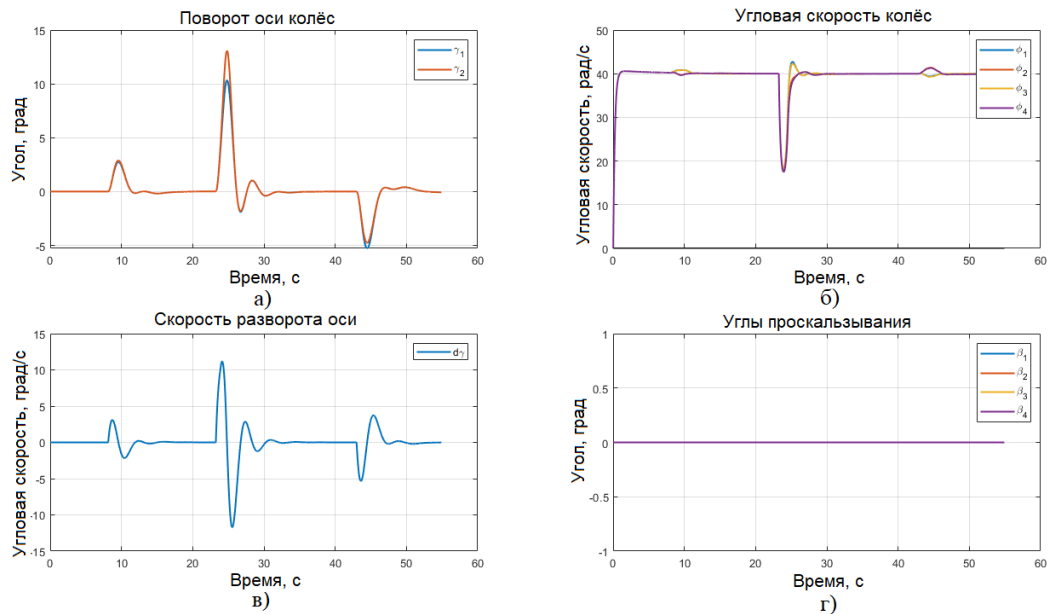


Рисунок 3.10 – Углы поворота передних колёс БНКА (а), угловые скорости поворота передних колёс (в), угловые скорости вращения колёс БНКА (б), углы $\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4$ (г)

Анализ результатов, представленных на рисунках 3.8-3.10, показывает, что разработанная ПТУ движением БНКА обеспечивает требуемый уровень точности выдерживания заданной траектории при его перемещениях в автономном режиме.

Максимальное отклонение БНКА от заданной траектории составило 0,31 м, МО отклонения – 0,13 м, СКО – 0,06 м. МО ошибок выдерживания требуемых значений скоростей движения БНКА по окончании переходных процессов составили 0,03 м/с для линейной и 0,9 град/с для угловой скоростей соответственно.

3.3 Алгоритм подсистемы траекторного управления БЛА

На рисунке 3.11 представлена предлагаемая структура подсистемы траекторного управления БЛА.

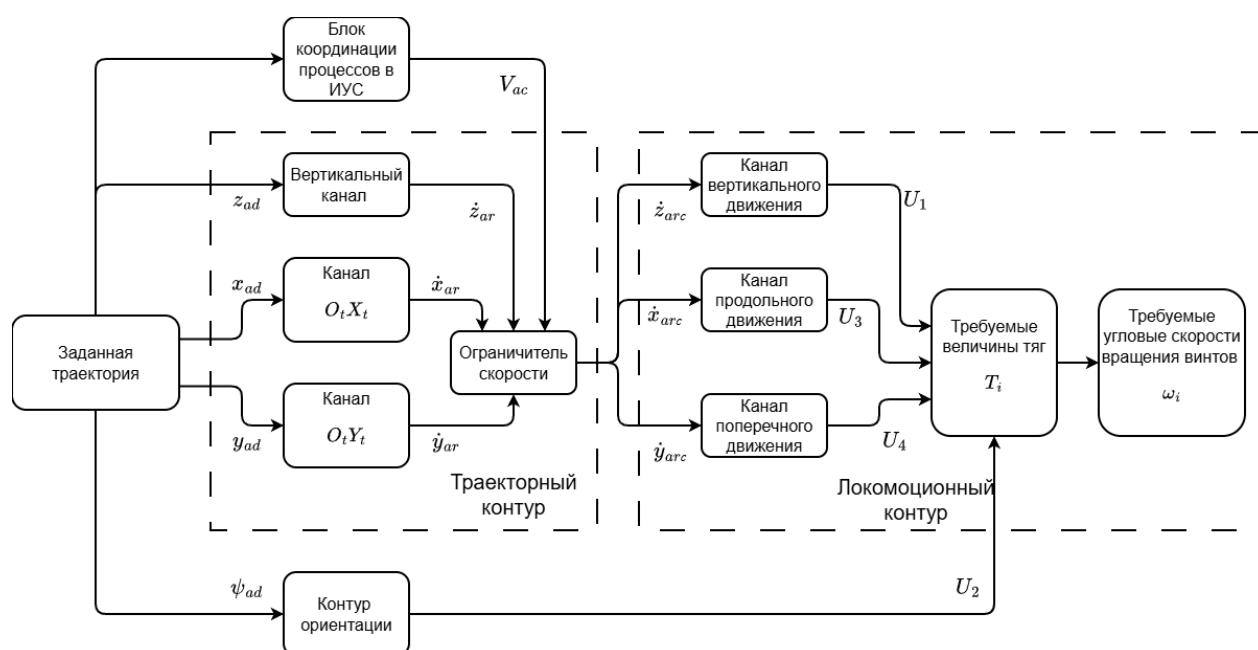


Рисунок 3.11 – Структура подсистемы траекторного управления БЛА

Согласно представленной структуре значения координат x_{ad} , y_{ad} , z_{ad} текущей путевой точки поступают на вход траекторного контура управления, где на их основе формируются проекции потребной линейной скорости движения БЛА $\dot{x}_{ar}$, $\dot{y}_{ar}$, $\dot{z}_{ar}$. В блоке ограничения скорости сформированные проекции скоростей корректируются согласно информации о поправках от блока координации процессов в ИУС (имеют место для синхронизации перемещений БЛА и БНКА, раздел 4.4). Скорректированные $\dot{x}_{arc}$, $\dot{y}_{arc}$, $\dot{z}_{arc}$ поступают на вход локомотионного контура. В нём на основе потребной $\dot{z}_{arc}$ формируется суммарная тяга винтов БЛА U_1 ; на основе потребной $\dot{x}_{arc}$ формируются потребные угол тангажа θ_{ar} БЛА, угловая скорость $\dot{\theta}_{ar}$ его разворота по тангажу и, в конечном итоге, формируемое

тягой винтов потребное значение момента разворота по тангажу U_3 . Аналогичным образом на основе потребной $\dot{\gamma}_{arc}$ формируются потребные угол крена $\dot{\gamma}_{ar}$, угловая скорость разворота по крену $\dot{\gamma}_{ar}$ и момент разворота по крену U_4 . В контуре ориентации на основе заданного угла курса ψ_{ad} БЛА в текущей путевой точке формируются потребные значения угловой скорости азимутального разворота $\dot{\psi}_{ar}$ и момента разворота по курсу U_2 . Далее определяются тяги $T_i, (i=1,2,...,6)$ каждого из винтов в отдельности. Эти величины, в свою очередь, определяют необходимую скорость вращения каждого из винтов $\omega_i, (i=1,2,...,6)$.

3.3.1 Модель движения БЛА в форме Коши

С целью синтеза управления БЛА с использованием его математической модели, представленной в 2.1.2, примем вектор состояния БЛА в виде:

$$\mathbf{X} = [x_a, \dot{x}_a, y_a, \dot{y}_a, z_a, \dot{z}_a, \psi_a, \dot{\psi}_a, \theta_a, \dot{\theta}_a, \gamma_a, \dot{\gamma}_a]^T. \quad (3.10)$$

Вектор управления в соответствии с уравнениями (2.17) таков:

$$\mathbf{U} = \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_1 + T_2 + T_3 + T_4 + T_5 + T_6 \\ k_r (T_1 - T_2 + T_3 - T_4 + T_5 - T_6) \\ \frac{\sqrt{3}}{2} l_{rot} (T_1 - T_3 - T_4 + T_6) \\ \frac{1}{2} l_{rot} (T_6 + T_4 - T_3 - T_1) + l_{rot} (T_5 - T_2) \end{bmatrix}. \quad (3.11)$$

Вектор аэродинамических сил и моментов:

$$\mathbf{A} = [A_1, A_2, A_3, A_4, A_5, A_6]^T, \quad (3.12)$$

где

$$A_1 = -\frac{1}{2} \rho c_x S_x V_a^2 \cos \psi_a \cos \theta_a - \frac{1}{2} \rho c_y S_y V_a^2 (\cos \psi_a \sin \theta_a \sin \gamma_a - \sin \psi_a \cos \gamma_a) - \\ - \frac{1}{2} \rho c_z S_z V_a^2 (\cos \psi_a \sin \theta_a \cos \gamma_a + \sin \psi_a \sin \gamma_a);$$

$$A_2 = -\frac{1}{2}\rho c_x S_x V_a^2 \sin \psi_a \cos \theta_a - \frac{1}{2}\rho c_y S_y V_a^2 (\cos \psi_a \cos \gamma_a + \sin \psi_a \sin \theta_a \sin \gamma_a) - \\ - \frac{1}{2}\rho c_z S_z V_a^2 (\sin \psi_a \sin \theta_a \cos \gamma_a - \cos \psi_a \sin \gamma_a);$$

$$A_3 = +\frac{1}{2}\rho c_x S_x V_a^2 \sin \theta_a - \frac{1}{2}\rho c_y S_y V_a^2 \cos \theta_a \sin \gamma_a - \frac{1}{2}\rho c_z S_z V_a^2 \cos \theta_a \cos \gamma_a;$$

$$A_4 = -\frac{1}{2}\rho m_z S_a l_{rot} V_a^2;$$

$$A_5 = -\frac{\sqrt{3}}{4}\rho m_y S_a l_{rot} V_a^2;$$

$$A_6 = -\frac{1}{2}\rho m_x S_a l_{rot} V_a^2.$$

Тогда математическая модель движения БЛА в форме Коши такова:

$$\begin{aligned} \dot{x}_1 &= x_2; \\ \dot{x}_2 &= -\frac{U_1}{m_a}(\sin x_7 \sin x_{11} + \cos x_7 \sin x_9 \cos x_{11}) + \frac{A_1}{m_a} + \frac{2}{m_a}(x_{10}x_6 - x_4x_8) + \frac{F_{wx}}{m_a}; \\ \dot{x}_3 &= x_4; \\ \dot{x}_4 &= \frac{U_1}{m_a}(\cos x_7 \sin x_{11} - \sin x_7 \sin x_9 \cos x_{11}) + \frac{A_2}{m_a} + \frac{2}{m_a}(x_{12}x_6 - x_2x_8) + \frac{F_{wy}}{m_a}; \\ \dot{x}_5 &= x_6; \\ \dot{x}_6 &= g - \frac{U_1}{m_a}\cos x_9 \cos x_{11} + \frac{A_3}{m_a} + \frac{2}{m_a}(x_{10}x_2 - x_{12}x_4) + \frac{F_{wz}}{m_a}; \\ \dot{x}_7 &= x_8; \\ \dot{x}_8 &= \frac{1}{I_z}U_2 + \frac{A_4}{I_z} + x_{12}x_{10}\left(\frac{I_x - I_y}{I_z}\right); \\ \dot{x}_9 &= x_{10}; \\ \dot{x}_{10} &= \frac{1}{I_y}U_3 + \frac{A_5}{I_y} + x_8x_{12}\left(\frac{I_z - I_x}{I_y}\right) - \frac{I_R}{I_y}x_{12}G_r; \\ \dot{x}_{11} &= x_{12}; \\ \dot{x}_{12} &= \frac{1}{I_x}U_4 + \frac{A_6}{I_x} + x_{10}x_8\left(\frac{I_y - I_z}{I_x}\right) + \frac{I_R}{I_y}x_{10}G_r, \end{aligned} \tag{3.13}$$

где $x_1, x_2, \dots, x_{12}$ – нумерация компонентов вектора состояния в соответствии с их порядковым номером в (3.10).

3.3.1 Траекторный контур управления БЛА

Траекторный контур управления движением БЛА с целью минимизации отклонения БЛА от заданной траектории будем формировать с использованием ПД регуляторов [39]. Обозначим целевые значения координат по трём осям в СК $O_t X_t Y_t Z_t$: $x_{1d} = x_{ad}$; $x_{3d} = y_{ad}$; $x_{5d} = z_{ad}$. Невязки перемещений БЛА вдоль этих осей:

$$\begin{aligned} z_x &= x_{1d} - x_1; \\ z_y &= x_{3d} - x_3; \\ z_z &= x_{5d} - x_5. \end{aligned} \quad (3.14)$$

Потребные значения скоростей $\dot{x}_{ar}, \dot{y}_{ar}, \dot{z}_{ar}$ перемещений БЛА вдоль осей СК $O_t X_t Y_t Z_t$ сформируем как выходы соответствующих ПД регуляторов:

$$\begin{aligned} \dot{x}_{ar} &= k_{px} z_x + k_{dx} \frac{dz_x}{dt}; \\ \dot{y}_{ar} &= k_{py} z_y + k_{dy} \frac{dz_y}{dt}; \\ \dot{z}_{ar} &= k_{pz} z_z + k_{dz} \frac{dz_z}{dt}, \end{aligned} \quad (3.15)$$

где $k_{px}, k_{py}, k_{pz}, k_{dx}, k_{dy}, k_{dz}$ – постоянные коэффициенты.

С целью обеспечения равнозначной динамики БЛА в вертикальном и горизонтальных направлениях на сформированные скорости $\dot{x}_{ar}, \dot{y}_{ar}, \dot{z}_{ar}$ следует наложить дополнительные ограничения, что предопределяет возможность минимизации отклонений БЛА от заданной траектории при существенном различии модулей вертикальной и горизонтальных тяг. Предлагаемый вариант таких ограничений имеет вид:

$$\begin{aligned}\frac{|\dot{x}_{ar}|}{V} &\leq \frac{L_x}{L}; \\ \frac{|\dot{y}_{ar}|}{V} &\leq \frac{L_y}{L}; \\ \frac{|\dot{z}_{ar}|}{V} &\leq \frac{L_z}{L},\end{aligned}\tag{3.16}$$

где V – модуль линейной скорости движения БЛА; L – длина вектора, соединяющего начальную и конечную путевые точки текущего отрезка траектории; L_x, L_y, L_z – проекции вектора L на соответствующие оси СК $O_t X_t Y_t Z_t$.

Соотношения (3.16) ограничивают только верхние пределы проекций скорости, тем самым обеспечивая БЛА возможность замедления скорости его перемещения при приближении к путевой точке что способствует решению задачи синхронизации перемещений носителей КАМ.

После наложения ограничений (3.16) величины скорректированных потребных скоростей $\dot{x}_{arc}, \dot{y}_{arc}, \dot{z}_{arc}$ поступают на вход локомоционного контура.

3.3.2 Локомоционный контур управления БЛА

Синтез алгоритмов локомоционного контура будем осуществлять на основе метода управления Кокотовича П.В. – «управления путём последовательных возвратов» [40]. Суть метода заключается в последовательном формировании потребных значений кинематических параметров движения БЛА как выходных сигналов цепи каскадов, определяемых связями между соответствующими кинематическими параметрами в принятой математической модели БЛА. Метод «управления путём последовательных возвратов» обеспечивает возможность синтеза законов управления для стабилизации БЛА в одном из состояний его равновесия – состояний движения с постоянными линейными скоростями, равными потребным величинам, сформированным траекторным контуром. В рассматриваемом случае будем считать процесс перемещения БЛА по участку заданной траектории как совокупность состояний его равновесия. При этом метод Кокотовича обеспечивает формирование текущих управлений, соответствующих

текущим потребным скоростям. Синтезированные в результате законы управления являются робастными – устойчивыми к внешним возмущениям и обеспечивают перевод системы в потребное состояние равновесия из произвольного начального состояния.

Вертикальные перемещения БЛА реализуются суммарной вертикальной тягой винтов, а его горизонтальные перемещения – дифференцированным изменением тяг для создания углов тангажа и крена, порождающих горизонтальные проекции суммарной тяги винтов.

Согласно структуре, представленной на рисунке 3.10, каналы управления по высоте и углу курса развязаны с каналами управления горизонтальными перемещениями БЛА. Таким образом задействуется весь потенциал мобильности БЛА – для осуществления смены направления движения отсутствует необходимость осуществлять курсовой разворот аппарата.

Процесс синтеза каскадных алгоритмов управления в локомоционном контуре рассмотрим на примере алгоритмов в канале управления линейной скоростью полёта БЛА вдоль оси $O_t X_t$ (рисунок 3.10).

Обозначим заданное значение скорости БЛА, определяющее соответствующее целевое состояние равновесия, как $x_{2d} = \dot{x}_{arc}$. Тогда ошибка управления может быть выражена так:

$$z_2 = x_{2d} - x_2. \quad (3.17)$$

Производная этой ошибки:

$$\dot{z}_2 = \dot{x}_{2d} - \dot{x}_2. \quad (3.18)$$

В рамках каскадного подхода будем формировать управляющий сигнал о потребном угле тангажа x_{9r} как сигнал, обеспечивающий минимизацию z_2 ($\lim_{t \rightarrow \infty} z_2 \rightarrow 0$). Потребное значение ускорения $\dot{x}_{2d}$ в (3.18) будем формировать так:

$$\dot{x}_{2d} = k_2 z_2 - n_2 \dot{x}_2, \quad (3.19)$$

где k_2, n_2 – положительные коэффициенты.

Подставляя соотношение для $\dot{x}_2$ из системы (3.13) и (3.19) в (3.18), а также вводя замену переменной $u_x = \sin x_7 \sin x_{11} + \cos x_7 \sin x_9 \cos x_{11}$, получим:

$$\dot{z}_2 = \frac{U_1}{m_a} u_x - \frac{A_1}{m_a} - \frac{2}{m_a} (x_{10} x_6 - x_4 x_8) - \frac{F_{wx}}{m_a} + k_2 z_2 - n_2 \dot{x}_2. \quad (3.20)$$

Для обеспечения выполнения условия $\lim_{t \rightarrow \infty} z_2 \rightarrow 0$ выберем положительно определённую функцию Ляпунова:

$$V_2 = \frac{1}{2} z_2^2 + 1 > 0. \quad (3.21)$$

Производная этой функции имеет вид:

$$\dot{V}_2 = z_2 \dot{z}_2. \quad (3.22)$$

Подставляя (3.20) в (3.22), имеем:

$$\dot{V}_2 = z_2 \left(\frac{U_1}{m_a} u_x - \frac{A_1}{m_a} - \frac{2}{m_a} (x_{10} x_6 - x_4 x_8) - \frac{F_{wx}}{m_a} + k_2 z_2 - n_2 \dot{x}_2 \right). \quad (3.23)$$

Необходимым и достаточным условием достижения асимптотической устойчивости процесса управления является условие $\dot{V}_2 \leq 0$. Согласно методу «управления путём последовательных возвратов» выберем частный случай $\dot{V}_2 = 0$. Это условие выполняется, если $z_2 = 0$ или второй множитель в (3.23) обращается в нуль. Вариант $z_2 = 0$ следует исключить по причине его тривиальности. Таким образом, в рассматриваемом случае условие устойчивости ($\lim_{t \rightarrow \infty} z_2 \rightarrow 0$) можно записать так:

$$\frac{U_1}{m_a} u_x - \frac{A_1}{m_a} - \frac{2}{m_a} (x_{10} x_6 - x_4 x_8) - \frac{F_{wx}}{m_a} + k_2 z_2 - n_2 \dot{x}_2 = 0. \quad (3.24)$$

Из (3.24) следует:

$$u_x = \frac{m_a}{U_1} \left[\frac{A_1}{m_a} + \frac{2}{m_a} (x_{10} x_6 - x_4 x_8) + \frac{F_{wx}}{m_a} - k_2 z_2 + n_2 \dot{x}_2 \right]. \quad (3.25)$$

Величина u_x , определяемая (3.25), обеспечивает выполнение условия устойчивости движения БЛА. В то же время переменная u_x характеризует ориентацию БЛА и потребный угол тангажа x_{9r} , который определяется так:

$$x_{9r} = \arcsin\left(\frac{u_x - \sin x_7 \sin x_{11}}{\cos x_7 \cos x_{11}}\right). \quad (3.26)$$

Будем использовать величину x_{9r} в качестве входного сигнала в канале управления по углу тангажа. Тогда, ошибка управления по углу тангажа z_9 и её производная имеют вид:

$$\begin{aligned} z_9 &= x_{9r} - x_9; \\ \dot{z}_9 &= \dot{x}_{9r} - \dot{x}_9 = \dot{x}_{9r} - x_{10}, \end{aligned} \quad (3.27)$$

где x_9 – текущий угол тангажа БЛА; x_{10} – текущая угловая скорость разворота по тангажу.

Минимизацию ошибки z_9 ($\lim_{t \rightarrow \infty} z_9 \rightarrow 0$) будем осуществлять на основе обеспечения величины x_{10r} угловой скорости, с которой необходимо в этом случае разворачиваться по тангажу. С этой целью выберем новую функцию Ляпунова и её производную в виде:

$$\begin{aligned} V_9 &= \frac{1}{2} z_9^2 + 1; \\ \dot{V}_9 &= z_9 \dot{z}_9 = z_9 (\dot{x}_{9r} - x_{10}). \end{aligned} \quad (3.28)$$

Величину x_{10r} будем формировать так:

$$x_{10r} = \dot{x}_{9r} + k_9 z_9, \quad (3.29)$$

где k_9 – постоянный положительный коэффициент.

Выражение для ошибки z_{10} (невязки угловой скорости разворота БЛА по тангажу) имеет вид:

$$z_{10} = x_{10r} - x_{10} = \dot{x}_{9r} + k_9 z_9 - x_{10}. \quad (3.30)$$

Отсюда:

$$\dot{x}_{9r} - x_{10} = z_{10} - k_9 z_9. \quad (3.31)$$

С учётом (3.31) производная $\dot{V}_9$ функции Ляпунова такова:

$$\dot{V}_9 = z_9 (z_{10} - k_9 z_9) = z_9 z_{10} - k_9 z_9^2. \quad (3.32)$$

Для обеспечения условия асимптотической устойчивости управления угловой скоростью разворота по тангажу $\lim_{t \rightarrow \infty} z_{10} \rightarrow 0$ выберем ещё одну положительно определённую функцию Ляпунова в виде:

$$V_{10} = V_9 + \frac{1}{2} z_{10}^2 > 0. \quad (3.33)$$

Производная этой функции такова:

$$\dot{V}_{10} = \dot{V}_9 + z_{10} \dot{z}_{10}. \quad (3.34)$$

Компонент $\dot{z}_{10}$ в (3.34) найдём как производную z_{10} в (3.30):

$$\dot{z}_{10} = \ddot{x}_{9r} + k_9 \dot{z}_9 - \frac{1}{I_y} U_3 - \frac{A_5}{I_y} - x_8 x_{12} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{I_R}{I_y} x_{12} G_r. \quad (3.35)$$

Далее, подставляя (3.32) и (3.35) в (3.34), получим:

$$\dot{V}_{10} = -k_9 z_9^2 + z_{10} \left(k_9 \dot{z}_9 + \ddot{x}_{9r} - \frac{1}{I_y} U_3 - \frac{A_5}{I_y} - x_8 x_{12} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{I_R}{I_y} x_{12} G_r \right). \quad (3.36)$$

Необходимым и достаточным условием достижения асимптотической устойчивости процесса управления угловой скоростью разворота по тангажу является условие $\dot{V}_{10} \leq 0$. При этом слагаемое $-k_9 z_9^2$ по определению всегда не положительно. Согласно методу «управления путём последовательных возвратов» и в этом случае (как и в (3.23)) для выполнения $\dot{V}_{10} \leq 0$ будем полагать второе слагаемое в (3.36) равным нулю:

$$k_9 \dot{z}_9 + \ddot{x}_{9r} - \frac{1}{I_y} U_3 - \frac{A_5}{I_y} - x_8 x_{12} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{I_R}{I_y} x_{12} G_r = 0. \quad (3.37)$$

Отсюда определим компонент U_3 вектора управления БЛА (3.11):

$$U_3 = I_y k_9 \dot{z}_9 - A_5 - x_8 x_{12} (I_z - I_x) + I_R x_{12} G_r + I_y \ddot{x}_{9r}. \quad (3.38)$$

Для повышения качества управления добавим в (3.38) демпфирующее звено $k_{10} z_{10}$ (k_{10} – положительный коэффициент). При этом требуемый компонент ускорения $\ddot{x}_{9r}$ можно принять равным нулю, поскольку рассматривается процедура стабилизации полёта БЛА с постоянной скоростью. Тогда:

$$U_3 = I_y k_9 \dot{z}_9 - A_5 - x_8 x_{12} (I_z - I_x) + I_R x_{12} G_r + I_y k_{10} z_{10}. \quad (3.39)$$

Соотношение (3.39) определяет закон формирования компонента U_3 вектора управления (3.11), обеспечивающего движение БЛА с требуемой линейной скоростью x_{2r} , определяемой траекторным контуром. На рисунке 3.12 представлена обобщённая структура формирования компонентов вектора управления БЛА.

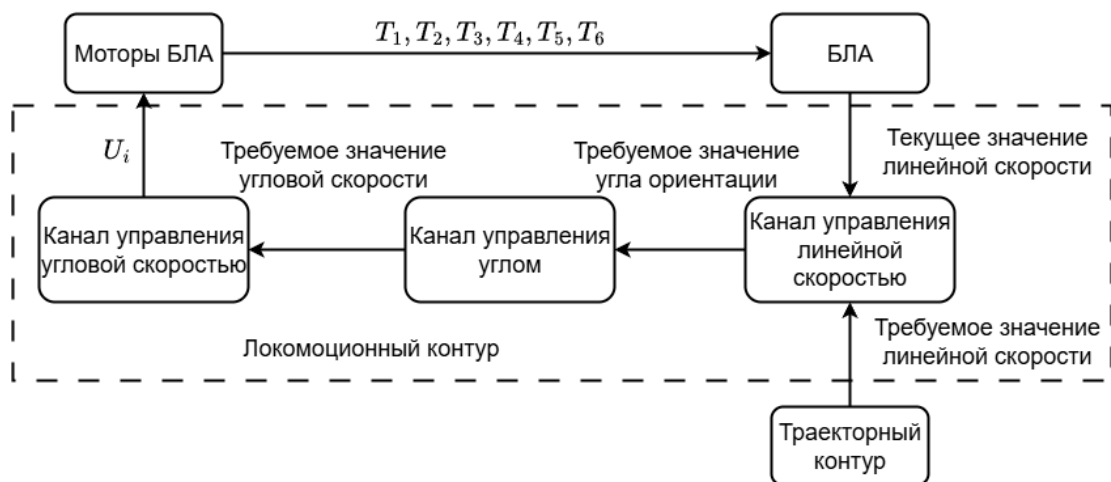


Рисунок 3.12 – Обобщённая структура формирования компонентов вектора управления БЛА

Синтез каналов управления движением БЛА вдоль осей $O_t Y_t$ (U_4) и $O_t Z_t$ (U_1) осуществлён также в соответствии с обобщённой структурой. Компонент U_2 в (3.11) обеспечивает управление азимутальным разворотом БЛА и формируется в контуре ориентации. Соотношение для этого компонента также синтезируется с использованием метода управления Кокотовича аналогично соотношениям (3.27)–(3.39). Полный вывод соотношений для компонентов вектора $\mathbf{U}$ представлен в

приложении В. Приведём здесь только итоговые выражения для всех компонентов [39]:

$$\begin{aligned}
 U_1 &= \frac{m_a}{\cos x_9 \cos x_{11}} \left(-k_6 z_6 + n_6 \dot{x}_6 + g + \frac{A_3}{m_a} + \frac{F_{wz}}{m_a} + \frac{2}{m_a} (x_{10} x_2 - x_{12} x_4) \right) \\
 U_2 &= I_z k_7 \dot{z}_7 - A_4 - x_{12} x_{10} (I_x - I_y) + k_8 z_8; \\
 U_3 &= I_y k_9 \dot{z}_9 - A_5 - x_8 x_{12} (I_z - I_x) + I_R x_{12} G_r + I_y k_{10} z_{10}; \\
 U_4 &= I_x k_{11} \dot{z}_{11} - x_{10} x_8 (I_y - I_z) - A_6 - I_r x_{10} G_r + I_x k_{12} z_{12}.
 \end{aligned} \tag{3.40}$$

При формировании вектора управления в виде (3.40) обеспечивается стабилизация полёта БЛА с текущими потребными линейными скоростями и углами курса, величины которых формируются траекторным контуром.

На основе (3.40) с учётом (3.11) определим теперь непосредственно тяги винтов БЛА:

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ k_r & -k_r & k_r & -k_r & k_r & -k_r \\ \frac{\sqrt{3}}{2} l_{rot} & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2} l_{rot} & -\frac{\sqrt{3}}{2} l_{rot} & 0 & \frac{\sqrt{3}}{2} l_{rot} \\ -\frac{1}{2} l_{rot} & -l_{rot} & -\frac{1}{2} l_{rot} & \frac{1}{2} l_{rot} & l_{rot} & \frac{1}{2} l_{rot} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \\ T_5 \\ T_6 \end{bmatrix}. \tag{3.41}$$

Линейная алгебраическая система (3.41) содержит 4 уравнения и 6 неизвестных ($T_1 \dots T_6$); она имеет бесконечное количество частных решений. Для получения конкретного решения систему необходимо дополнить до 6 уравнений. Такими уравнениями являются, в частности, уравнения, соответствующие комбинациям величин тяг конкретных винтов БЛА, обеспечивающих автономность каналов управления движением по углам курса и крена. Схема расположения винтов БЛА представлена на рисунке 3.13.

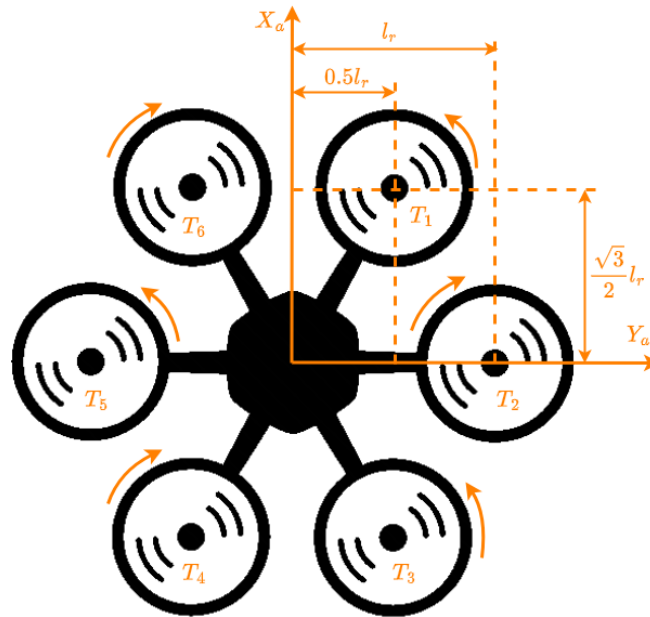


Рисунок 3.13 – Расположение винтов БЛА и направления их вращения

Для осуществления разворота по курсу требуется увеличивать тягу винтов, вращающихся в направлении, противоположном направлению курсового разворота. Тогда реактивный момент от соответствующих двигателей порождает потребный разворот БЛА по углу курса. Сформируем ограничения на тяги винтов, задействованных в управлении курсовым движением БЛА, следующим образом:

$$\begin{aligned} (T_1 + T_3) \frac{1}{2} l_{rot} &= T_5 l_{rot}; \\ (T_4 + T_6) \frac{1}{2} l_{rot} &= T_2 l_{rot}. \end{aligned} \quad (3.42)$$

Очевидно, при выполнении (3.42) в процессе управления курсовым разворотом БЛА не возникают паразитные моменты вокруг оси $O_a X_a$ (ось вращения по углу крена). Для исключения паразитного момента вокруг оси $O_a Y_a$ (ось вращения по углу тангажа) необходимо обеспечивать идентичность суммарных тяг: $T_1 + T_4 = T_3 + T_6$ (рисунок 3.14).

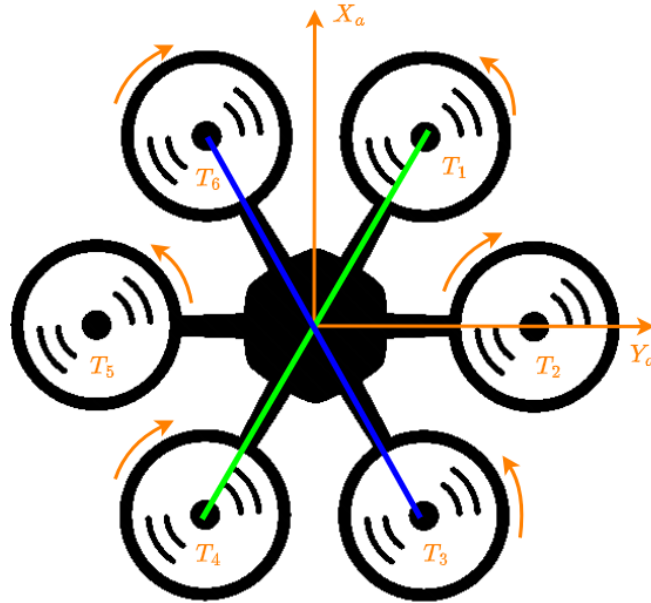


Рисунок 3.14 – «Симметричное» управление тягами винтов БЛА при развороте по углам крена и тангажа (суммарные тяги винтов, соединённых синей и зелёной линиями, идентичны)

С учётом представленных ограничений система (3.41) имеет вид:

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ k_r & -k_r & k_r & -k_r & k_r & -k_r \\ \frac{\sqrt{3}}{2}l_{rot} & 0 & -\frac{\sqrt{3}}{2}l_{rot} & -\frac{\sqrt{3}}{2}l_{rot} & 0 & \frac{\sqrt{3}}{2}l_{rot} \\ -\frac{1}{2}l_{rot} & l_{rot} & -\frac{1}{2}l_{rot} & \frac{1}{2}l_{rot} & l_{rot} & \frac{1}{2}l_{rot} \\ \frac{1}{2}l_{rot} & -l_{rot} & \frac{1}{2}l_{rot} & \frac{1}{2}l_{rot} & -l_{rot} & \frac{1}{2}l_{rot} \\ 1 & 0 & -1 & 1 & 0 & -1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} T_1 \\ T_2 \\ T_3 \\ T_4 \\ T_5 \\ T_6 \end{bmatrix}. \quad (3.43)$$

Система (3.43) содержит 6 уравнений и 6 неизвестных. Решение этой системы таково:

$$\begin{aligned}
 T_1 &= \frac{l_{rot}U_2 + k_r l_{rot}U_1 + \sqrt{3}k_r U_3 - k_r U_4}{6k_r l_{rot}}; \\
 T_2 &= \frac{k_r l_{rot}U_1 - l_{rot}U_2 - 2k_r U_4}{6k_r l_{rot}}; \\
 T_3 &= \frac{k_r l_{rot}U_1 + l_{rot}U_2 - \sqrt{3}k_r U_3 - k_r U_4}{6k_r l_{rot}}; \\
 T_4 &= \frac{k_r l_{rot}U_1 - l_{rot}U_2 - \sqrt{3}k_r U_3 + k_r U_4}{6k_r l_{rot}}; \\
 T_5 &= \frac{k_r l_{rot}U_1 + l_{rot}U_2 + 2k_r U_4}{6k_r l_{rot}}; \\
 T_6 &= \frac{k_r l_{rot}U_1 - l_{rot}U_2 + \sqrt{3}k_r U_3 + k_r U_4}{6k_r l_{rot}}.
 \end{aligned} \tag{3.44}$$

При выполнении соотношений (3.44) обеспечивается формирование требуемых тяг каждого из винтов БЛА для реализации его полёта вдоль заданной траектории.

Алгоритм формирования требуемых скоростей вращения и тяг каждого из винтов БЛА представлен на рисунке 3.15.

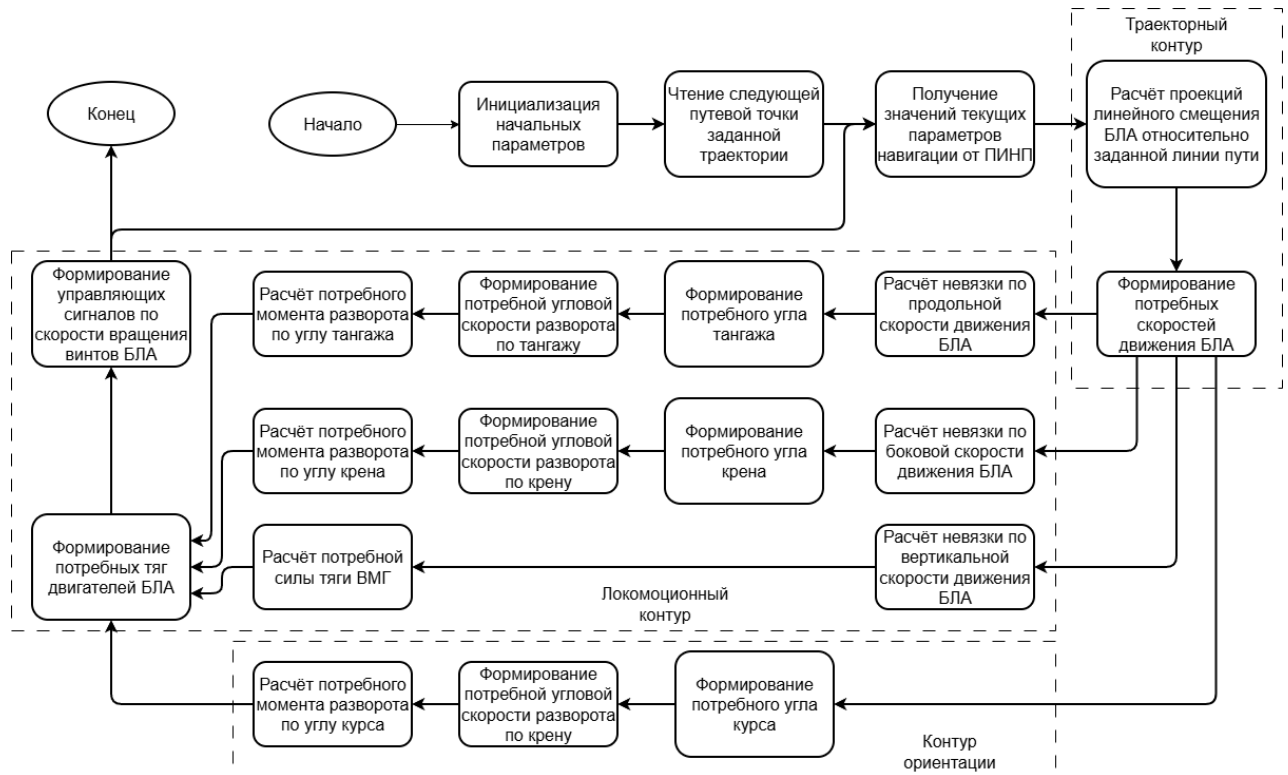


Рисунок 3.15 – Алгоритм ПТУ БЛА

3.2.3 Моделирование движения БЛА по заданной траектории

Целью моделирования явились выбор значений коэффициентов в алгоритмах ПТУ БНКА и апробация алгоритмов синтезированной ПТУ движением БЛА. В моделируемом сценарии заданная траектория полёта БЛА включала 4 путевых точки: $(0, 0, 0, 0)$, $(0, 0, 30, 0)$, $(100, 0, 30, 0)$, $(120, 0, 0, 0)$. Начальные значения навигационных параметров БЛА заданы нулевыми. Конкретные значения всех параметров БЛА, принятых при моделировании, а также полученные в процессе моделирования значения коэффициентов в алгоритмах ПТУ, приведены в разделе 4.4. Результаты моделирования управляемого движения БЛА с синтезированной ПТУ представлены на рисунках 3.16-3.17.

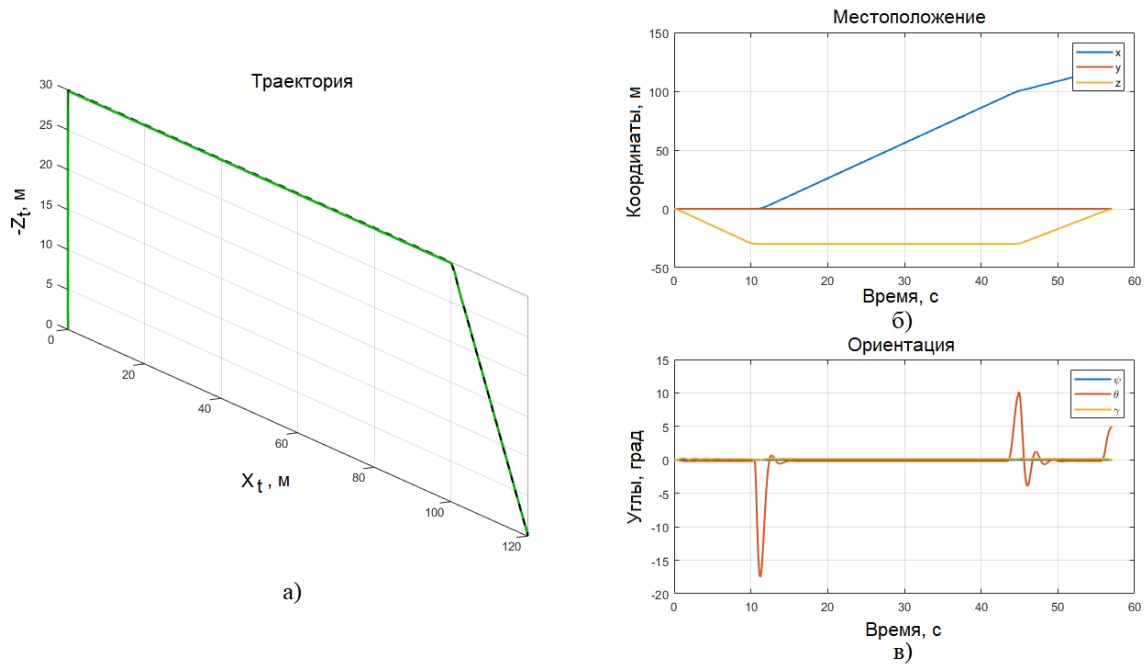


Рисунок 3.16 – Траектория перемещения БЛА в автономном режиме (а), его координаты (б) и углы ориентации (в)

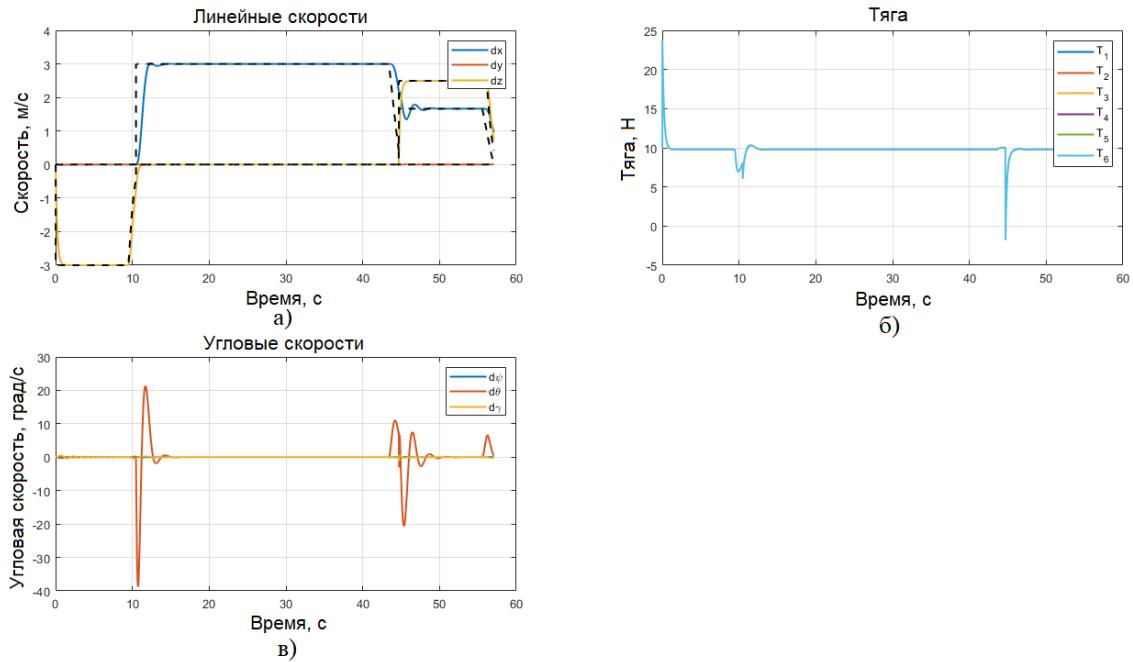


Рисунок 3.17 – Линейные (а) и угловые скорости (в) движения БЛА в автономном движении, а также тяги его винтов (б)

Анализ результатов, представленных на рисунках 3.16-3.17, показывает, что разработанная ПТУ движением БЛА обеспечивает требуемый уровень точности выдерживания заданной траектории при его перемещениях в автономном режиме. Максимальное отклонение БЛА от заданной траектории составляет 0,22 м; МО отклонения – 0,09 м; СКО – 0,04 м. МО ошибки выдерживания потребных значений линейных скоростей, сформированных траекторным контуром, не превышают 0,02 м/с, а МО ошибки выдерживания угловой скорости – 0,012 рад/с. При этом, МО ошибки выдерживания заданного угла курса БЛА составляет 0,2 градуса.

Выводы по третьей главе

1. Конкретизирована задача синтеза алгоритмов подсистем траекторного управления беспилотными наземным колёсным и летательным аппаратами в едином информационном пространстве – системе координат мониторинга. Эти подсистемы являются основой для реализации скоординированных процессов управления в измерительно-управляющей системе комплекса автоматизированного мониторинга.

2. Предложена обобщённая структура подсистем траекторного управления для компонентов комплекса автоматизированного мониторинга, состоящая из траекторного и локомоционного контуров. Соответствующее контурам разделение алгоритмов управления предопределяет возможность не только точного позиционирования носителей аппаратуры мониторинга на заданных траекториях, но и одновременное управление скоростями их перемещений с целью обеспечения синхронизации подсистем траекторного управления носителей комплекса автоматизированного мониторинга.
3. Разработаны алгоритмы подсистем траекторного управления для траекторного и локомоционного контуров каждого из беспилотных наземного колёсного и летательного аппаратов. Результаты моделирования работы алгоритмов подтвердили их эффективность применительно к управлению автономными перемещениями носителей аппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга в части обеспечения точности следования по заданным траекториям.

Глава 4. Программно-алгоритмическое обеспечение измерительно-управляющей системы носителей комплекса автоматизированного мониторинга

В настоящей главе изложены результаты разработки программно-алгоритмического обеспечения ИУС в целом применительно к реализации скоординированных процессов определения навигационных параметров и траекторного управления перемещениями компонентов КАМ. Изложены также результаты моделирования этих процессов при реализации автоматизированного мониторинга поверхностей ОМ – дефектов наружной поверхности ВС на его аэродромной стоянке. При оценке результатов моделирования использованы принятые в главе 1 требования к скоординированным процессам – степень синхронизации времён достижения БЛА и БНКА путевых точек траекторий совместного мониторинга (расхождение не более 3 с); обеспечение верхней границы длины размотанной части троса величиной не более 12 м; максимальное отклонение БЛА и БНКА от заданных траекторий не более 0,45 м; МО ошибки определения координат местоположения БНКА и БЛА – не более 0,15 м, а СКО этой ошибки – не более 0,05 м; МО ошибки определения линейных скоростей перемещений БНКА и БЛА – не более 0,02 м/с при СКО – не более 0,02 м/с.

4.1 Математическая модель динамики КАМ, включающего БНКА и БЛА, объединённых тросовым механизмом

Модель динамики КАМ в целом представляет собой совокупность математических моделей динамики БНКА (2.2), БЛА (3.13) и ТМ. Первоначально рассмотрим модель динамики ТМ. Как показали результаты экспериментальных исследований, динамические запаздывания в двигателе постоянного тока лебёдки ТМ при низких (менее 0,5 м/с) скоростях перемещений БНКА и БЛА несущественно влияют на динамику разматывания и сматывания троса. В этой связи в модели ТМ будем пренебрегать постоянной времени и противоЭДС двигателя и примем уравнения движения электрической лебёдки ТМ в следующем виде [41]:

$$\begin{aligned}
I_{tm}\ddot{\alpha} &= M_{tm} - \varepsilon_{tm}\dot{\alpha} + r_{tm}F_t; \\
M_{tm} &= k_{ptm} \cdot (l_{td} - l_t) - k_{dtm} \cdot \dot{l}_t + k_{itm} \int l_t dt + k_{ftm} \cdot (F_{t0} - F_t(l_t)); \\
l_t &= \int_{t_0}^t r_{tm} \dot{\alpha} dt \pm \frac{F_t l_t}{e_t S_t},
\end{aligned} \tag{4.1}$$

где α – угол поворота барабана ТМ; I_{tm}, r_{tm} – соответственно момент инерции и радиус барабана с намотанной на него частью троса (изменяются в процессе работы ТМ); M_{tm} – момент, развиваемый двигателем ТМ; F_t – сила натяжения троса; ε_{tm} – коэффициент демпфирования; $k_{ptm}, k_{dtm}, k_{itm}, k_{ftm}$ – постоянные коэффициенты; l_t – длина размотанной части троса; l_{td} – требуемое значение l_t ; F_{t0} – требуемая величина силы натяжения троса; e_t – модуль упругости троса; S_t – площадь поперечного сечения троса.

Задача управления ТМ сводится к поддержанию троса в слабо натянутом состоянии с выдерживанием длины троса, с одной стороны равной расстоянию между БЛА и БНКА (для исключения провисания троса), с другой стороны – не превышающей максимально допустимой величины (исключающей столкновения БЛА с поверхностью ВС в процессе движения БЛА по заданной траектории). Будем полагать при этом, что требуемая сила натяжения троса F_{t0} не должна превышать 1 Н, что на два порядка меньше сил, развиваемых ВМГ БЛА (максимальная тяга – 73,5 Н). При таком значении силы натяжения трос не оказывает значимого влияния на динамику БЛА в штатном режиме работы.

Момент M_{tm} будем формировать как выход нелинейного регулятора (4.1), аппаратно формируемого вычислителем ТМ и двигателем его лебедки. На входе нелинейного регулятора – текущая длина троса l_t , поступающая от соответствующего датчика, и её требуемое значение l_{td} , поступающее от блока координации процессов в ИУС (рисунок 1.7), а также сила натяжения троса F_t , измеряемая тензометрами в составе ТМ.

Взаимное расположение троса ТМ, БЛА и БНКА в предположении, что трос находится в натянутом (рабочем) состоянии, представлено на рисунке 4.1.

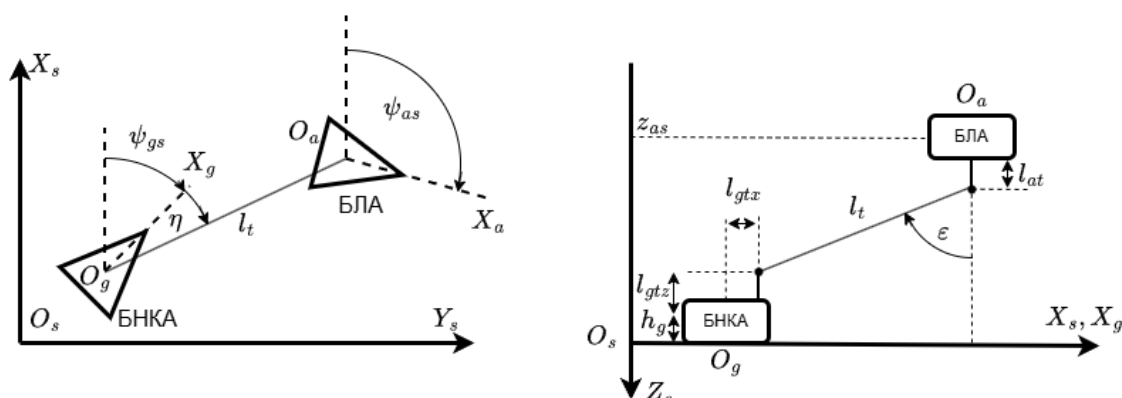


Рисунок 4.1 – Расположение троса ТМ между БЛА и БНКА (η – азимутальный угол ТМ (угол между продольной осью $O_g X_g$ БНКА и проекцией троса на горизонтальную плоскость); l_{gtz}, l_{gtx} – смещения точки крепления троса от центра масс БНКА соответственно вдоль осей $O_g Z_g$ и $O_g X_g$; l_{at} – смещение точки крепления троса от центра масс БЛА вдоль оси $O_a Z_a$; ϵ – угол отклонения троса от вертикали)

Углы ориентации троса η, ϵ измеряются соответственно относительным энкодером и оптическим датчиком наклона троса в составе ТМ, установленным на платформе БНКА, перемещающегося по горизонтальной подстилающей поверхности аэродромной стоянки.

Модифицированная модель (3.13) движения БЛА с учётом силы натяжения троса F_t имеет вид:

$$\begin{aligned}
\ddot{x}_{as} &= -\frac{U_1}{m_a}(\sin \psi_{as} \sin \gamma_{as} + \cos \psi_{as} \sin \theta_{as} \cos \gamma_{as}) + \frac{A_1}{m_a} + \\
&+ \frac{2}{m_a}(\dot{\theta}_{as} \dot{z}_{as} - \dot{y}_{as} \dot{\psi}_{as}) + \frac{F_{wx}}{m_a} + \frac{F_t}{m_a} \sin \varepsilon \cos(\psi_{gs} + \eta); \\
\ddot{y}_{as} &= \frac{U_1}{m_a}(\cos \psi_{as} \sin \gamma_{as} - \sin \psi_{as} \sin \theta_{as} \cos \gamma_{as}) + \frac{A_2}{m_a} + \\
&+ \frac{2}{m_a}(\dot{y}_{as} \dot{z}_{as} - \dot{x}_{as} \dot{\psi}_{as}) + \frac{F_{wy}}{m_a} + \frac{F_t}{m_a} \sin \varepsilon \sin(\psi_{gs} + \eta); \\
\ddot{z}_{as} &= g - \frac{U_1}{m_a} \cos \theta_{as} \cos \gamma_{as} + \frac{A_3}{m_a} + \frac{2}{m_a}(\dot{\theta}_{as} \dot{x}_{as} - \dot{y}_{as} \dot{y}_{as}) + \frac{F_{wz}}{m_a} + \frac{F_t}{m_a} \cos \varepsilon; \\
\ddot{\psi}_{as} &= \frac{1}{I_z} U_2 + \frac{A_4}{I_z} + \dot{\gamma}_{as} \dot{\theta}_{as} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{F_t l_{at}}{I_x} \sin \theta_{as} \sin \gamma_{as} \sin \varepsilon; \\
\ddot{\theta}_{as} &= \frac{1}{I_y} U_3 + \frac{A_5}{I_y} + \dot{\psi}_{as} \dot{\gamma}_{as} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) - \frac{I_R}{I_y} \dot{\gamma}_{as} G_r - \frac{F_t l_{at}}{I_x} \cos(\psi_{as} - \psi_{gs} - \eta) \sin \varepsilon; \\
\ddot{\gamma}_{as} &= \frac{1}{I_x} U_4 + \frac{A_6}{I_x} + \dot{\theta}_{as} \dot{\psi}_{as} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) + \frac{I_R}{I_y} \dot{\theta}_{as} G_r + \frac{F_t l_{at}}{I_x} \sin(\psi_{as} - \psi_{gs} - \eta) \sin \varepsilon.
\end{aligned} \tag{4.2}$$

Модифицированная модель (2.2) движения БНКА также с учётом силы натяжения троса F_t такова:

$$\begin{aligned}
m_g \ddot{x}_g &= m_g \dot{\psi}_g \dot{y}_g + F_{x1} + F_{x2} + F_{x3} + F_{x4} - \frac{1}{2} \rho C_d A_f (\dot{x}_g + V_{xw})^2 + F_t \cos \eta \sin \varepsilon; \\
m_g \ddot{y}_g &= -m_g \dot{\psi}_g \dot{x}_g + F_{y1} + F_{y2} + F_{y3} + F_{y4} - \frac{1}{2} \rho C_d A_s (\dot{y}_g + V_{yw})^2 + F_t \sin \eta \sin \varepsilon; \\
\ddot{x}_{gs} &= \ddot{x}_g \cos(\psi_g) + \ddot{y}_g \sin(\psi_g); \\
\ddot{y}_{gs} &= -\ddot{x}_g \sin(\psi_g) + \ddot{y}_g \cos(\psi_g); \\
I_{gz} \ddot{\psi}_g &= \frac{l_w}{2} (F_{x1} + F_{x3}) - \frac{l_w}{2} (F_{x2} + F_{x4}) + l_f (F_{y1} + F_{y2}) - l_r (F_{y3} + F_{y4}) + F_t l_{gtx} \cos \eta \sin \varepsilon; \\
I_\gamma \ddot{\gamma}_g &= M_\gamma - \varepsilon_\gamma \dot{\gamma}_g.
\end{aligned} \tag{4.3}$$

Соотношения (4.1)-(4.3) представляют собой динамическую модель движения КАМ с учётом взаимного силового воздействия её компонентов через трос.

4.2 Алгоритмы взаимной коррекции подсистем измерения навигационных параметров БНКА и БЛА

Взаимную коррекцию подсистем измерения навигационных параметров БНКА и БЛА будем осуществлять на основе информации об их относительном

расположении [42]. Основным источником этой информации являются датчики ТМ которые обеспечивают измерения длины размотанной части троса, находящегося в натянутом состоянии, и угла η (рисунок 4.1), фактически являющегося углом пеленга БНКА по направлению на БЛА в горизонтальной плоскости. Кроме того, БЛА оснащён оптической камерой, направленной «вниз». На основе информации от этой камеры с использованием алгоритмов подсистемы технического зрения, изложенных в [43, 44], определяется пространственное (трёхмерное) смещение БЛА относительно БНКА. При этом возможность измерения относительной высоты полёта БЛА над посадочной площадкой БНКА обеспечивается за счёт использования специальной разметки – ARUCO-меток на посадочной площадке [45].

Рассмотрим сначала возможность коррекции навигационного решения БНКА. Координаты центра масс БНКА и его угол курса будем дополнительно рассчитывать по измерениям датчиков ТМ и по информации о текущем местоположении БЛА:

$$\begin{aligned} x_{gt}^{tether} &= x_{at} - l_t \sin \varepsilon \cos(\psi_{gt} + \eta) - l_{gtx} \cos(\psi_{gt}); \\ y_{gt}^{tether} &= y_{at} - l_t \sin \varepsilon \sin(\psi_{gt} + \eta) - l_{gtx} \sin(\psi_{gt}), \end{aligned} \quad (4.4)$$

где x_{at}, y_{at} – координаты местоположения БЛА, формируемые его подсистемой измерения навигационных параметров; η, ε – углы ориентации троса ТМ; l_t – длина троса ТМ; $x_{gt}^{tether}, y_{gt}^{tether}$ – координаты местоположения БНКА, рассчитываемые с использованием измерений датчиков ТМ.

Теперь, вектор измерений (2.27) в модели измерений бортовой подсистемы измерений навигационных параметров БНКА модифицируем (расширим) с учётом дополнительных относительных измерений так:

$$\mathbf{Z}_g = \left[x_{gt}^{lidar}, y_{gt}^{lidar}, \psi_{gt}^{lidar}, \dot{\psi}_{gt}^{imu}, \dot{\psi}_{gt}^{imu} - \dot{\psi}_{gt}^{odo}, x_{gt}^{tether}, y_{gt}^{tether} \right]^T. \quad (4.5)$$

Соответствующая этому вектору модифицированная матрица измерений (2.28) с учётом соотношений (4.4) принимает вид:

$$\mathbf{H}_g = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{2 \times 2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \mathbf{I}_{2 \times 2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ \mathbf{I}_{2 \times 2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (4.6)$$

Модифицированный вектор шумов (2.29) за счёт шумов дополнительных измерений таков:

$$\mathbf{v} = [\delta v_l, \delta v_l, \delta v_{\psi_l}, \delta v_{gyr}, \delta v_{gyr} - \delta v_{odo}, \delta v_t + \delta v_{sa} dt, \delta v_t + \delta v_{sa} dt]^T, \quad (4.7)$$

где δv_t – интенсивность шумов измерений датчиков ТМ; δv_{sa} – ковариация измерений координат местоположения БЛА его подсистемой измерения навигационных параметров.

С использованием (4.5)-(4.7) при наличии беспроводной передачи с борта БЛА на борт БНКА информации о навигационном решении БЛА (включая полученные ковариации его навигационных параметров) осуществляется коррекция ПИНП БНКА в рамках использования сигма-поинт фильтра (результаты его синтеза изложены в главе 2). При этом соотношения (2.30) для определения оценок элементов вектора состояния БНКА (2.23) остаются без изменений.

В свою очередь, ПИНП БЛА скорректируем аналогичным образом с использованием дополнительного определения координат местоположения БЛА и его угла курса также на основе измерений относительного расположения БЛА и БНКА датчиками ТМ и подсистемой технического зрения на борту БЛА:

$$\begin{aligned} x_{at}^{tether} &= x_{gt} + l_t \sin \varepsilon \cos(\psi_{gt} + \eta) + l_{gtx} \cos(\psi_{gt}); \\ y_{at}^{tether} &= y_{gt} + l_t \sin \varepsilon \sin(\psi_{gt} + \eta) + l_{gtx} \sin(\psi_{gt}); \\ z_{at}^{tether} &= l_{gtz} + h + l_{at} + l_t \cos \varepsilon; \\ x_{at}^{cam} &= x_{gt} - \Delta x_a^{cam} \cos \psi_{at}; \\ y_{at}^{cam} &= y_{gt} - \Delta y_a^{cam} \sin \psi_{at}; \\ z_{at}^{cam} &= h_{lz} + \Delta z_a^{cam}; \\ \psi_{at}^{cam} &= \psi_{gt} + \Delta \psi_a^{cam}, \end{aligned} \quad (4.8)$$

где x_{gt}, y_{gt} – координаты местоположения БНКА, формируемые его бортовой ПИНП; $x_{at}^{tether}, y_{at}^{tether}, z_{at}^{tether}$ – координаты местоположения БЛА, рассчитываемые с использованием измерений датчиков ТМ; $l_{gtz} + h$ – высота точки крепления троса ТМ на борту БНКА (относительно подстилающей поверхности); $\Delta x_a^{cam}, \Delta y_a^{cam}, \Delta z_a^{cam}$ и $\Delta \psi_a^{cam}$ – приращения координат центра масс БНКА и его угла курса соответственно относительно координат и угла курса БЛА, определяемые подсистемой технического зрения на борту БЛА; h_{lz} – высота посадочной площадки БНКА (относительно подстилающей поверхности); $x_{at}^{cam}, y_{at}^{cam}, z_{at}^{cam}, \psi_{at}^{cam}$ – координаты местоположения и угол курса БЛА, рассчитываемые на основе измерений подсистемы технического зрения на его борту.

Теперь, вектор измерений (2.41) в модели измерений бортовой ПИНП БЛА модифицируем (расширим) следующим образом:

$$\mathbf{Z}_a = \begin{bmatrix} cx_{at}^{gnss}, cy_{at}^{gnss}, cz_{at}^{gnss}, cx_{at}^{gnss}, cy_{at}^{gnss}, cz_{at}^{gnss}, cz_{at}^{laser}, \\ cx_{at}^{tether}, cy_{at}^{tether}, cz_{at}^{tether}, cx_{at}^{cam}, cy_{at}^{cam}, cz_{at}^{cam}, c\psi_{at}^{cam} \end{bmatrix}^T, \quad (4.9)$$

$cx_{at}^{tether}, cy_{at}^{tether}, cz_{at}^{tether}$ – расчётные значения ошибок определения координат местоположения БЛА, определяемые на основе измерений датчиков ТМ; $cx_{at}^{cam}, cy_{at}^{cam}, cz_{at}^{cam}, c\psi_{at}^{cam}$ – расчётные значения ошибок определения координат местоположения и угла курса БЛА, определяемые на основе измерений подсистемы технического зрения на его борту.

Соответствующая этому вектору матрица измерений, получаемая на основе (2.42), имеет вид:

$$\mathbf{H}_a = \begin{bmatrix} \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0 & -\hat{\mathbf{R}}_a^t [\mathbf{I}_{sz} \times] & 0 & 0 \\ 0 & \mathbf{I}_{3 \times 3} & -\hat{\mathbf{R}}_a^t (\hat{\boldsymbol{\omega}} \times \mathbf{I}_{sz}) & 0 & 0 \\ [0 & 0 & 1] & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \mathbf{I}_{3 \times 3} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & [1 & 0 & 0] & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (4.10)$$

Вектор шумов измерений в этом случае расширяется аналогично (4.7) за счёт шумов датчиков ТМ и подсистемы технического зрения на борту БЛА:

$$\mathbf{v} = \begin{bmatrix} \delta v_s, \delta v_s, \delta v_s, \delta v_{sv}, \delta v_{sv}, \delta v_{sv}, \delta v_z, \delta v_t + \delta v_{sg} dt, \delta v_t + \delta v_{sg} dt, \\ \delta v_t + \delta v_{sg} dt, \delta v_{sc} + \delta v_{sg} dt, \delta v_{sc} + \delta v_{sg} dt, \delta v_{sc}, \delta v_{\psi c} + \delta v_{\psi g} dt \end{bmatrix}^T, \quad (4.11)$$

где δv_{sg} и $\delta v_{\psi g}$ – ковариации ошибок определения координат и угла курса ПИНП БНКА; δv_{sc} – интенсивность шумов определения координат местоположения камерой БЛА; $\delta v_{\psi c}$ – интенсивность шумов определения угла пеленга БЛА по направлению на БНКА подсистемой технического зрения БЛА.

С использованием (4.9)-(4.11) при наличии беспроводной передачи с борта БНКА на борт БЛА информации о навигационном решении БНКА (включая полученные ковариации его навигационных параметров) осуществляется коррекция ПИНП БЛА в рамках использования расширенного фильтра Калмана (результаты его синтеза изложены в главе 2). При этом в процессе коррекции соотношения (2.44) для определения оценок элементов вектора состояния (2.32) остаются без изменений.

Алгоритмы взаимокорректируемых ПИНП БНКА и БЛА представлены на рисунках 4.2, 4.3.

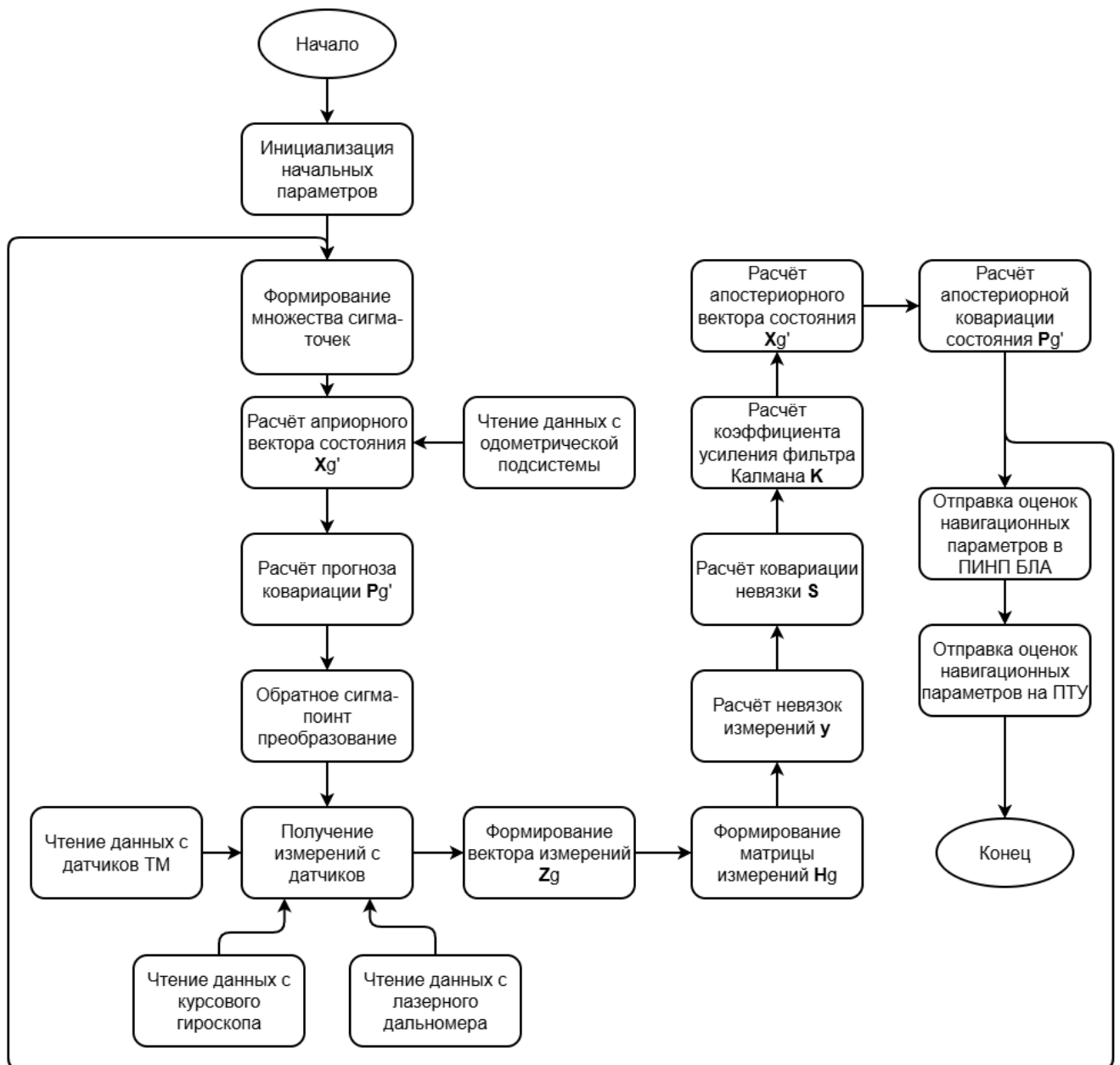


Рисунок 4.2 – Алгоритм ПИНП БНКА с добавлением каналов взаимной коррекции

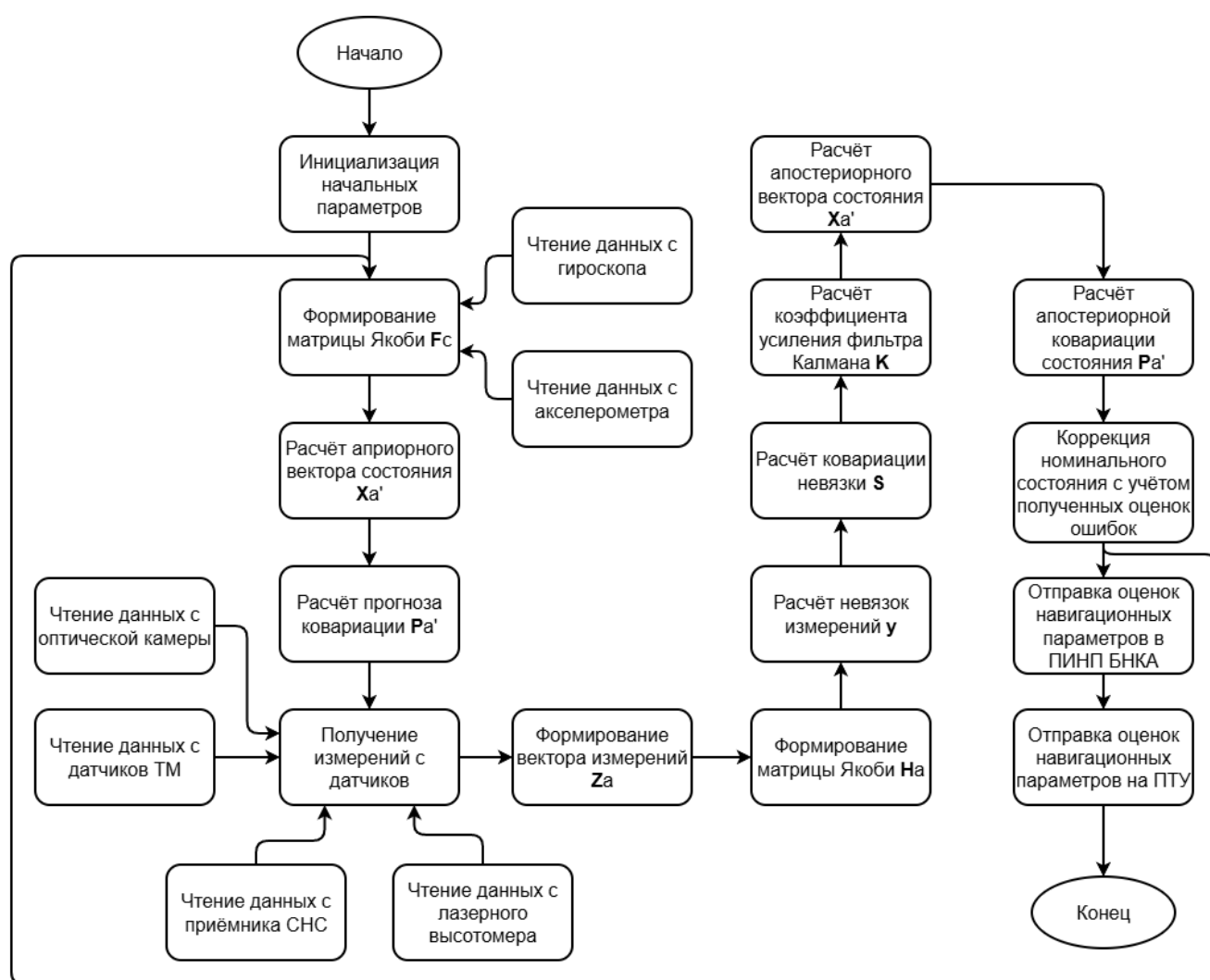


Рисунок 4.3 – Алгоритм ПИНП БЛА с добавлением каналов взаимной коррекции

Результаты имитационного моделирования работы подсистем измерения навигационных параметров БНКА и БЛА с каналами взаимной коррекции представлены в разделе 4.5.

4.3 Алгоритмы синхронизации подсистем траекторного управления движением БЛА и БНКА по заданным траекториям

Синхронизация ПТУ обеспечивает синхронность перемещений БЛА и БНКА по заданным траекториям, то есть единовременность прохождения носителями КАМ взаимосвязанных путевых точек, принадлежащих в каждой паре соответствующим заданным траекториям перемещений компонентов. Синхронизацию будем осуществлять путём коррекции потребных величин

линейных скоростей, вырабатываемых соответствующими траекторными контурами ПТУ носителей КАМ, на основе информации, поступающей от блока координации процессов в ИУС. Структура ПТУ КАМ представлена на рисунке 4.4.

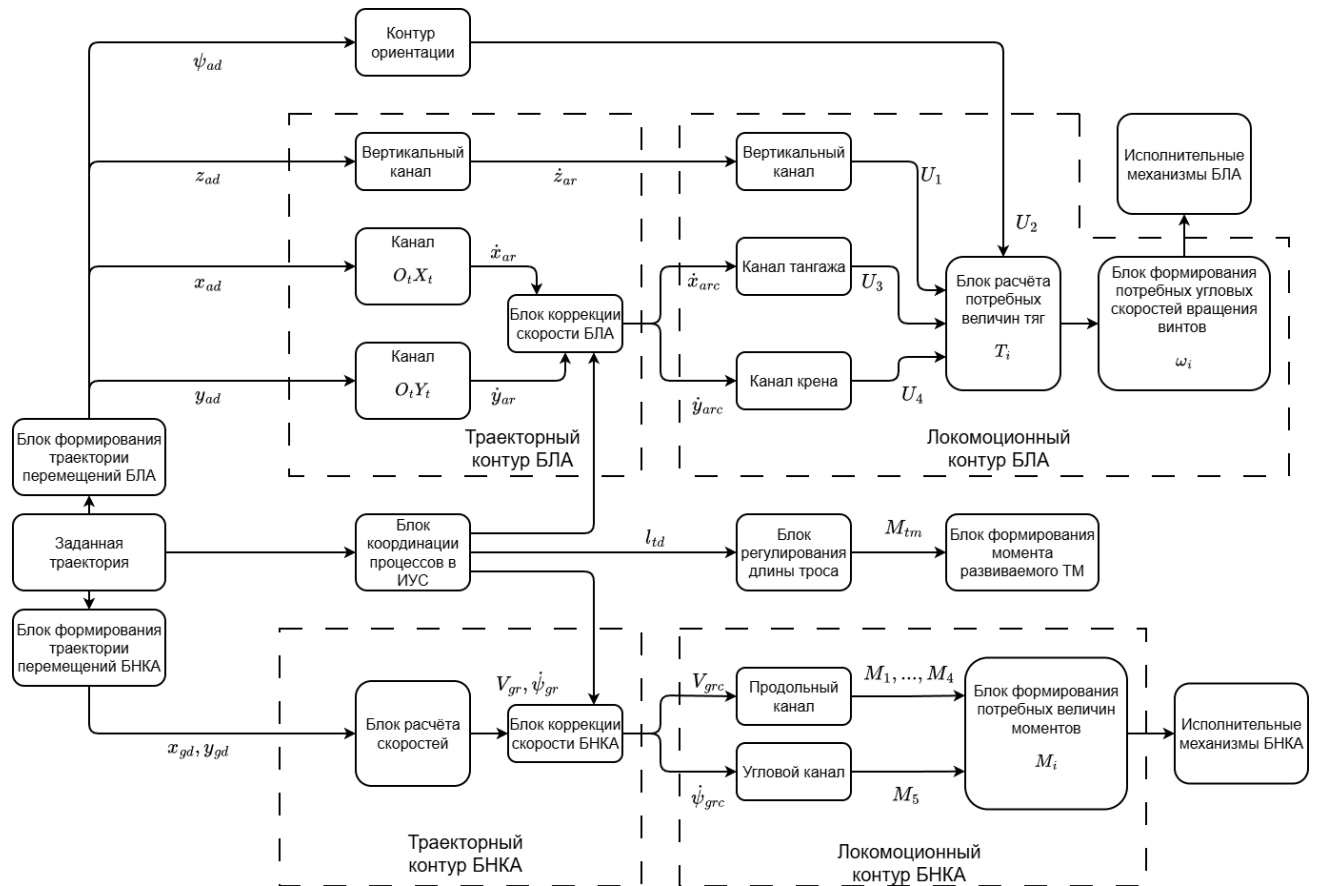


Рисунок 4.4 – Структура подсистемы траекторного управления КАМ

На вход блока координации процессов в ИУС поступает информация о заданной траектории на участке мониторинга БЛА и информация от ПИНП БНКА и БЛА. На основе этой информации в блоке формируются: требуемое значение длины троса ТМ l_{td} ; корректирующие поправки к потребным величинам линейных скоростей БЛА V_{arc} и БНКА V_{grc} для обеспечения одновременности достижения ими взаимосвязанных путевых точек пар на траекториях. Соотношения для величин, формируемых в блоке координации процессов в ИУС, примем в виде:

$$\begin{aligned}
l_{td} &= \min(l_{t\max}, l_{a-g} + \Delta_t); \\
l_{a-g} &= \sqrt{(x_{at} - x_{gt})^2 + (y_{at} - y_{gt})^2 + ((z_{at} - l_{at}) - (h + l_{gtz}))^2}; \\
\Delta_t &= (V_a - V_g) t_{pred}; \\
V_{arc} &= \min(V_{ar} - V_{ac}, V_{a\max}); \\
V_{grc} &= \min(V_{gr} + V_{gc}, V_{g\max}); \\
V_{ac} &= \frac{1}{2} \cdot \frac{r_{at}}{\Delta t_{g-a}}; \\
V_{gc} &= \frac{1}{2} \cdot \frac{r_{gt}}{\Delta t_{g-a}}; \\
\Delta t_{g-a} &= \frac{r_{gt}}{V_g} - \frac{r_{at}}{V_a},
\end{aligned} \tag{4.12}$$

где l_{a-g} – текущее расстояние между БНКА и БЛА (между точками крепления троса); Δ_t – прогнозируемое изменение расстояния l_{a-g} за малое время t_{pred} (экспериментально определённое в работе с учётом динамики двигателя ТМ как величина порядка 1 с); V_{arc}, V_{grc} – скорректированные значения потребных скоростей движения БЛА и БНКА; V_{ar}, V_{gr} – потребные значения скоростей, сформированные траекторными контурами БЛА и БНКА соответственно; $V_{a\max}, V_{g\max}$ – максимально допустимые скорости перемещений БЛА и БНКА соответственно; V_{ac}, V_{gc} – поправки к потребным величинам скоростей движения БЛА и БНКА, формируемые на основе прогнозируемой разницы Δt_{g-a} моментов времени достижения текущей путевой точки каждым из носителей.

Как показывают соотношения (4.12), при наличии прогнозируемой разницы времён Δt_{g-a} достижения БНКА и БЛА соответствующих текущих путевых точек заданной траектории формируются поправки V_{ac}, V_{gc} для корректировки скоростей движения БНКА и БЛА (повышения скорости одного носителя и уменьшения скорости другого). Скорректированные скорости V_{arc}, V_{grc} обеспечивают единовременность достижения соответствующих путевых точек заданной

траектории обоими носителями КАМ при выполнении условия невышшения максимально допустимых скоростей движения V_{amax}, V_{gmax} .

Разработанные алгоритмы синхронизированных ПТУ БНКА и БЛА представлены на рисунках 4.5, 4.6.

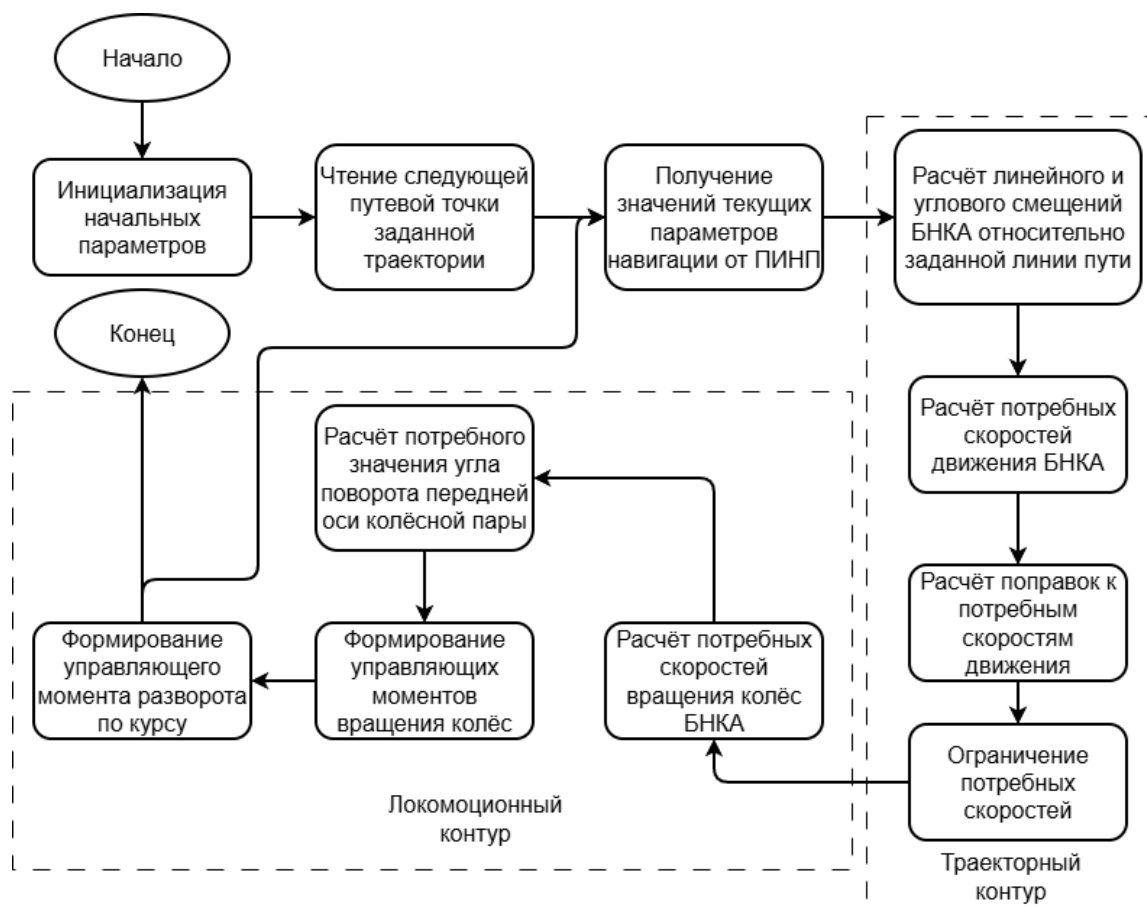


Рисунок 4.5 – Алгоритм ПТУ БНКА с реализацией синхронизации перемещений носителей аппаратуры КАМ

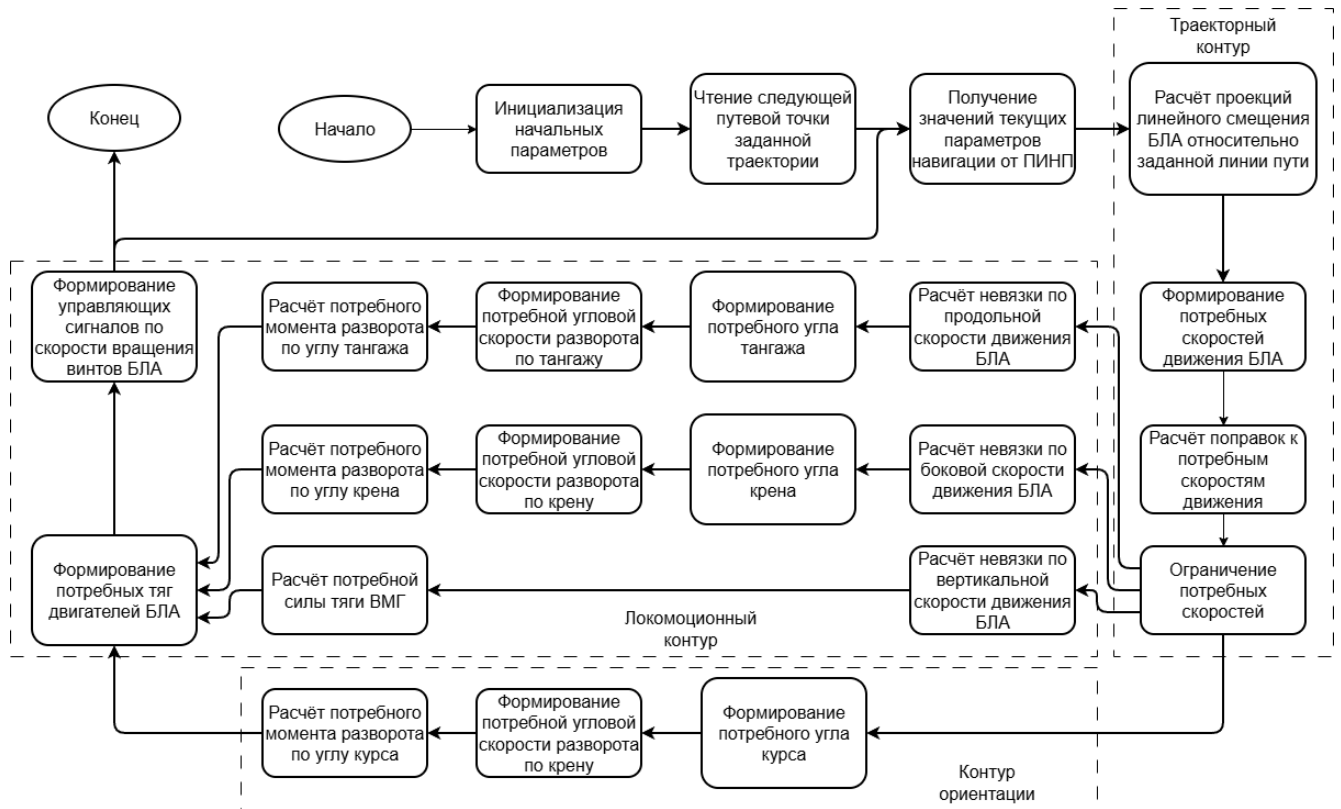


Рисунок 4.6 – Алгоритм ПТУ БЛА с реализацией синхронности перемещений носителей аппаратуры КАМ

Программные реализации разработанных алгоритмов взаимной коррекции ПИНП БНКА и БЛА, а также алгоритмов синхронизации ПТУ, представлены в приложении Г.

4.4 Моделирование работы измерительно-управляющей системы КАМ

4.4.1 Задачи и структура моделирования измерительно-управляющей системы КАМ

С целью верификации разработанных алгоритмов и математических моделей осуществлено имитационное моделирование процессов перемещений носителей КАМ по заданным траекториям мониторинга наружной поверхности ВС SSJ-100 с оценками степени синхронности перемещений носителей, а также с оценками точностей определения их навигационных параметров и траекторного управления. В целом получены оценки всех компонентов векторов состояния БНКА и БЛА, а также оценка механических напряжений в тросе.

Структура имитационного моделирования представлена на рисунке 4.7.

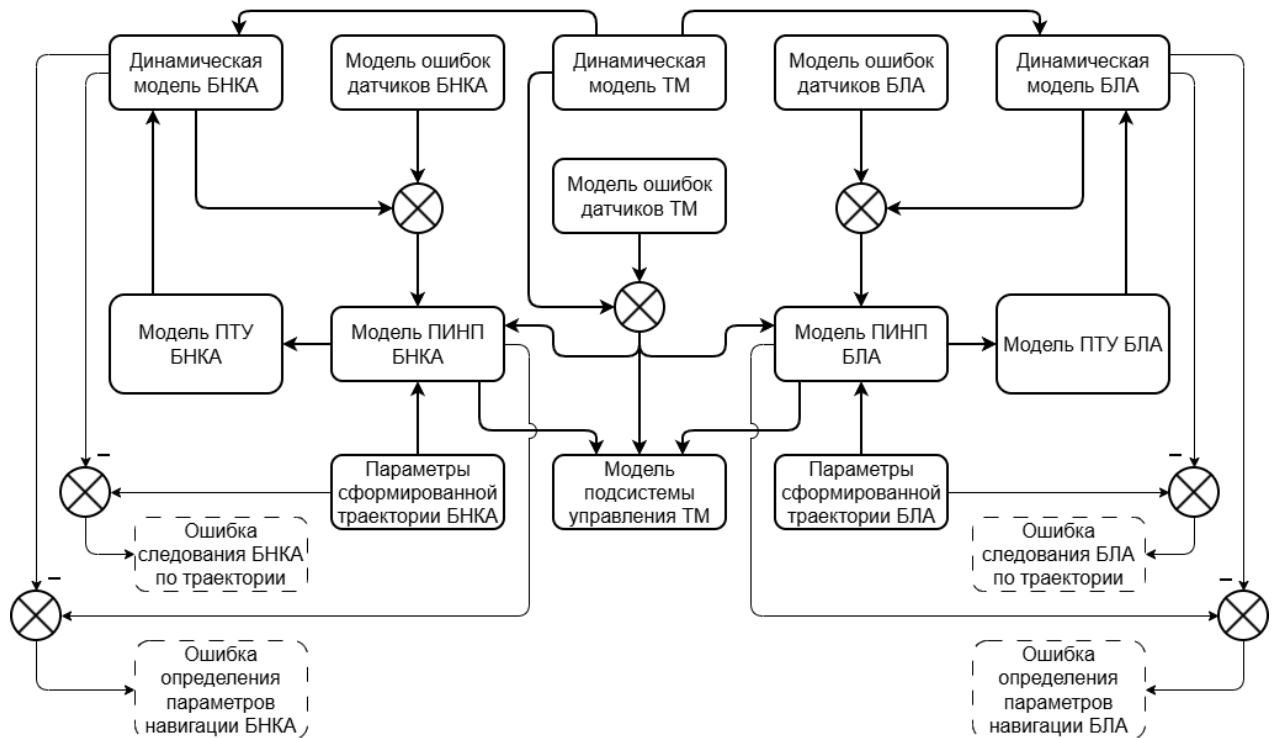


Рисунок 4.7 – Структура моделирования работы ИУС в составе КАМ

Согласно этой структуре на основе моделей ошибок соответствующих датчиков и модельной информации о параметрах движения БНКА, БЛА, а также о параметрах динамики ТМ, формируются моделируемые измерения бортовых датчиков. Эти измерения поступают на соответствующие входы моделей подсистем измерения навигационных параметров БНКА и БЛА, а также на вход модели подсистемы управления ТМ. В моделях ПИНП формируются комплексные навигационные решения БНКА и БЛА, поступающие на входы соответствующих моделей ПТУ. В свою очередь, в этих моделях формируются силы и моменты, управляющие траекторным движением БНКА и БЛА. Навигационные решения БНКА и БЛА поступают также, наряду с измерениями датчиков ТМ, на вход модели подсистемы управления ТМ. На рисунке 4.7 обозначены также контуры формирования: ошибок определения навигационных параметров БНКА и БЛА; ошибок следования БНКА и БЛА по сформированным траекториям; ошибок синхронизации перемещений БНКА и БЛА; ошибок оценки длины размотанной части троса.

Принятые модели ошибок измерений $\eta_{изм}, \varepsilon_{изм}, l_{изм}$ датчиков ТМ имеют вид:

$$\begin{aligned}\eta_{изм} &= \eta_{мод} + \delta\eta_{сл}; \\ \varepsilon_{изм} &= \varepsilon_{мод} + \delta\varepsilon_{сл}; \\ l_{изм} &= l_{мод} + \delta l_{сл},\end{aligned}\tag{4.13}$$

где $\eta_{мод}, \varepsilon_{мод}$ и $l_{мод}$ – модельные значения азимутального угла ТМ, угла отклонения троса от вертикали места и длины размотанной части троса соответственно; $\delta\eta_{сл}, \delta\varepsilon_{сл}, \delta l_{сл}$ – случайные ошибки измерений.

В конструкции ТМ, как указано в разделе 4.1, угол $\eta_{изм}$ определяется на основе показаний относительного энкодера, а угол $\varepsilon_{изм}$ – на основе показаний оптического датчика наклона троса. Длина размотанной части троса $l_{изм}$ определяется на основе показаний инкрементного энкодера, измеряющего угловую скорость вращения барабана электрической лебёдки. В (4.13) модели ошибок $\delta\eta_{сл}, \delta\varepsilon_{сл}, \delta l_{сл}$ формируются на основе модели броуновского шума, возникающего в результате интегрирования шумовых компонент, аналогичных (2.29).

Используемые соотношения для моделей ошибок измерений бортовых датчиков БНКА и БЛА имеют вид (2.21)-(2.22), (2.36-2.40) и (4.13).

Модель силы F_t натяжения троса, действующей на БНКА и БЛА, такова:

$$\begin{aligned}F_t &= e_t s_t \frac{\Delta l_t}{l_t}; \\ \Delta l_t &= d_{ПКМ} - l_t,\end{aligned}\tag{4.14}$$

где Δl_t – удлинение троса под действием F_t ; $d_{ПКМ}$ – расстояние между точками крепления троса на БЛА и БНКА; l_t – длина размотанной части троса.

4.4.2 Имитационное моделирование измерительно-управляющей системы КАМ

Моделирование осуществлялось при использовании следующих значений параметров математических моделей БНКА, БЛА и ТМ.

Параметры модели БНКА: $r_k = 0,2$ м; $m_g = 46$ кг; $g = 9,81$ м/с²; $l_w = 0,8$ м; $h = 0,5$ м; $h_a = 0,6$ м; $l_f = l_r = 0,7$ м; $c_d = 0,4$; $S_f = 0,64$ м²; $S_s = 1,12$ м²; $f = 0,02$; $I_g = 10,12$ кг·м²; $I_{axis} = 2,23$ кг·м²; $I_w = 0,2$ кг·м²; максимальный угол поворота оси передней колёсной пары $\gamma_{\max} = 30$ град; $l_{gtz} = 0,3$ м; $l_{gtx} = 0$ м (трос крепится в центре посадочной площадки БНКА); максимальная скорость вращения колёс БНКА $\dot{\phi}_{\max} = 320$ об/мин.

Параметры модели БЛА: $m_a = 5$ кг; $l_r = 0,3$ м; $\rho = 1,2$ кг/м³; $k_{ar} = 0,08$; $c_x = c_y = 0,08$; $c_z = 0,12$; $m_x = m_y = 0,05$; $m_z = 0,02$; $I_r = 3 \cdot 10^{-5}$ кг·м²; $I_{ax} = I_{ay} = 0,02$ кг·м²; $I_{az} = 0,03$ кг·м²; $S_{ax} = S_{ay} = 0,4$ м²; $S_{az} = 0,15$ м²; $S_a = 0,075$ м²; $l_{at} = 0,1$ м; максимальная угловая скорость вращения винтов $\omega_{a\max} = 7500$ об/мин.

Параметры модели ТМ: $I_{tm} = 0,004$ кг·м²; $r_{tm} = 0,08$ м; $\varepsilon_{tm} = 0,11$ Нмс; $e_t = 110 \cdot 10^9$ Па (принято, что трос выполнен из медного сплава); $s_t = 0,25 \cdot 10^{-6}$ м²; верхний предел размотанной части длины троса составляет $l_{t\max} = 12$ м.

При моделировании ошибок датчиков БНКА и БЛА использованы следующие значения параметров (приложение А). Шумы гироскопов – белые с математическим ожиданием 0,013 1/с и СКО 0,0018 1/с. Шумы приёмника СНС БЛА моделируются с использованием формирующего фильтра первого порядка с параметрами: $\delta_{CHC}^c = -0,01$ м; СКО $\delta_{CHC}^w = 0,01$ м; $\mu = 0,001$ с; $\sigma_{\Delta_{CHC}^c} = 0,28$ м. Шумы энкодеров формируются в виде сумм двух гармонических сигналов со следующими параметрами: $\delta_{OD}^{cm} = -0,17$ 1/с; СКО $\delta_{OD}^{\delta_{OD}} = 0,01$ 1/с; $A_1 = 0,07$ 1/с; $A_2 = 0,04$ 1/с.

Принятые значения параметров взаимнокорректируемых подсистем измерения навигационных параметров БНКА и БЛА таковы. Параметры вектора белых шумов системы БНКА: $\delta w_c = 0,56$ м, $\delta w_v = 0,06$ м/с, $\delta w_a = 0,0003$ рад, $\delta w_r = 0,1$ рад/с. Скорректированные базовые параметры шумов измерений с целью учёта цветности шумов измерителей БНКА: $\delta v_{gyr} = 0,35$ рад/с; $\delta v_{odo} = 0,01$ рад/с; $\delta v_\gamma =$

0,003 рад; $\delta v_l = 0,46$ м; $\delta v_{\psi l} = 0,02$ м/с. Параметры вектора белых шумов системы БЛА: $\delta w_c = 0,0005$ м; $\delta w_v = 0,0006$ м/с; $\delta w_a = 0,005$ рад. Скорректированные базовые параметры шумов измерений с целью учёта цветности шумов измерителей БЛА: $\delta v_{gyr} = 0,0003$ рад/с; $\delta v_s = 0,12$ м; $\delta v_{sv} = 0,02$ м/с; $\delta v_h = 0,05$ м.

Полученные в процессе моделирования рациональные значения параметров подсистем траекторного управления БЛА и БНКА таковы. Траекторный контур управления БНКА: $k_{pr} = 1,3$ 1/с, $k_{dr} = -2,18$, $k_{cr} = 0,1$ 1/м*с, $k_{v1} = 1,5$ 1/с, $k_{v2} = 3,17$, $k_{v3} = 0,7$ 1/с, $k_{v4} = 4,17$. Локомоционный контур управления БНКА: $k_p = 2,0$ Н*м*с, $k_d = 0,1$ кг*м², $k_{int} = 0,003$ Н*м, $k_{py} = 1$ Н*м, $k_{dy} = 1,3$ Н*с, $k_{p\psi} = 1,8$ Н*м*с. Траекторный контур управления БЛА: $k_{px} = k_{py} = k_{pz} = 0,6$ 1/с, $k_{dx} = k_{dy} = 0,01$, $k_{dz} = 0,2$. Локомоционный контур управления БЛА: $k_1 = k_3 = k_5 = 0$ 1/с, $k_2 = k_4 = 3,5$ 1/с, $n_2 = n_4 = 1,8$, $k_6 = 18,6$ 1/с, $k_7 = 0,08$ 1/с, $k_8 = 1,7$ 1/с, $k_9 = k_{11} = 3,6$ 1/с, $k_{10} = k_{12} = 1,3$ 1/с. Управление ТМ: $k_{ptm} = 2,6$ Н, $k_{dtm} = 1,2$ Н*с, $k_{ftm} = 0,26$ м.

Траектории перемещений БНКА и БЛА в рамках моделирования сформированы исходя из необходимости обеспечения потребных ракурсов обзора фотоаппаратуры мониторинга и из требований безопасности (при перемещениях по участку мониторинга БЛА) – БНКА должен находиться на достаточном удалении от наружной поверхности ВС и от БЛА чтобы, в случае необходимости, активировать принудительное сматывание ТМ и не допустить приближение БЛА к поверхности ВС. Применительно к рассматриваемому сценарию моделирования заданная траектория перемещений БНКА на участке мониторинга БЛА содержит 83 путевые точки. Траектория БЛА на участке мониторинга БЛА также содержит 83 путевые точки. Траектория перемещений БНКА с БЛА на борту при осмотре нижней части наружной поверхности ВС (на участке мониторинга БНКА) содержит 82 путевые точки.

Были также приняты следующие параметры моделирования измерений датчиков: частота обработки измерений оптической камеры БЛА – 5 Гц; частота

измерений блоков инерциальных датчиков, одометрической подсистемы и высотомера – 100 Гц; частота измерений приёмников СНС – 10 Гц; частота измерений сканирующего лазерного дальномера – 10 Гц; частота измерений датчиков ТМ – 5 Гц.

В процессе моделирования определены значения параметров алгоритмов взаимной коррекции и синхронизации (представленных в разделах 4.2 и 4.3 соответственно). Эти параметры таковы: $\delta v_t = 0,99$ м, $\delta v_{sc} = 0,96$ м, $\delta v_{\psi c} = 0,2$ рад, $t_{pred} = 2,5$ с.

Осуществлено моделирование всей совокупности перемещений КАМ в процессе мониторинга наружной поверхности ВС в соответствии с процедурой, представленной в разделе 1.3. Первоначально осуществляется взлёт БЛА с посадочной площадки БНКА. Затем БНКА и БЛА осуществляют синхронные перемещения по соответствующим траекториям участка мониторинга БЛА. На этом интервале движения КАМ реализуются координации процессов определения навигационных параметров и траекторного управления БНКА и БЛА. Кроме того, на этом интервале задействован ТМ для регулирования длины троса и силы его натяжения. По завершении перемещений по траекториям участка мониторинга БЛА реализуются сматывание троса и автоматическая посадка БЛА на посадочную платформу БНКА. Затем осуществляется перемещение БНКА с БЛА на борту по участку мониторинга БНКА, доступного только при смотанном тросе. На этом участке координация не осуществляется. Основные результаты моделирования представлены на рисунках 4.8-4.18.

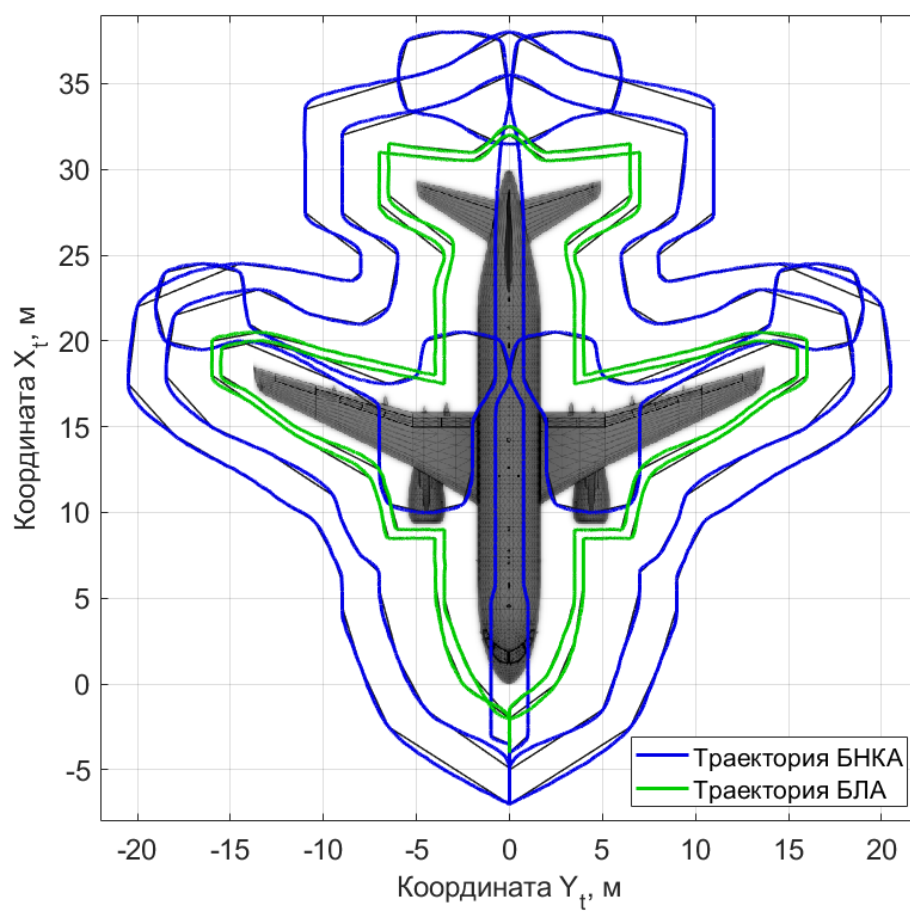


Рисунок 4.8 – Заданные траектории перемещений БНКА и БЛА в процессе мониторинга ВС SSJ-100 (синим и зелёным цветами соответственно обозначены траектории перемещений БНКА и БЛА)

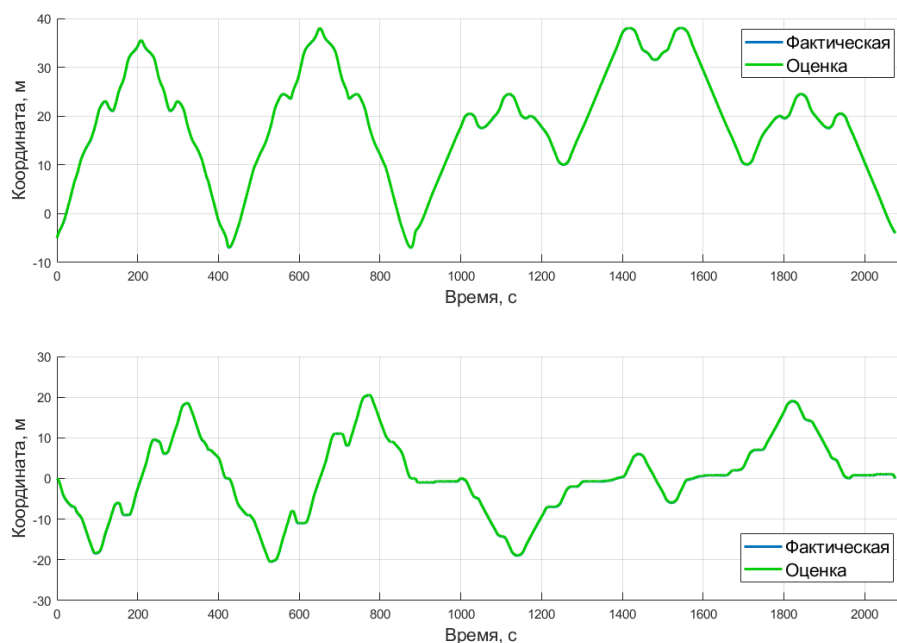


Рисунок 4.9 – Координаты БНКА в процессе его движения по заданным траекториям (синей линией обозначено фактическое местоположение БНКА; зелёной – оценка местоположения ПИНП БНКА)

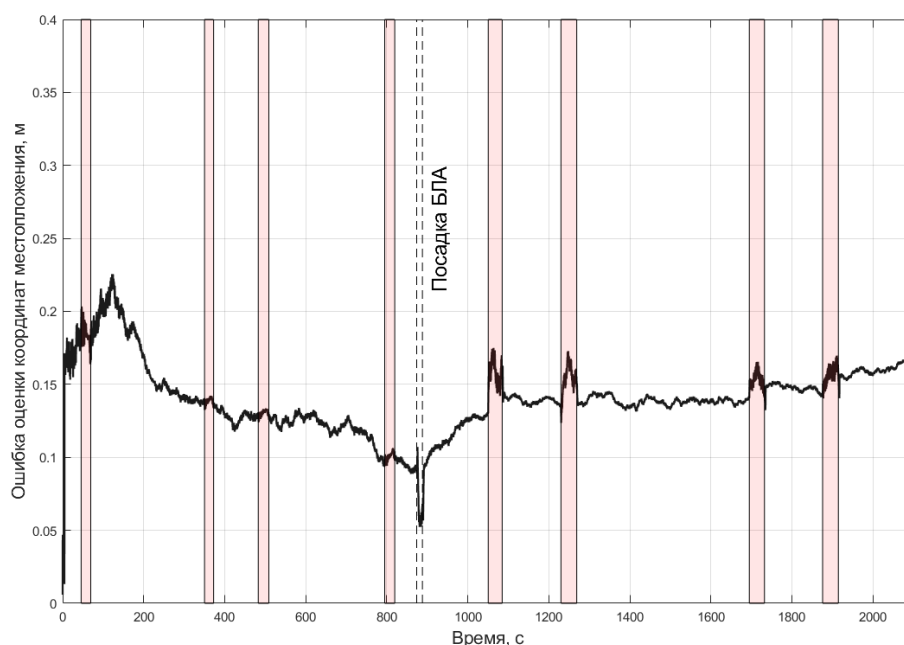


Рисунок 4.10 – Ошибка оценки местоположения БНКА (пунктирными линиями обозначен участок посадки БЛА (начиная с 874 с) на посадочную платформу БНКА; красным цветом – участки на которых измерения сканирующего лазерного дальномера недоступны)

Анализ результатов, представленных на рисунках 4.9 и 4.10, показывает, что максимальное значение ошибки оценки местоположения БНКА составляет 0,23 м. При этом математическое ожидание ошибки – 0,14 м, а её СКО – 0,023 м. Наблюдается увеличение ошибки оценки на интервалах времени, когда измерения сканирующего лазерного дальномера недоступны (не удаётся восстановить геометрию шасси по полученным измерениям). Этот эффект особенно заметен после посадки БЛА на посадочную площадку БНКА (в условиях отсутствия взаимной коррекции по координатам). В целом, максимальное отклонение БНКА от заданной траектории составляет 0,43 м, что коррелирует с результатами, полученными в разделе 3.2.3.

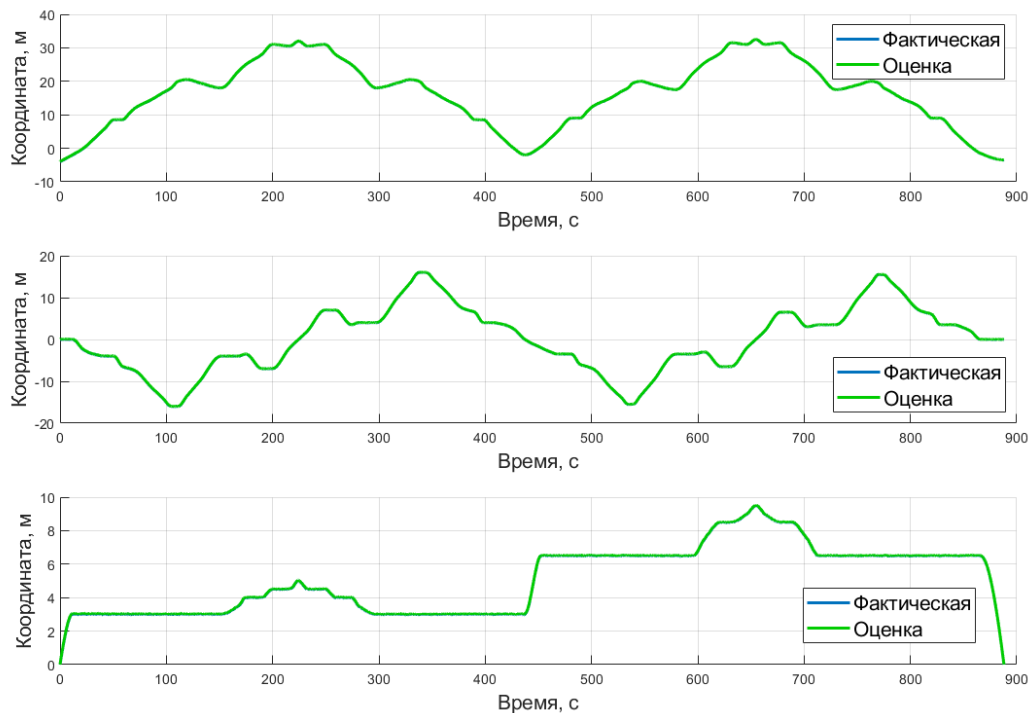


Рисунок 4.11 – Координаты БЛА в процессе его движения по заданной траектории (синими линиями обозначены фактические координаты местоположения БЛА; зелёными – оценки координат местоположения ПИНП БЛА)

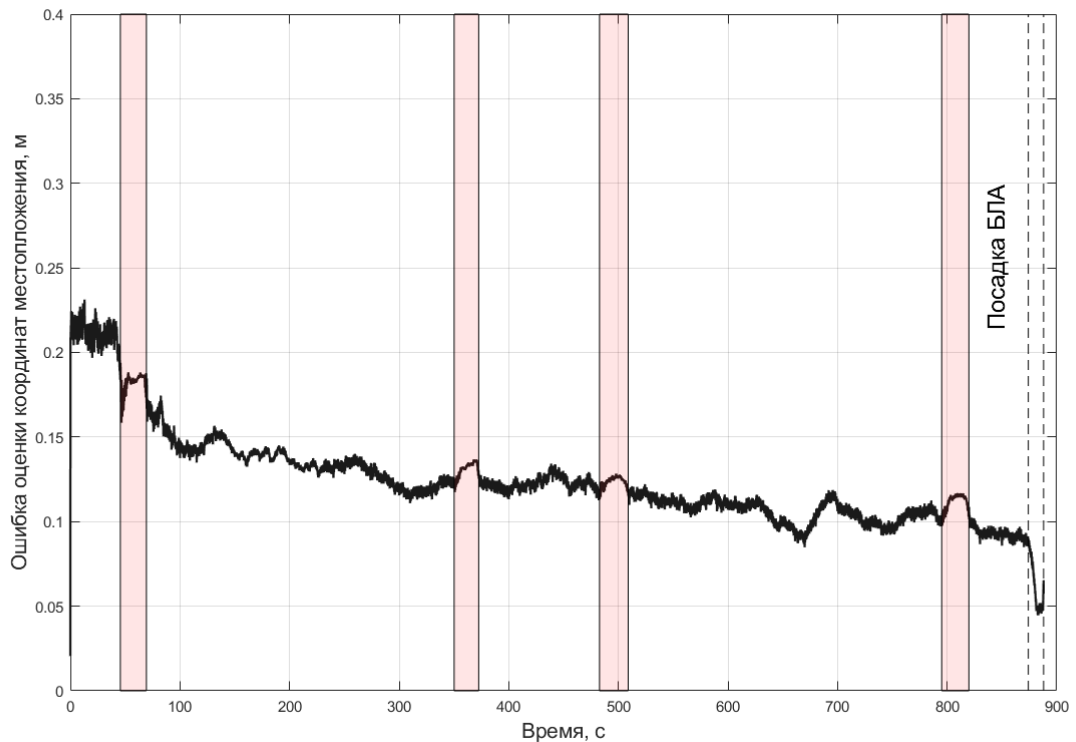


Рисунок 4.12 – Ошибка оценки местоположения БЛА (пунктирной линией обозначен участок посадки БЛА (после 874 с))

Анализ результатов, представленных на рисунках 4.11 и 4.12, показывает, что максимальное значение ошибки оценки местоположения БЛА составляет 0,23 м, а максимальное отклонение БЛА от заданной траектории – 0,35 м. При этом МО ошибки определения местоположения составляет 0,125 м, а СКО этой ошибки – 0,029 м. Наблюдается существенное уменьшение ошибки оценки на заключительном участке движения (практически с момента начала посадки БЛА). Это обусловлено повышением точности канала коррекции ПИНП по относительному положению БЛА и БНКА (при снижении БЛА повышается точность визуального распознавания меток на посадочной площадке БНКА). Время достижения БЛА путевой точки конца маршрута совместного мониторинга составляет 888,2 с от начала движения; время достижения аналогичной точки БНКА составляет 887,1 с. Таким образом, разность времён достижения носителями КАМ конца маршрута совместного мониторинга составляет 1,1 с. При этом средняя разница времён достижения путевых точек маршрута совместного мониторинга –

0,97 с. Смещение БЛА относительно центра посадочной площадки БНКА по завершении посадки составляет 0,031 м.

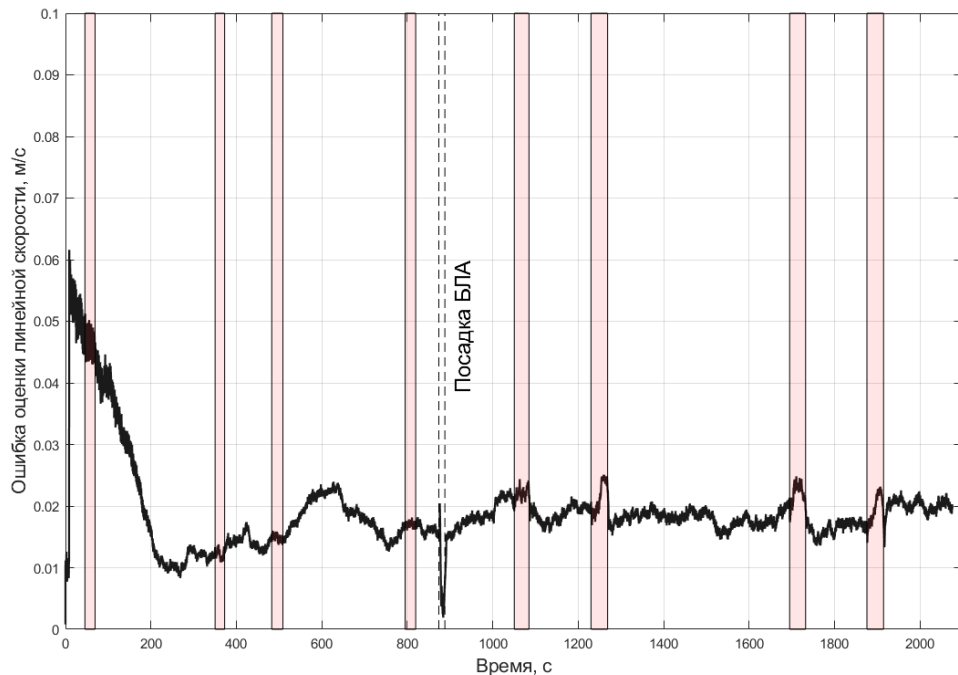


Рисунок 4.13 – Ошибка оценки линейной скорости перемещения БНКА

В соответствии с графиком на рисунке 4.13 МО ошибки оценки скорости перемещений БНКА составляет 0,019 м/с, а СКО этой ошибки – 0,007 м/с. На участке движения до момента посадки БЛА ошибка оценки скорости меньше, чем её величина на участке движения БНКА с БЛА на борту, что определяется наличием (до момента посадки) каналов коррекции ПИНП БНКА по относительному положению БНКА и БЛА. Отказ в измерениях сканирующего лазерного дальномера оказывает несущественное влияние на оценку линейной скорости перемещений БНКА. При этом средняя скорость движения БНКА составляет 0,2 м/с.

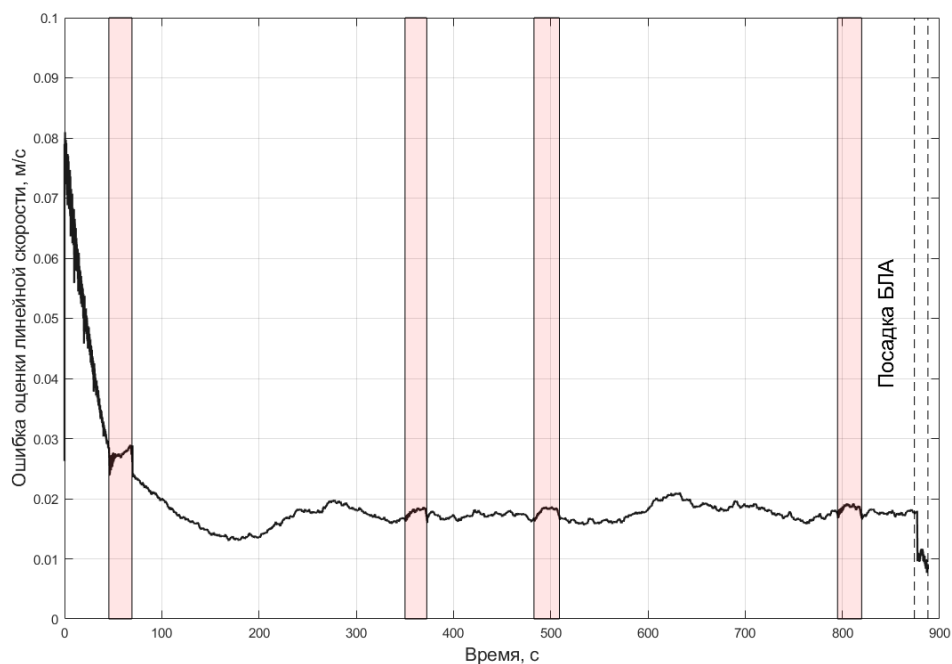


Рисунок 4.14 – Ошибка оценки линейной скорости перемещений БЛА

Анализ результатов, представленных на рисунке 4.14, показывает, что МО ошибки оценки линейной скорости перемещения БЛА составляет 0,019 м/с, а СКО этой ошибки – 0,008 м/с. При этом средняя скорость перемещений БЛА составляет 0,31 м/с.

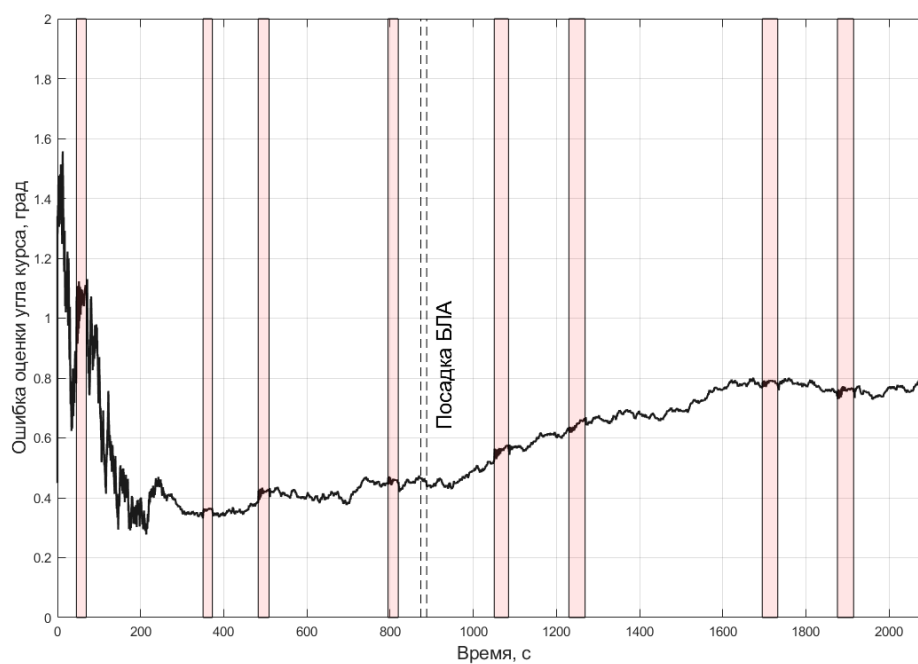


Рисунок 4.15 – Ошибка оценки угла курса БНКА

Как следует из анализа результатов, представленных на рисунке 4.15, МО ошибки оценки угла курса БНКА составляет 0,59 град, а её СКО – 0,19 град. Кратковременные отказ измерений сканирующего лазерного дальномера не оказывают существенного влияния на ошибку оценки угла курса БНКА.

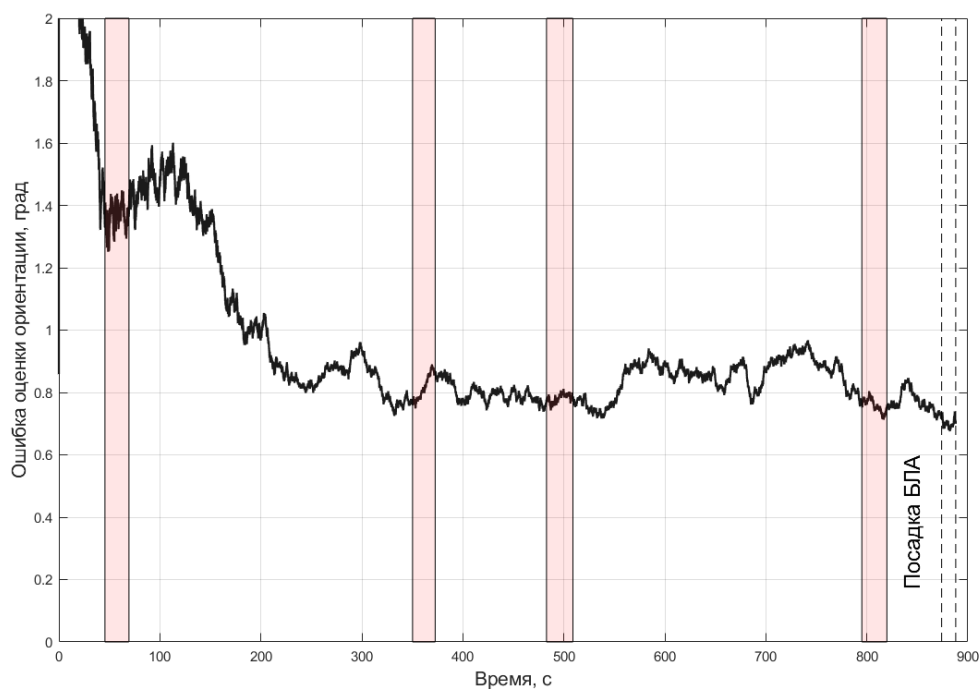


Рисунок 4.16 – Ошибка оценки угловой ориентации БЛА

Как показано на рисунке 4.16, МО ошибки усреднённой оценки угловой ориентации БЛА (среднее значение по всем трём углам) составляет 0,97 град при СКО – 0,33 град.

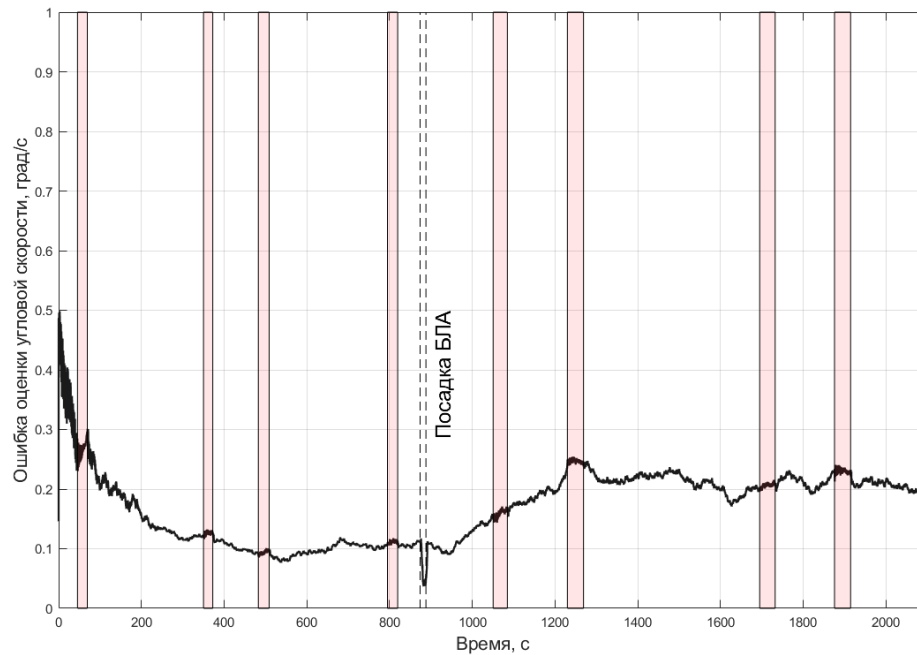


Рисунок 4.17 – Ошибка оценки угловой скорости движения БНКА

Анализ результатов, представленных на рисунке 4.17, показывает, что МО ошибки оценки угловой скорости движения БНКА составляет 0,17 град/с, а СКО этой ошибки – 0,06 град/с. При этом точность оценки приблизительно одинакова на всех интервалах движения БНКА (до посадки БЛА и после неё). Отказ измерений сканирующего лазерного дальномера не оказывает влияния на точность этой оценки. Единственный промежуток времени, когда точность оценки повышается – интервал времени посадки БЛА (874 с – 888 с). Ошибки измерений гироскопа главным образом определяются сдвигом его нуля, а при посадке (при неподвижном БНКА) повышается точность оценки этого сдвига.

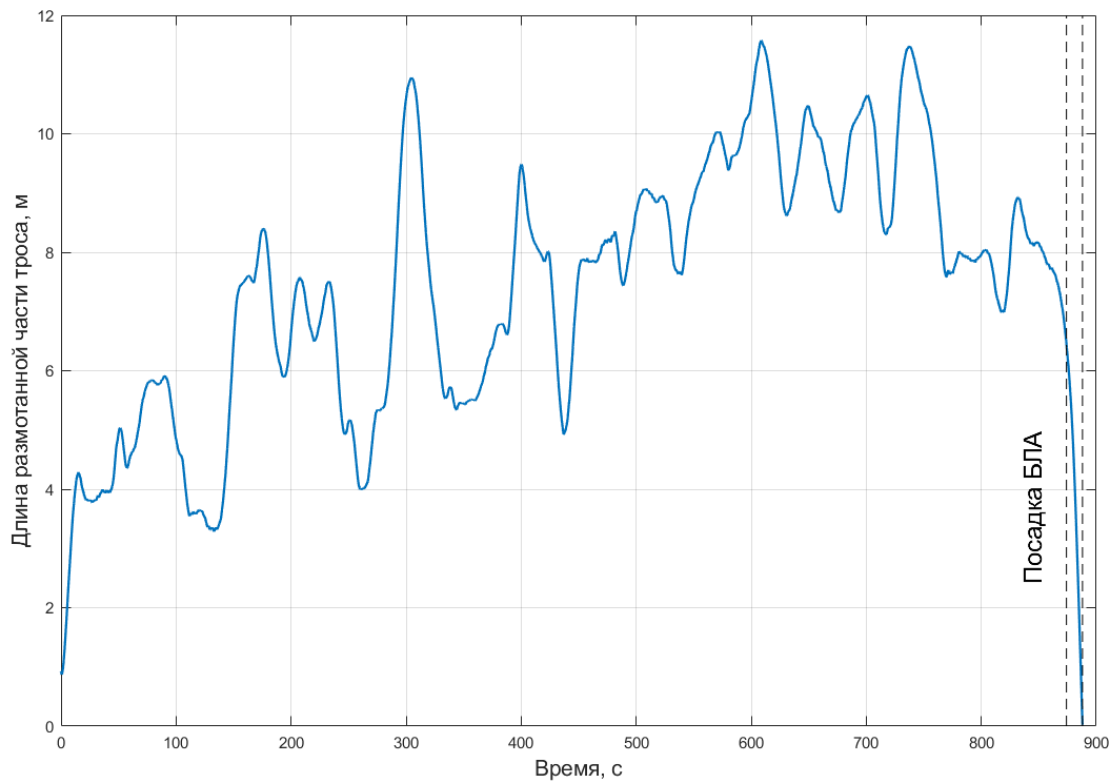


Рисунок 4.18 – Длина размотанной части троса

Как видно, в процессе перемещений КАМ длина размотанной части троса не превышает 12 м (максимальное значение составляет 11,56 м).

Таким образом, достигнуты все требуемые характеристики ИУС КАМ применительно к осуществлению процедуры мониторинга наружной поверхности ВС:

- синхронность достижения БЛА и БНКА точек траекторий совместного мониторинга составляет 0,97 с (потребное значение – не более 3 с);
- максимальное значение длины размотанной части троса в процессе синхронизированных перемещений БНКА и БЛА составляет 11,56 м (потребное значение – не более 12 м);
- максимальное отклонение БНКА от заданной траектории составляет 0,43 м (потребное значение – не более 0,45 м);
- максимальное отклонение БЛА от заданной траектории составляет 0,35 м (потребное значение – не более 0,45 м);

- максимальная ошибка определения координат местоположения БНКА составляет 0,23 м (потребное значение – не более 0,3 м);
- МО ошибки определения координат местоположения БНКА составляет 0,14 м, СКО этой ошибки – 0,023 м (потребные значения – 0,15 м и 0,05 м соответственно);
- максимальная ошибка определения координат местоположения БЛА составляет 0,23 м (потребное значение – не более 0,3 м);
- МО ошибки определения координат местоположения БЛА составляет 0,125 м, СКО этой ошибки – 0,029 м (потребные значения – 0,15 м и 0,05 м соответственно);
- МО ошибки определения линейной скорости перемещений БНКА составляет 0,019 м/с, а СКО этой ошибки – 0,007 м/с (потребные значения – 0,02 м/с и 0,02 м/с соответственно);
- МО ошибки определения линейной скорости перемещений БЛА составляет 0,019 м/с, а СКО этой ошибки – 0,008 м/с (потребные значения – 0,02 м/с и 0,02 м/с соответственно);
- средняя скорость перемещений БЛА составила 0.307 м/с (потребное значение не более 0.38 м/с);
- средняя скорость перемещений БНКА на участке мониторинга БНКА составила 0,197 м/с (потребное значение не более 0,25 м/с).

В целом, анализ полученных результатов имитационного моделирования работы ИУС КАМ с использованием предложенных математических моделей БНКА, БЛА и ТМ, разработанных алгоритмов скоординированных процессов определения навигационных параметров и траекторного управления в подсистемах носителей КАМ свидетельствует об удовлетворении требований к ИУС применительно к реализации автоматизированного мониторинга наружной поверхности ВС на его аэродромной стоянке.

Полученные дополнительно оценки параметров проскальзывания колёс БНКА и сдвигов нулей бортовых инерциальных датчиков БНКА и БЛА, а также оценка механических напряжений в тросе, представлены на рисунках 4.19-4.24.

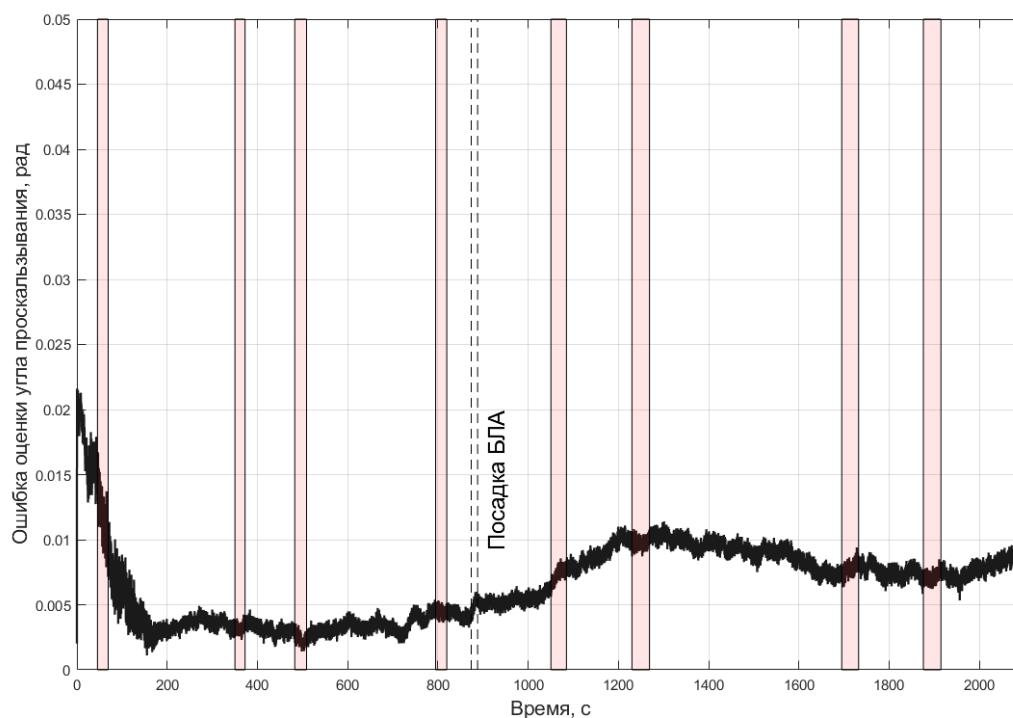


Рисунок 4.19 – Оценки углов проскальзывания колёс БНКА

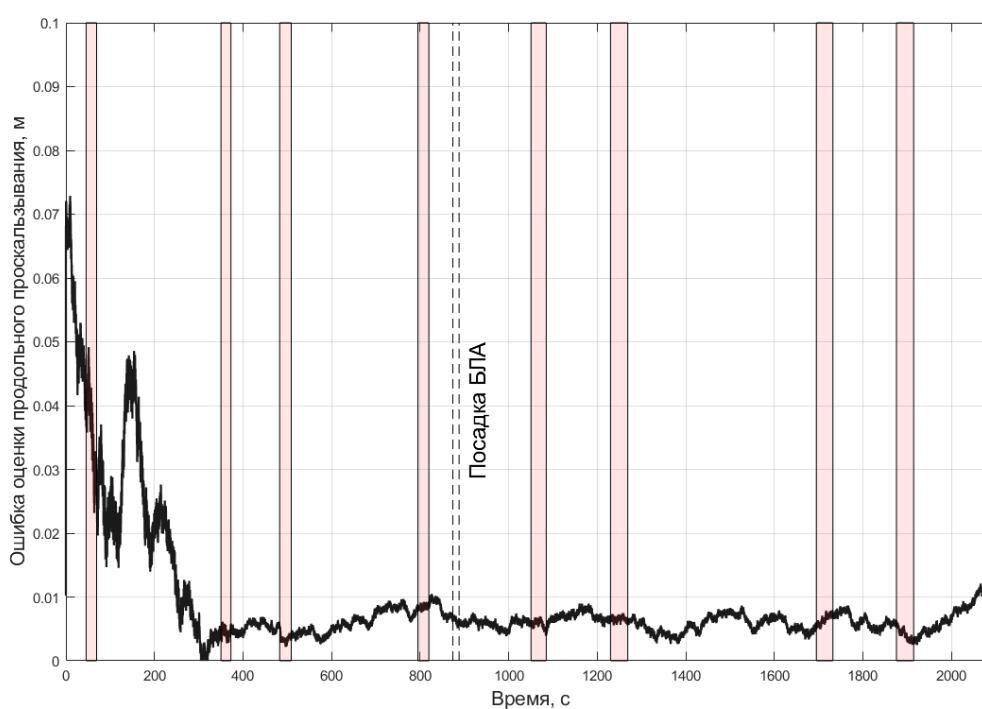


Рисунок 4.20 – Оценки эффективных радиусов качения колёс БНКА

Анализ результатов оценок параметров проскальзывания колёс БНКА показал, что оценки углов проскальзывания β_i сходятся к заданным при моделировании значениям 0,03 рад и -0,02 рад для передних и задних колёс БНКА соответственно. МО ошибки оценки углов проскальзывания составляет 0,007 рад, а СКО этой ошибки – 0,004 рад. Оценки эффективных радиусов r_{ieff} качения колёс БНКА также сходятся к заданному при моделировании значению 0,18 м (для всех колёс был задан одинаковый эффективный радиус качения). МО ошибки оценки эффективных радиусов колёс БНКА составляет 0,009 м, а СКО этой ошибки – 0,01 м.

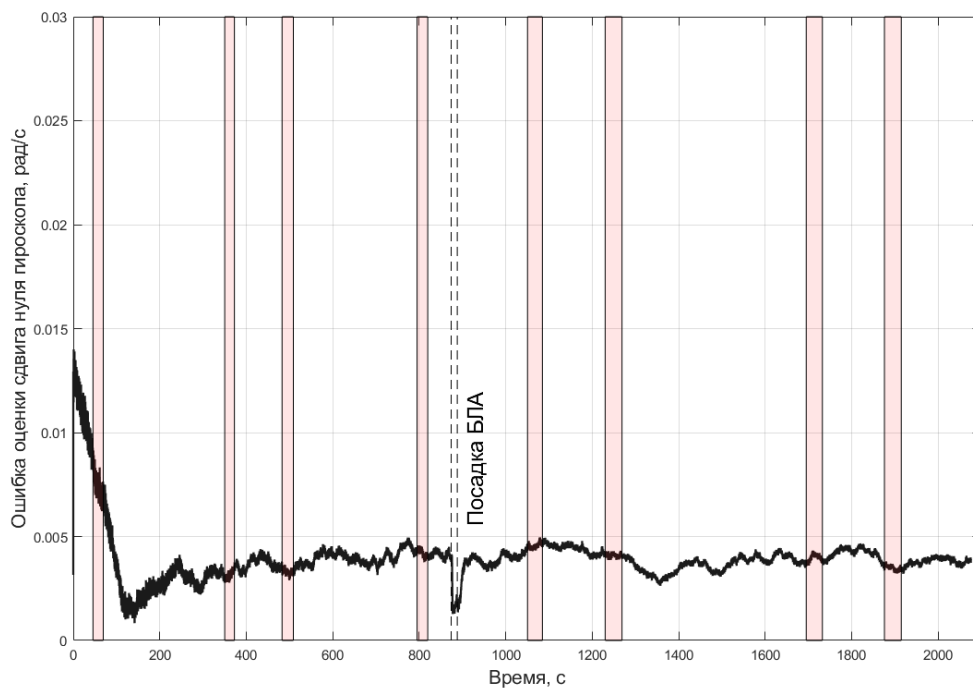


Рисунок 4.21 – Ошибка оценки сдвига нуля гироскопа БНКА

Анализ результатов, представленных на рисунке 4.21 показывает, что МО ошибки составляет 0,0039 рад/с, а СКО – 0,0013 рад/с. Наблюдается также значительное уменьшение ошибки на интервале времени, когда БНКА неподвижен (интервал времени посадки БЛА).

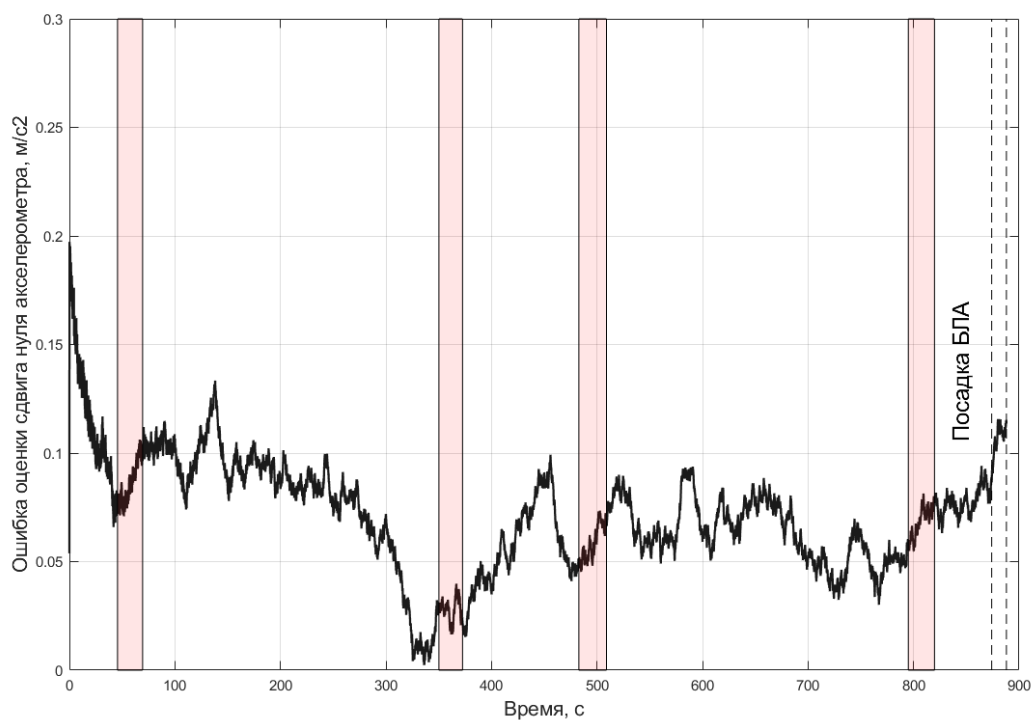


Рисунок 4.22 – Ошибки оценки сдвигов нулей бортовых акселерометров БЛА

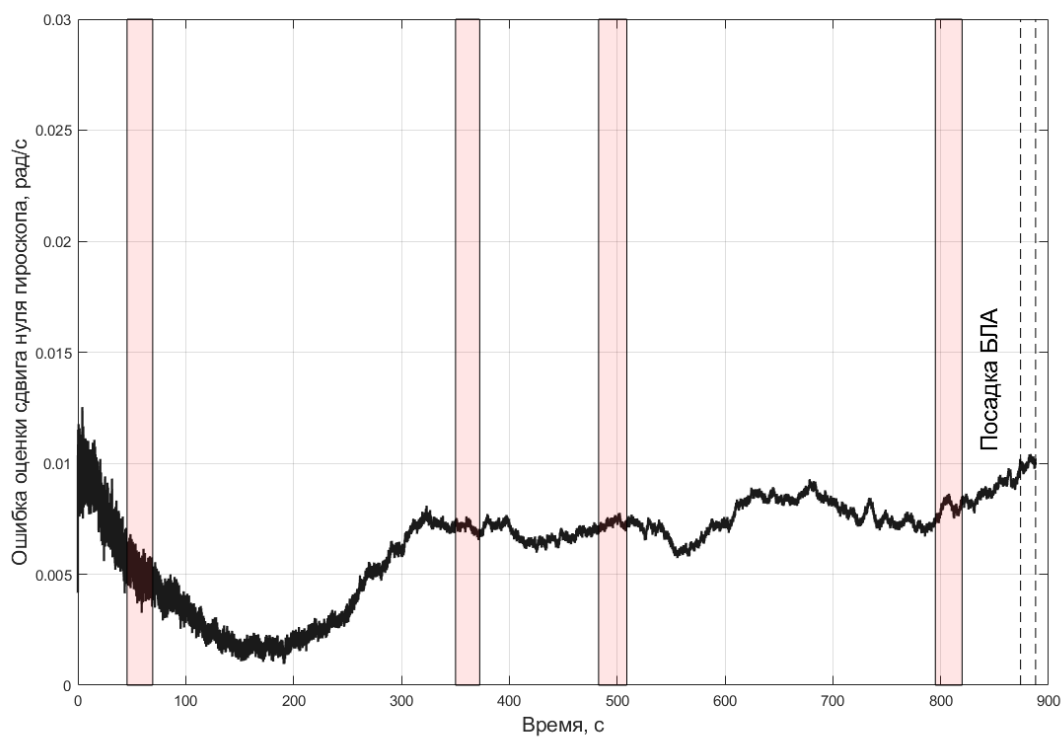


Рисунок 4.23 – Ошибки оценки сдвигов нулей бортовых гироскопов БЛА

МО ошибок оценок сдвигов нулей бортовых акселерометров БЛА составило $0,071 \text{ м/с}^2$, а СКО этих ошибок – $0,026 \text{ м/с}^2$. МО ошибок оценок сдвигов нулей бортовых гироскопов БЛА составило $0,0063 \text{ рад/с}$, а СКО этих ошибок – $0,0022 \text{ рад/с}$.

Полученные оценки параметров проскальзывания колёс БНКА достаточно быстро сходятся к заданным при моделировании значениям этих параметров, что свидетельствует об адекватности предложенных моделей фильтров в алгоритме подсистемы измерения навигационных параметров БНКА. Это в значительной мере и определяет возможность достижения требуемого уровня точности оценок параметров навигации носителей КАМ, который не может быть достигнут при неучете проскальзываний колёс в алгоритмах ПИНП БНКА, а также при неучете параметров ветровой нагрузки в алгоритмах ПТУ БЛА. Это подтверждается результатами моделирования по дополнительному сценарию, в котором в алгоритмах ИУС не учитываются эти факторы. Результаты моделирования по этому сценарию представлены в приложении Д.

Результаты оценки механических напряжений в тросе ТМ, возникающих в процессе синхронных перемещений БЛА и БНКА представлены на рисунке 4.24.

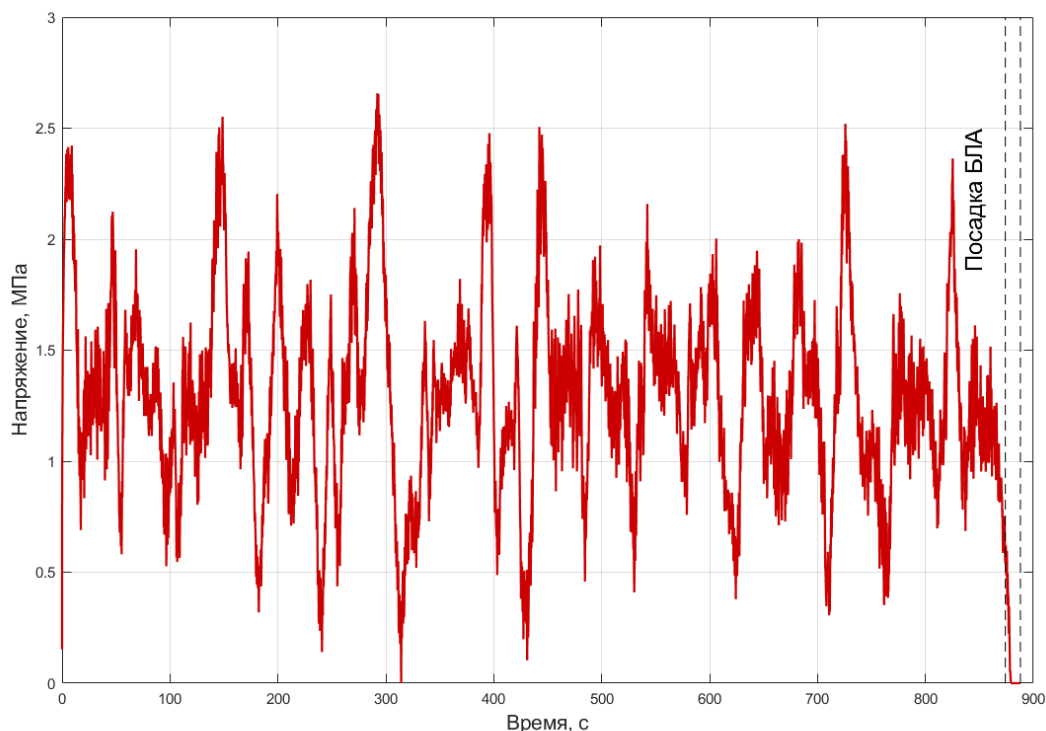


Рисунок 4.24 – Оценка механических напряжений в тросе в процессе синхронных перемещений БЛА и БНКА

Полученные оценки механических напряжений в тросе, возникающих в динамических процессах движения компонентов КАМ в процессе мониторинга, свидетельствуют о том, что уровень этих напряжений (среднее напряжение составляет 1,27 МПа) незначителен по сравнению с допустимым уровнем напряжений, порождающих его разрыв (предельное значение – 2920 МПа для кевларового троса [46]). Кроме того, выявленная при моделировании сила натяжения троса (1,01 Н) на два порядка меньше, чем максимальная сила тяги, развиваемая ВМГ БЛА, что обеспечивает непрерывную работу троса в слаботяннутом состоянии.

Выводы по четвёртой главе

1. В части координации процессов в подсистемах измерения навигационных параметров конкретизирована задача и разработаны алгоритмы коррекции навигационных решений по информации о взаимном расположении

беспилотных наземного колёсного и летательного аппаратов, что обеспечивает достижение требуемой точности определения их навигационных параметров.

2. В части координации процессов в подсистемах траекторного управления конкретизирована задача и разработаны алгоритмы синхронизации перемещений носителей аппаратуры за счёт формирования корректирующих поправок к величинам скоростей перемещения беспилотных наземного колёсного и летательного аппаратов (с выработкой этих скоростей в траекторных контурах управления) для обеспечения требуемой точности позиционирования носителей комплекса автоматизированного мониторинга на заданных траекториях.
3. Модифицированы модели движения беспилотных наземного колёсного и летательного аппаратов с учётом воздействия троса тросового механизма на каждый из носителей; тем самым сформирована модель движения носителей комплекса автоматизированного мониторинга в целом.
4. Разработан алгоритм управления двигателем тросового механизма, обеспечивающий возможность поддержания потребной длины троса между беспилотными летательным и наземным колёсным аппаратами, а также требуемой силы его натяжения в слаботяннутом состоянии.
5. Разработана структура моделирования скоординированных процессов определения навигационных параметров носителей аппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга и процессов их траекторного управления, в частности применительно к реализации автоматизированного мониторинга наружной поверхности неподвижного воздушного судна SSJ-100.
6. Результаты моделирования подтвердили возможность удовлетворения сформулированным в работе требованиям к измерительно-управляющей системе. Математические ожидания ошибок определения координат местоположений беспилотных наземного колёсного и летательного аппаратов составили 0,14 м и 0,125 м соответственно, а среднеквадратические отклонения

этих ошибок – 0,023 м и 0,029 м. Максимальные отклонения перемещений носителей аппаратуры от заданных траекторий составили 0,43 м и 0,35 м соответственно. Разность времён (рассинхронизация) достижения носителями соответствующих путевых точек – не более 0,97 с. Среднее значение силы натяжения троса – 1,01 Н (что соответствует заданному номинальному значению) во всём диапазоне изменения требуемых значений длины размотанной части троса и свидетельствует об адекватности принятого алгоритма управления тросовым механизмом в процессе перемещения носителей аппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга.

Глава 5. Макетирование и экспериментальные исследования измерительно-управляющей системы носителей фотоаппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга

В настоящей главе представлены результаты разработки и экспериментальных исследований макета ИУС КАМ. Эти исследования, вследствие ограниченности доступа на территорию аэродрома, а также из соображений безопасности и риска повреждения поверхности ОМ в процессе эксперимента, проведены на территории МАИ с использованием автомобиля «ГАЗ Соболь» в качестве стационарного объекта мониторинга.

5.1 Макет измерительно-управляющей системы носителей в составе КАМ

На кафедре 305 МАИ и в ООО “Статус Консалт” на основе исследований, выполненных автором, при непосредственном участии автора разработан и изготовлен макет ИУС КАМ. Собственно КАМ включает в качестве носителей – БНКА (рисунок 5.1), а также БЛА гексакоптерного типа (рисунок 5.2) и ТМ (рисунок 5.3).

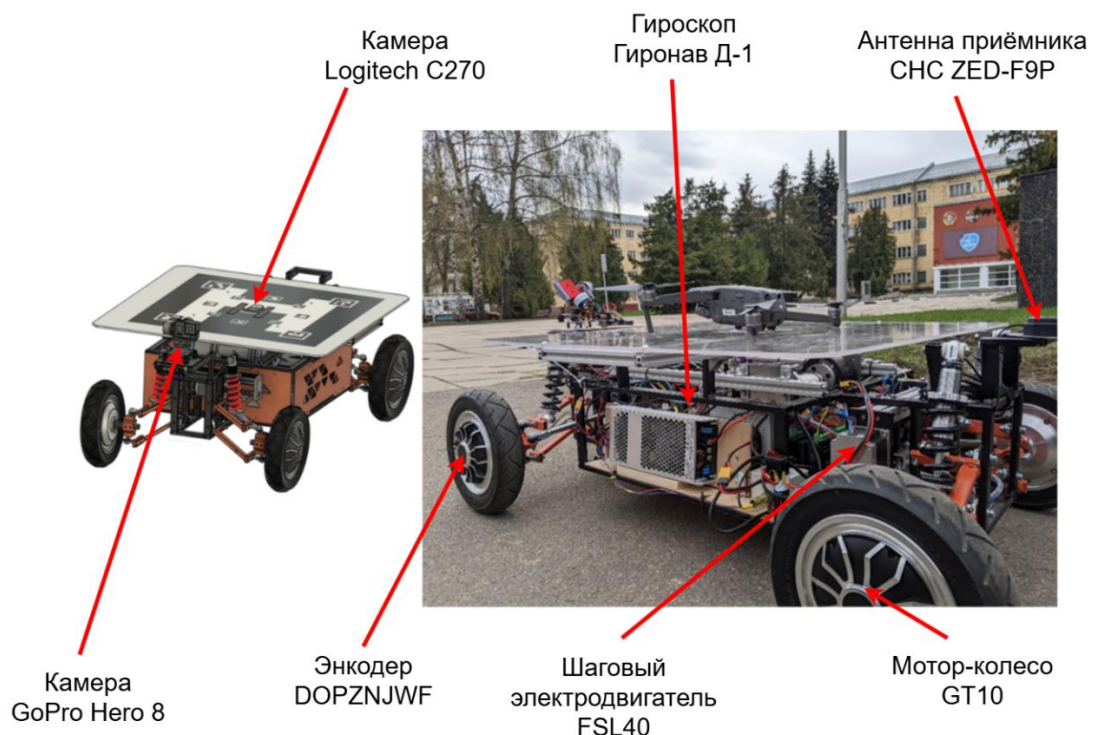


Рисунок 5.1 – Четырёхколёсный БНКА

БНКА оснащён набором аппаратного обеспечения:

- камера DJI Zenmuse P1 с объективом DJI DL 35 mm f/2.8 для осуществления мониторинга дефектов наружной поверхности ВС;
- мотор-колёса GT10 с контроллерами BLD-300B, обеспечивающие полный привод и возможность индивидуального управления моментами вращения каждого из колёс БНКА;
- двигатель с шарико-винтовой передачей FUYU FSL40 поворотного механизма передней оси колёсной пары для обеспечения возможности скоординированного разворота передних колёс БНКА на требуемые углы;
- микромеханический гироскоп Гиронав Д-1 и энкодеры DOPZNJWF в составе подсистемы измерения навигационных параметров;
- сканирующий лазерный дальномер RPLidar A3 для коррекции подсистемы измерения навигационных параметров.



Рисунок 5.2 – БЛА гексакоптерного типа

БЛА оснащён набором аппаратного обеспечения:

- моторы TAROT 4006 620 kv с пропеллерами 13x5.5 дюймов;
- камера DJI Zenmuse P1 с объективом DJI DL 35 mm f/2.8 для мониторинга дефектов наружной поверхности ВС;
- приёмник CHC Ublox ZED-F9P и лазерный высотомер LW20/C для коррекции подсистемы измерения навигационных параметров БЛА;

- инерциальный измерительный модуль Ellipse Micro IMU в составе подсистемы измерения навигационных параметров;
- камера Logitech C270 HD для коррекции подсистемы измерения навигационных параметров БЛА по информации от подсистемы технического зрения.

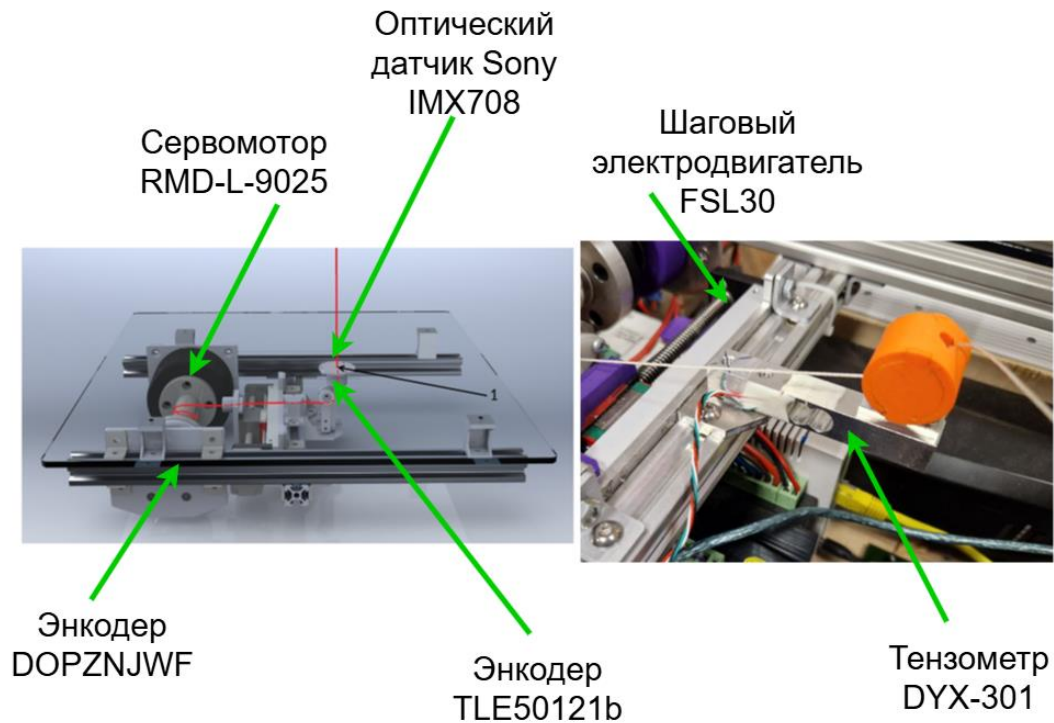


Рисунок 5.3 – ТМ

ТМ оснащён набором аппаратного обеспечения:

- двигатель RMD-L-9025, осуществляющий сматывание и разматывание троса ТМ;
- энкодер DOPZNJWF, измеряющий скорость вращения барабана лебёдки;
- энкодер TLE5012b, измеряющий азимутальный угол ТМ;
- оптический датчик Sony IMX708, измеряющий угол отклонения троса от вертикали;
- шаговый электродвигатель FUYU FSL30 для обеспечения равномерной намотки троса на катушку лебёдки;
- тензометрические датчики DYX-301 для измерения напряжений и в конечном счёте силы натяжения троса.

Технические характеристики аппаратного обеспечения макета ИУС КАМ представлены в приложении Е.

На рисунках 5.4 и 5.5 представлена схема эксперимента с обозначением ОМ – автомобиля «ГАЗ Соболь» и проекций траекторий перемещений БНКА и БЛА на горизонтальную плоскость. Длины траекторий составляют порядка 40 м для БЛА и 66 м для БНКА. Высота траектории БЛА – 5 м.

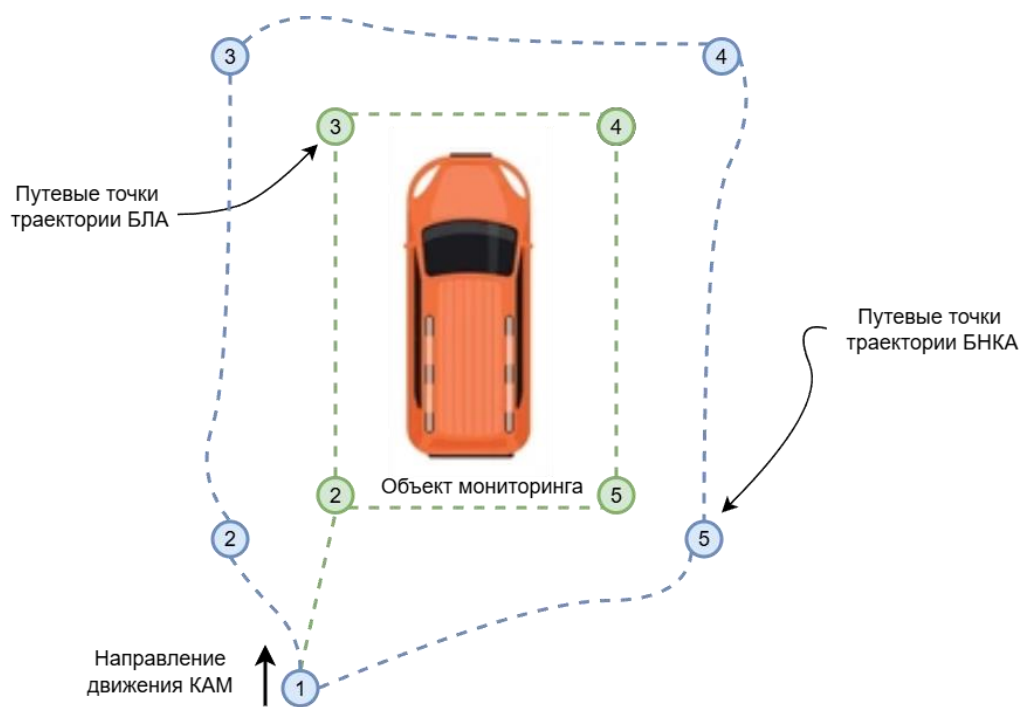


Рисунок 5.4 – Траектории перемещения носителей КАМ

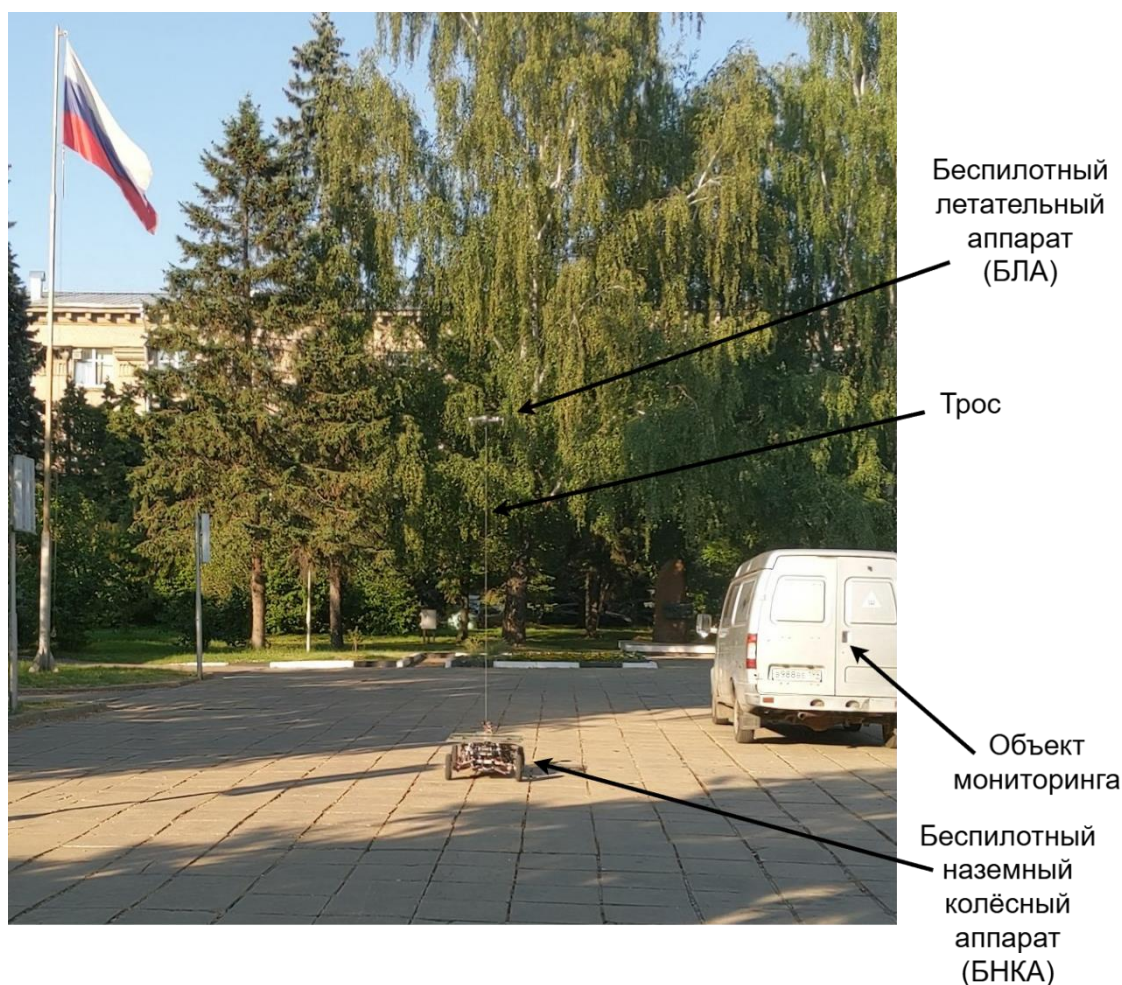


Рисунок 5.5 – Расположение компонентов КАМ в процессе эксперимента

Траектории перемещений носителей КАМ сформированы пятью путевыми точками. Перед началом эксперимента БНКА с БЛА на борту находится в путевой точке 1 (рисунок 5.4), где и происходит взлёт БЛА. В дальнейшем носители КАМ осуществляют скоординированные перемещения по путевым точкам в последовательности 2-3-4-5-1 для БНКА и 2-3-4-5-2 для БЛА. Мониторинг наружной поверхности объекта в рамках эксперимента реализуется непрерывно в процессе перемещений носителей. По достижении БЛА или БНКА каждой текущей путевой точки траектории соответствующий носитель ожидает достижения этой точки другим носителем. Затем осуществляется скоординированное перемещение носителей КАМ к следующей путевой точке траектории. По достижении конечной путевой точки (2) своей траектории мониторинга БЛА отправляет на БНКА запрос на посадку. После подтверждения запроса БЛА совершает автоматическую посадку на посадочную платформу БНКА.

Местоположения путевых точек предварительно были размечены на подстилающей поверхности по периметру вокруг ОМ. Координаты этих точек определяются приёмником СНС Ublox F9P, функционирующем в RTK (real time kinematics) режиме с использованием станции дифференциальной коррекции. Время выставки станции – 20 минут. Используемые группировки спутников – GPS и ГЛОНАСС. Частота измерений – 1 Гц. Предварительно определённые географические координаты путевых точек заданных траекторий представлены в таблицах 5.1 и 5.2.

Таблица 5.1 – Эталонные географические координаты путевых точек БЛА

Номер путевой точки БЛА	Мат. ожидание широты (град)	Мат. ожидание долготы (град)	Оценка гор. точности (м)
1	55,811171	37,501198	0,012
2	55,811183	37,501267	0,015
3	55,811220	37,501411	0,014
4	55,811165	37,501453	0,014
5	55,811123	37,501311	0,015

Таблица 5.2 – Эталонные географические координаты путевых точек БНКА

Номер путевой точки БНКА	Мат. ожидание широты (град)	Мат. ожидание долготы (град)	Оценка гор. точности (м)
1	55,811171	37,501198	0,013
2	55,811198	37,501245	0,012
3	55,811248	37,501394	0,017
4	55,811182	37,501471	0,014
5	55,811104	37,501328	0,016

С целью анализа результатов эксперимента в качестве эталонной системы определения параметров навигации носителей используются дополнительные СНС приёмники Ublox-F9P, установленные на БЛА, а также БНКА, и работающие в RTK режиме измерений. Текущие эталонные данные о длине размотанной части троса отсутствовали; в качестве единственного источника информации о её величине являлся соответствующий энкодер в составе ТМ. Предварительный анализ показал, что для обеспечения безопасности ОМ в процессе перемещений КАМ длина размотанной части троса не должна превышать 8 м (в этом случае, при высоте полёта БЛА 5 м, исключается возможность столкновения БЛА с объектом мониторинга).

В процессе экспериментальных исследований ИУС реализовывался и собственно мониторинг дефектов наружной поверхности объекта. С использованием камер DJI Zenmuse P1, а также нейросетевых и фотограмметрических подходов, изложенных в [47], осуществлялось выявление дефектов, определение координат их местоположения, а также параметризация дефектов. Как показывают результаты исследований, осуществлённых при участии автора [48], применение таких подходов обеспечивает, в частности, вероятность обнаружения дефектов не менее 0,8. В экспериментах определение точности измерения координат дефектов и их параметризации осуществлялось на основе сравнения результатов, доставляемых КАМ, с реальными параметрами дефектов на поверхности объекта мониторинга, предварительно определёнными «вручную».

В условиях реализованного эксперимента отсутствовала возможность осуществления коррекции ПИНП БНКА по измерениям сканирующего дальномера. В этом случае ПИНП БНКА не обладает источником информации о координатах местоположения БНКА (за исключением информации о его местоположении относительно БЛА), что приводит к значительному увеличению ошибок определения навигационных параметров БНКА. Кроме того, отсутствует возможность измерения навигационных параметров БЛА в СК $O_t X_t Y_t Z_t$, так как единственным внешним источником информации в ИУС о координатах

местоположения КАМ становится СНС. Таким образом, точность навигационного решения БЛА также снижается. Для обеспечения возможности сопоставления результатов ограниченного эксперимента с результатами моделирования работы ИУС КАМ проведено моделирование по упрощённому сценарию, полностью соответствующего условиям эксперимента. Результаты моделирования по этому сценарию представлены в 5.3.

5.3 Результаты экспериментальных исследований макета измерительно-управляющей системы носителей аппаратуры КАМ

На рисунке 5.6, для примера, представлены реализованные в процессе эксперимента траектория БНКА на плоскости горизонта и проекция траектории БЛА на эту плоскость для характерного процесса перемещений носителей КАМ в процессе мониторинга.

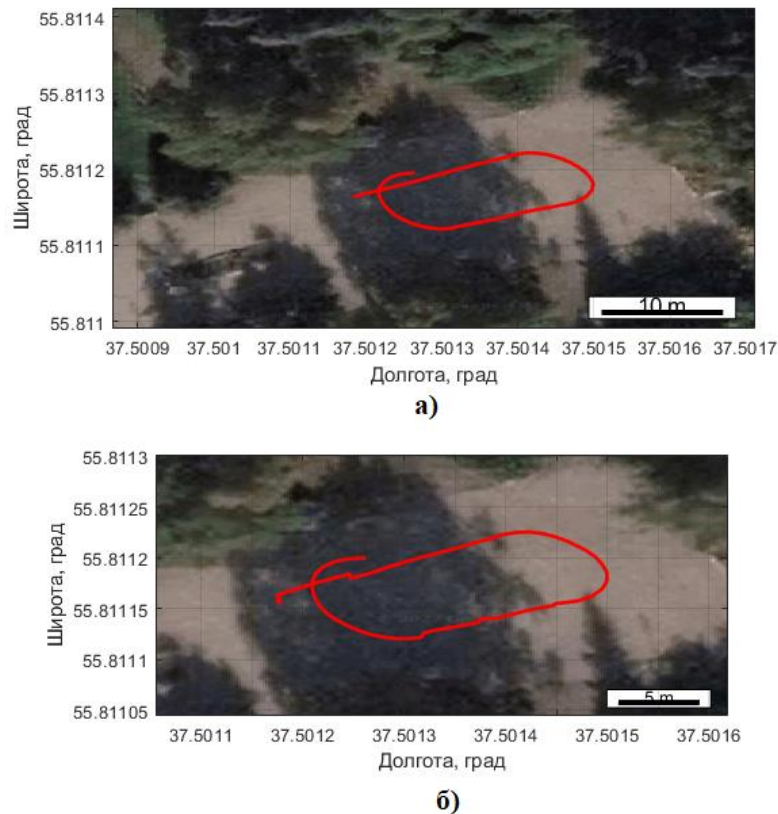


Рисунок 5.6 – Реализованные в процессе эксперимента траектории (в проекциях на плоскость горизонта) перемещений БНКА (а) и БЛА (б) вокруг объекта мониторинга

Основные результаты имитационного моделирования по упрощённому сценарию представлены на рисунках 5.7, 5.8.

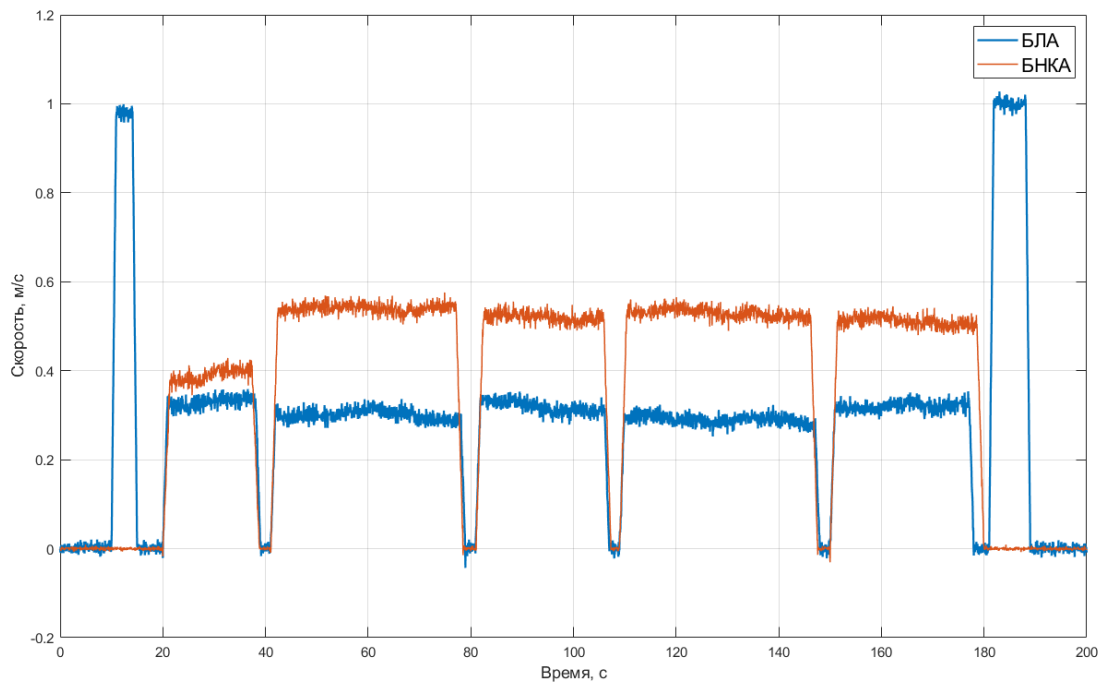


Рисунок 5.7 – Линейные скорости БЛА (синяя линия) и БНКА (красная линия) в процессе моделирования их перемещений вокруг объекта мониторинга

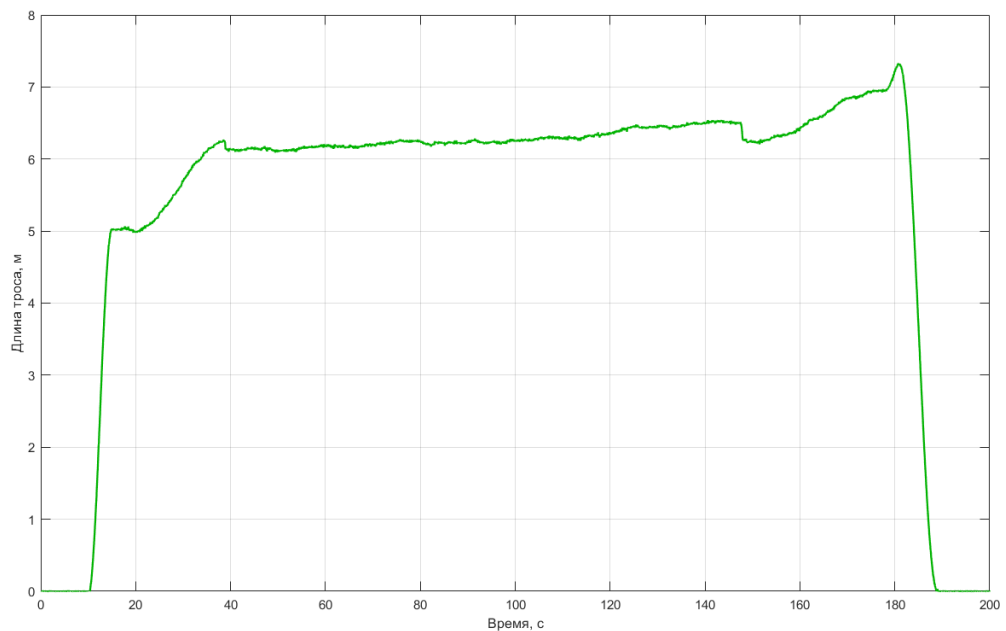


Рисунок 5.8 – Длина размотанной части троса в процессе моделирования перемещений носителей КАМ

Анализ результатов моделирования показал, что максимальные отклонения БНКА и БЛА от заданных траекторий (путевые точки которых закоординированы в таблицах 5.16 и 5.17) составили 0,7 м и 0,71 м; средняя разница времён достижения путевых точек – 0,94 с; средние скорости перемещений БНКА и БЛА – 0,37 м/с и 0,28 м/с; МО ошибок определения линейных скоростей перемещений БНКА и БЛА – 0,04 м/с и 0,08 м/с при СКО – 0,03 м/с и 0,03 м/с; МО ошибок оценок координат местоположения БНКА и БЛА – 0,29 м и 0,38 м при СКО – 0,15 м и 0,14 м; максимальное значение длины размотанной части троса в процессе перемещений носителей КАМ – 7,33 м.

На рисунках 5.9 и 5.10 представлены результаты экспериментальных исследований.

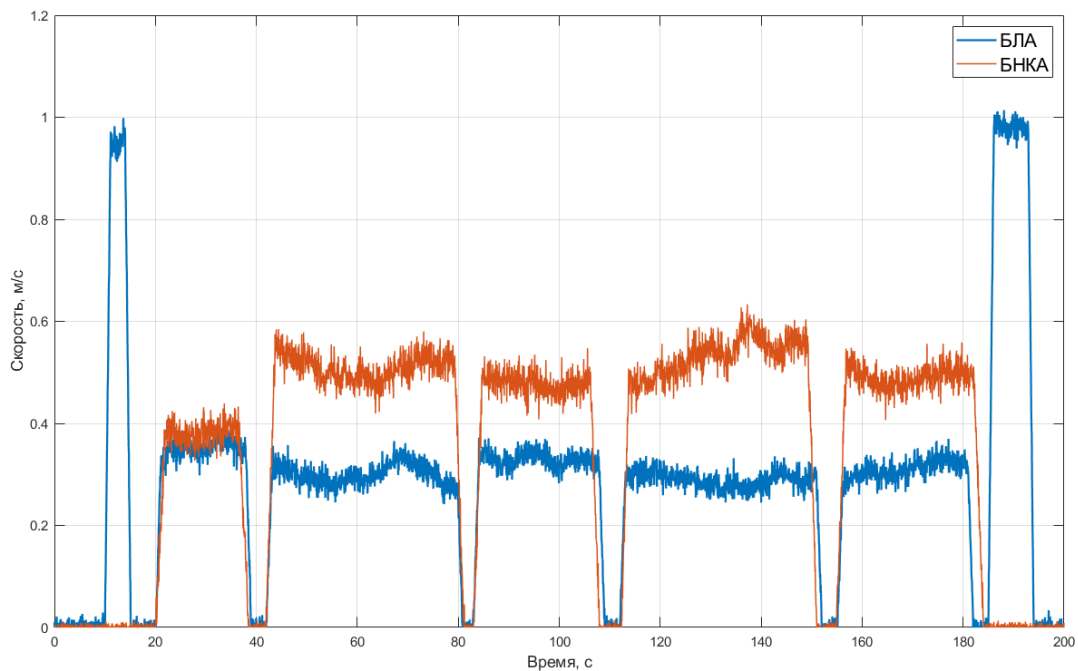


Рисунок 5.9 – Линейные скорости БЛА (синяя линия) и БНКА (красная линия) в процессе их перемещений вокруг объекта мониторинга

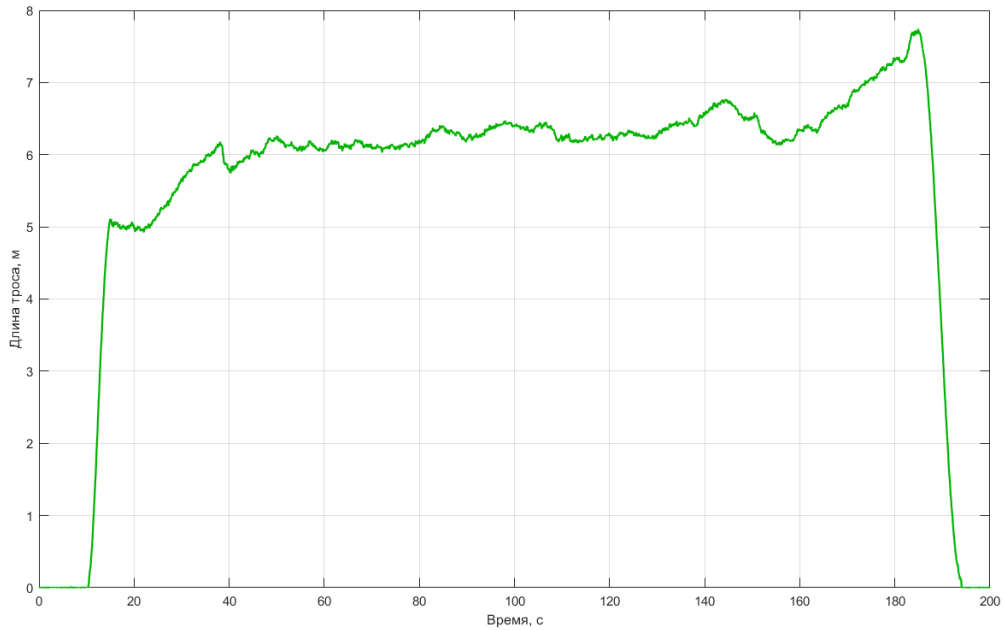


Рисунок 5.10 – Длина размотанной части троса в процессе перемещений носителей КАМ

Полученные в процессе экспериментальных исследований результаты измерений и оценок с использованием измерений RTK СНС и ИУС таковы: максимальные отклонения БНКА и БЛА от заданных траекторий – 0,67 м и 0,75 м; средняя разница времён достижения путевых точек – 1,32 с; средние скорости перемещений БНКА и БЛА – 0,35 м/с и 0,28 м/с; МО ошибок определения линейных скоростей перемещений БНКА и БЛА – 0,07 м/с и 0,1 м/с; СКО ошибок определения линейных скоростей перемещений БНКА и БЛА – 0,02 м/с и 0,06 м/с; МО ошибок оценок координат местоположения БНКА и БЛА – 0,32 м и 0,42 м; СКО ошибок оценок координат местоположения БНКА и БЛА – 0,17 м и 0,14 м; максимальное значение длины размотанной части троса в процессе экспериментальных исследований – 7,74 м.

Таким образом, полученные результаты экспериментальных исследований соответствуют результатам имитационного моделирования по упрощённому сценарию, что свидетельствует об адекватности полученных в работе результатов и выполнении требований, предъявляемых к ИУС носителей КАМ.

В процессе экспериментальных исследований осуществлено также собственно выявление, определение координат местоположения и параметризация дефектов на наружной поверхности объекта мониторинга. Характерные фотоснимки, полученные бортовой аппаратурой мониторинга БЛА и БНКА, представлены на рисунках 5.11-5.12.



Рисунок 5.11 – Результаты обнаружения дефектов наружной поверхности объекта на основе анализа снимков, полученных аппаратурой мониторинга на борту БЛА

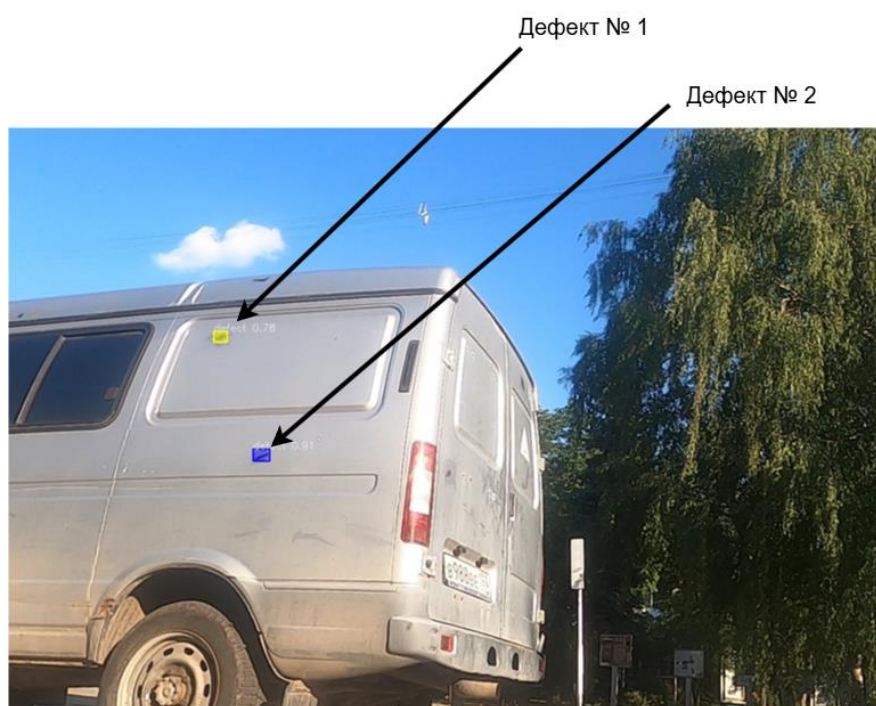


Рисунок 5.12 – Результаты обнаружения дефектов наружной поверхности объекта на основе анализа снимков, полученных аппаратурой мониторинга на борту БНКА

Заметим, что анализ результатов экспериментальных исследований, осуществлённый с использованием 30 характерных реализаций процесса мониторинга, показал, что обнаружение дефектов наружной поверхности объекта нейросетью семантической сегментации архитектуры ResNet101 осуществляется с вероятностью 0,87. При этом точность определения координат местоположения дефектов составляет 15 мм, а точность определения их геометрических параметров – 1 мм [49].

Выводы по пятой главе

1. Разработан макет измерительно-управляющей системы носителей аппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга. Снабжённый соответствующим набором аппаратного обеспечения макет доставляет возможность проведения экспериментальных исследований измерительно-управляющей системы носителей аппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга и собственно процедуры мониторинга дефектов наружной поверхности стационарного объекта.
2. Результаты экспериментальных исследований измерительно-управляющей системы носителей аппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга, проведённых с использованием в качестве объекта мониторинга стационарного автомобиля «ГАЗ Соболь», выявили эффективность разработанных алгоритмов в части точности определения навигационных параметров, точности траекторного управления беспилотных наземного колёсного и летательного аппаратов. Эти результаты, как и результаты имитационного моделирования, соответствуют требованиям, предъявляемым к измерительно-управляющей системе носителей аппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В ходе теоретических и экспериментальных исследований в работе получены следующие результаты.

1. Для реализации мониторинга поверхностей стационарных объектов предложено использовать комплекс, включающий в качестве носителей аппаратуры мониторинга информационно и механически (с помощью тросового механизма) связанные беспилотные наземный четырёхколёсный и гексакоптерный летательный аппараты. Предложены аппаратная структура комплекса автоматизированного мониторинга и процедура перемещений его носителей. Эти предложения являются базовыми для построения измерительно-управляющей системы носителей аппаратуры комплекса.
2. Предложена структура измерительно-управляющей системы с обеспечением координации процессов определения навигационных параметров носителей фотоаппаратуры КАМ и процессов формирования траекторных управлений ими. Разработаны подсистемы измерения навигационных параметров, траекторного управления для каждого носителя фотоаппаратуры КАМ. Измерительно-управляющая система реализует координацию процессов в её функционально соответствующих подсистемах с использованием информации от подсистемы управления тросовым механизмом и оптической камеры на борту БЛА путём синтеза информационных связей между соответствующими подсистемами. Координация заключается во взаимной коррекции подсистем измерения навигационных параметров с обеспечением требуемой точности определения этих параметров для каждого носителя, а также в синхронизации их подсистем траекторного управления с синтезом управлений, обеспечивающих требуемую точность и синхронность перемещений носителей по заданным траекториям.
3. Построены модифицированные математические модели динамики БНКА, БЛА, обеспечивающие применительно к БНКА учёт проскальзывания его колёс относительно подстилающей поверхности, применительно к БЛА – учёт:

воздействия на него ветровых нагрузок, гироскопических моментов, порождаемых вращением его винтов. Разработана также математическая модель динамики ТМ, механически связывающего БЛА и БНКА. Совокупность этих моделей обеспечивает решение задач определения с требуемой точностью навигационных параметров и решение задач траекторного управления как в ситуациях раздельного функционирования БЛА и БНКА, так и при наличии механической связи через трос между этими компонентами КАМ.

4. Разработаны алгоритмы подсистем измерения навигационных параметров носителей аппаратуры КАМ – БНКА и БЛА. Применительно к БНКА и БЛА алгоритмы построены на основе использования модификаций фильтра Калмана для нелинейных систем – сигма-поинт фильтра и расширенного фильтра Калмана соответственно. Эти алгоритмы, в частности, определяют возможность сохранения точности подсистем измерения навигационных параметров в условиях кратковременного отсутствия сигналов от сканирующего лазерного дальномера на БНКА, который является основным источником информации о местоположении носителей относительно объекта мониторинга. Эти алгоритмы, наряду с алгоритмами функциональных связей между подсистемами, являются также основой для решения задач координации процессов определения навигационных параметров носителей в ИУС.

5. Предложена обобщённая структура подсистем траекторного управления носителями КАМ, включающая траекторный и локомоционный контура. Разработаны алгоритмы подсистем с использованием этой структуры, обеспечивающие требуемые точности позиционирования и скорости перемещений БНКА и БЛА на заданных траекториях. Применительно к БНКА в траекторном контуре используется экспоненциальный закон формирования требуемой линейной скорости перемещения БНКА в функции его угла пеленга на текущую путевую точку. Применительно к БЛА алгоритм локомоционного контура синтезирован в рамках метода последовательных возвратов. Наряду с алгоритмами функциональных связей между подсистемами траекторного управления эти

алгоритмы являются основой решения задач скоординированного траекторного управления носителями в ИУС.

6. Разработаны алгоритмы функциональных связей между подсистемами измерительно-управляющей системы, реализующих координацию процессов в них. В части подсистем измерений навигационных параметров функциональная связь реализует их взаимную коррекцию по информации об относительном расположении БНКА и БЛА. В части подсистем траекторного управления функциональная связь реализует перекрёстное формирование корректирующих поправок к величинам требуемых скоростей перемещений носителей, вырабатываемых в траекторных контурах управления. Совокупность алгоритмов функциональных связей обеспечивает достижение требуемых точностей определения навигационных параметров и траекторного управления носителями, а также синхронность их перемещений.

7. Осуществлено имитационное моделирование работы алгоритмов измерительно-управляющей системы в составе КАМ в процессе перемещений БНКА и БЛА по заданным траекториям при мониторинге наружных поверхностей стационарных объектов на примере мониторинга дефектов наружной поверхности воздушного судна на его аэродромной стоянке. Математические ожидания ошибок определения координат местоположений БНКА и БЛА составили 0,14 м и 0,125 м соответственно, а среднеквадратические отклонения этих ошибок – 0,023 м и 0,029 м. Разность времён (рассинхронизация) достижения БЛА и БНКА путевых точек траекторий совместного мониторинга не превышает 0,97 с. При этом максимальные отклонения перемещений БНКА и БЛА от заданных траекторий составили 0,43 м и 0,35 м соответственно. Повышение точности позиционирования БНКА и БЛА при использовании разработанных алгоритмов взаимной коррекции подсистем измерения навигационных параметров и синхронизации подсистем траекторного управления составило 22% для БНКА и 48% для БЛА. Полученные результаты удовлетворяют сформулированным в работе требованиям к измерительно-управляющей системе КАМ.

8. Разработан макет измерительно-управляющей системы КАМ и скомплектовано её аппаратное обеспечение. Результаты экспериментальных исследований макета коррелируют с результатами имитационного моделирования, что подтверждает адекватность разработанного программно-алгоритмического обеспечения определения навигационных параметров и траекторного управления носителей КАМ. Математические ожидания ошибок оценок координат местоположения БНКА и БЛА в процессе эксперимента составили 0,32 м и 0,42 м, а среднеквадратические отклонения этих ошибок – 0,17 м и 0,14 м соответственно. Максимальные отклонения БНКА и БЛА от заданных траекторий составили 0,67 и 0,75 м соответственно. Эти результаты свидетельствуют об обоснованности и эффективности принятых в работе технических решений, математических моделей и алгоритмов.

В целом, в диссертации получены научно-обоснованные решения по повышению точности позиционирования и обеспечению синхронности перемещений механически связанных беспилотных наземного и летательного аппаратов за счёт разработки алгоритмов измерительно-управляющей системы носителей аппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга поверхностей стационарных объектов.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

БЛА	–	Беспилотный летательный аппарат
БНКА	–	Беспилотный наземный колёсный аппарат
ВМГ	–	Винто-моторная группа
ВС	–	Воздушное судно
ГЛОНАСС	–	Глобальная навигационная спутниковая система
ГНР	–	Гусеничный наземный робот
ИУС	–	Измерительно-управляющая система
ИУС КАМ	–	Измерительно-управляющая система носителей аппаратуры комплекса автоматизированного мониторинга
КАМ	–	Комплекс автоматизированного мониторинга
МО	–	Математическое ожидание
ОМ	–	Объект мониторинга
ПИНП	–	Подсистема измерения навигационных параметров
ПТУ	–	Подсистема траекторного управления
ПУТМ	–	Подсистема управления тросовым механизмом
СК	–	Система координат
СКО	–	Среднеквадратическое отклонение
СНС	–	Спутниковая навигационная система
ТМ	–	Тросовый механизм
GPS	–	Global Positioning System
RTK	–	Real Time Kinematics

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Руководство по летной годности. Дос 9760 / ИКАО. – 3-е изд. – Монреаль : ИКАО, 2014. – ISBN 978-92-9249-986-0.
2. Бортовой журнал воздушного судна [Электронный ресурс] // Wikipedia.org : свободная энциклопедия – URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Бортовой_журнал (дата обращения: 09.03.2026).
3. Design, control and application of quadcopter / G. Ostojic, S. Stankovski, B. Tejic [et al.] // International Journal of Industrial Engineering and Management. – 2015. – Vol. 6. – P. 43–48.
4. Precision wildlife monitoring using unmanned aerial vehicles / J. Hodgson, S. Baylis, R. Mott [et al.] // Scientific Reports. – 2016. – Vol. 6. – Art. 22574. – DOI: 10.1038/srep22574.
5. Altan, A. Modeling of three-axis gimbal system on unmanned air vehicle (UAV) under external disturbances / A. Altan, R. Hacıoglu // 2017 25th Signal Processing and Communications Applications Conference (SIU). – 2017. – P. 1–4. – DOI 10.1109/SIU.2017.7960196.
6. Airline Testing Aircraft Inspection Drones [Электронный ресурс] // AVweb.com : сайт. – URL: <https://www.avweb.com/recent-updates/unmanned-vehicles/airline-testing-aircraft-inspection-drones> (дата обращения: 09.03.2026).
7. ST Engineering and Air NZ trial drones for aircraft inspections [Электронный ресурс] // FlightGlobal.com : сайт. – URL: <https://www.flightglobal.com/mro/st-engineering-and-air-nz-trial-drones-for-aircraft-inspections/133128.article> (дата обращения: 09.03.2026).
8. Automated exterior inspection of an aircraft with a pan-tilt-zoom camera mounted on a mobile robot / I. Jovancevic, S. Larnier, J.-J. Orteu, T. Sentenac // Journal of Electronic Imaging. – 2015. – Vol. 24, no. 6. – P. 061110. – DOI: 10.1117/1.JEI.24.6.061110.
9. Нестеренко, Б. Г. Живучесть самолетных конструкций / Б. Г. Нестеренко, Г. И. Нестеренко // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2007. – № 119. – С. 57–69.
10. Предполетный осмотр самолета [Электронный ресурс] // Авиационный спортивный клуб : сайт. – URL: http://old.as-club.ru/kurs3/aero/html/kurs_1103_0.html (дата обращения: 09.03.2026).

11. International Civil Aviation Organization (ICAO) [Электронный ресурс] : icao.int : официальный сайт. – URL: <https://www.icao.int/> (дата обращения: 09.03.2026).
12. Miki, T. UAV/UGV Autonomous Cooperation: UAV Assists UGV to Climb a Cliff by Attaching a Tether / T. Miki, P. Khrapchenkov, K. Hori // 2019 International Conference on Robotics and Automation (ICRA). – Montreal, 2019. – P. 1–7.
13. A Collaborative Aerial-Ground Robotic System for Fast Exploration / L. Wang, D. Cheng, F. Gao [et al.] // Experimental Robotics. ISER 2018. Springer Proceedings in Advanced Robotics. – 2020. – Vol. 11. – DOI: 10.1007/978-3-030-33950-0_6.
14. Merzlyakov, A. A Comparison of Modern General-Purpose Visual SLAM Approaches / A. Merzlyakov, S. Macenski // arXiv preprint arXiv:2107.07589. – 2021.
15. An Aerial-Ground Robotic System for Navigation and Obstacle Mapping in Large Outdoor Areas / M. Garzón, J. Valente, D. Zapata, A. Barrientos // Sensors. – 2013. – Vol. 13, no. 1. – P. 1247–1267. – DOI: 10.3390/s130101247.
16. Daum, F. Extended Kalman Filters // Encyclopedia of Systems and Control. – London : Springer, 2014. – DOI: 10.1007/978-1-4471-5102-9_62-2.
17. Airbus привлёк дрона к осмотру самолетов [Электронный ресурс] // nplus1.ru : сайт – URL: <https://nplus1.ru/news/2016/07/18/airbus> (дата обращения: 09.03.2026).
18. The Different Types of Aircraft Maintenance Inspections [Электронный ресурс] // Aero Corner : сайт — URL: <https://aerocorner.com/blog/types-of-aircraft-inspections/> (дата обращения: 09.03.2026).
19. Алешин, Б. С. Навигация наземного колесного робота в инфраструктуре аэродрома / Б. С. Алешин, А. И. Черноморский, В. А. Петрухин, К. С. Лельков // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2023. – № 9. – С. 293–302. – DOI: 10.24412/2071-6168-2023-9-293-294.
20. Chernomorsky, A. I. About One way to increase the accuracy of navigation system for ground wheeled robot used in aircraft parking / A. I. Chernomorsky, K. S. Lelkov, E. D. Kuris // Smart Science. – 2020. – Vol. 8, No. 4. – P. 219–226. – DOI: 10.1080/23080477.2020.1824055.
21. Petruhin, V. A. Local Navigation of a Wheeled Mobile Robot as a Carrier of Equipment for Aircraft Defects Monitoring at the Parking Lot / V. A. Petruhin, K. S. Lelkov, A. I. Chernomorsky // 2023 30th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS). – 2023. – P. 1–5.
22. Алешин, Б. С. Управление ориентацией фотокамеры на борту беспилотного летательного аппарата в процессе мониторинга дефектов наружной поверхности воздушного судна / Б. С. Алешин, А. И. Черноморский, В. А. Петрухин, К. С.

- Лельков // Авиакосмическое приборостроение. – 2025. – № 9. – С. 26–36. – DOI: 10.25791/aviakosmos.9.2025.1505.
23. Способ диагностического осмотра наружной поверхности воздушного судна на стоянке с помощью роботизированного комплекса : пат. 2779019 Рос. Федерация, МПК G01M 99/00 / Алёшин Б. С., Черноморский А. И., Егоров А. А., Курис Э. Д., Сурков Д. А., Шумов М. Б., Лельков К. С., Петрухин В. А., Хорев Т. С., Васильев Н. М. ; заявитель и патентообладатель – ООО "Статус Консалт". – № 2019131594 ; заявл. 08.10.2019 ; опубл. 30.08.2022, Бюл. № 25. – 10 с.
 24. Rajamani, R. Vehicle dynamics and control / R. Rajamani. – 2nd ed. – New York : Springer Science & Business Media, 2011. – 495 p.
 25. Lee, J. Y. S. Design and control of a fully-actuated hexrotor for aerial manipulation applications / J. Y. S. Lee, K. K. Leang, W. Yim // Journal of Mechanisms and Robotics. – 2018. – Vol. 10, no. 4. – P. 041007.
 26. Pauwelussen, J. P. Essentials of vehicle dynamics / J. P. Pauwelussen. – [S. l.] : Butterworth-Heinemann, 2014. – 364 p.
 27. Lelkov, K. S. Integrated Navigation System for Ground Wheeled Robot / K. S. Lelkov, A. I. Chernomorsky // 2022 29th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems (ICINS). – 2022. – P. 1–4.
 28. Chen, Z. Design of Flight Control System for a Novel Tilt-Rotor UAV / Z. Chen, H. Jia // Complexity. – 2020. – Vol. 2020. – P. 1–14. – DOI 10.1155/2020/4757381.
 29. Lelkov, K. S. Hex-rotor aircraft dynamics and simulation // IV International Scientific Forum on Computer and Energy Sciences (WFCES II 2022) : AIP Conference Proceedings, 2023. – T. 2948, № 1. – P. 020015. – DOI: 10.1063/5.0165369.
 30. Aerodynamics of Rotor Blades for Quadrotors / M. Bangura, M. Melega, R. Naldi, R. Mahony // IEEE Transactions on Robotics. – 2016. – Vol. 33, no. 2. – P. 399–410.
 31. ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. – Введ. 1981–01–01. – Москва : Стандартинформ, 2005. – 54 с.
 32. Wan, E. A. The Unscented Kalman Filter for Nonlinear Estimation / E. A. Wan, R. Van Der Merwe // Proceedings of the IEEE 2000 Adaptive Systems for Signal Processing, Communications, and Control Symposium (AS-SPCC). – 2000. – P. 153–158. – DOI 10.1109/ASSPCC.2000.882463.
 33. Wan, E. A. The Unscented Kalman Filter / E. A. Wan, R. Van Der Merwe // Kalman Filtering and Neural Networks. – John Wiley & Sons, Inc., 2001. – P. 221–280. – DOI 10.1002/0471221546.ch7.

34. Mao, G. Design of an extended kalman filter for uav localization / G. Mao, S. Drake, B. D. O. Anderson // 2007 Information, Decision and Control. – 2007. – P. 224–229.
35. SoC estimation using an Extended Kalman filter for UAV applications / R. Schacht-Rodriguez [et al.] // 2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). – 2017. – P. 179–187.
36. Колганов, Л. А. Подход к синтезу алгоритмов контроля целостности инерциально-спутникового навигационного решения для беспилотных летательных аппаратов вертикального взлета и посадки / Л. А. Колганов, Д. А. Антонов, К. С. Лельков, М. С. Рябинкин // Приборы. – 2023. – № 12 (282). – С. 39–46.
37. The performance of independent wheels steering vehicle (4WS) applied Ackerman geometry / M. W. Choi [et al.] // 2008 International Conference on Control, Automation and Systems. – 2008. – P. 197–202.
38. Хорев, Т. С. Мобильный колесный робот для мониторинга объектов аэродромной инфраструктуры / Т. С. Хорев, К. С. Лельков, В. А. Петрухин // Аннотации конкурсных работ 11-го Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». – Москва, 2019.
39. Лельков, К. С. Система траекторного управления движением гексакоптера / К. С. Лельков, А. И. Черноморский // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. – 2025. – Т. 68., № 1. – С. 36-49. – DOI: 10.17586/0021-3454-2025-68-1-36-49.
40. Kokotovic, P. V. The joy of feedback: nonlinear and adaptive // IEEE Control Systems Magazine. – 1992. – Vol. 12, no. 3. – P. 7–17. – DOI: 10.1109/37.165507.
41. Aleshin, B. S. Robotic complex for inspection of the outer surface of the aircraft in its parking lot / B. S. Aleshin, A. I. Chernomorsky, E. D. Kuris, K. S. Lelkov, M. V. Ivakin // INCAS Bulletin. – 2020. – Vol. 12. – P. 21–31. – DOI: 10.13111/2066-8201.2020.12.S.2.
42. Lelkov, K. S. Cooperative Navigation for Ground and Aerial Robots / K. S. Lelkov, A. I. Chernomorsky // Journal of Electrical Systems. – 2024. – Vol. 20, No. 11. – P. 561–574.
43. Yow, K.-C. General Moving Object Localization from a Single Flying Camera / K.-C. Yow, I. Kim // Applied Sciences. – 2020. – Vol. 10, no. 19. – P. 6945. – DOI 10.3390/app10196945.
44. Lee, Y. Real-time object detection, tracking, and 3D positioning in a multiple camera setup / Y. Lee, A. Yilmaz // ISPRS Annals of Photogrammetry, Remote Sensing and

- Spatial Information Sciences. – 2013. – Vol. II-3/W2. – P. 31–35. – DOI 10.5194/isprsannals-II-3-W2-31-2013.
45. Embedded ArUco: a novel approach for high precision UAV landing / A. Khazetdinov, A. Zakiev, T. Tsoy [et al.] // 2021 International Siberian Conference on Control and Communications (SIBCON). – 2021. – P. 1–6. – DOI: 10.1109/SIBCON50419.2021.9438855.
46. Alimeer, A. H. Evaluation of mechanical properties of kevlar fiber and natural fiber composites reinforced with epoxy resin / A. H. Alimeer, K. A. K. Mohammed // AIP Conference Proceedings. – 2025. – Vol. 3211, no. 1. – P. 040025.
47. Хорев, Т. С. Методика фотомониторинга дефектов наружной поверхности воздушного судна на его стоянке гетерогенной группой роботов с использованием нейросети классификатора // Навигация и управление движением : материалы XXVI конференции молодых ученых с международным участием. – Санкт-Петербург, 2024.
48. Теория, алгоритмические и программно-аппаратные решения задач навигации и ориентации гетерогенной группы роботов : отчет о НИР (проект РНФ № 23-29-00958) / А. И. Черноморский [и др.]. – Москва, 2023.
49. Теоретические и экспериментальные исследования диагностического комплекса на основе физически связанных беспилотного летательного аппарата и наземного колёсного робота для мониторинга дефектов наружной поверхности воздушного судна : отчёт о НИР (МАИ, договор № 58630-03050, номер гос. регистрации 122041900024-9) / А. И. Черноморский [и др.]. – Москва, 2022.
50. Алёшин, Б. С. Ориентация и навигация подвижных объектов : современные информационные технологии / Б. С. Алёшин, К. К. Веремеенко, А. И. Черноморский. – Москва : ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 424 с. – ISBN 5-9221-0735-6.

ПРИЛОЖЕНИЕ А. Определение моделей шумов датчиков КАМ

Получены результаты измерений, осуществляемых гироскопом «Гиронав Д1», используемым в макете ИУС КАМ и размещённым на неподвижном виброустойчивом основании. Из этих результатов исключена компонента, соответствующая угловой скорости вращения Земли. Итоговый «шумовой» сигнал представлен на рисунке А.1.

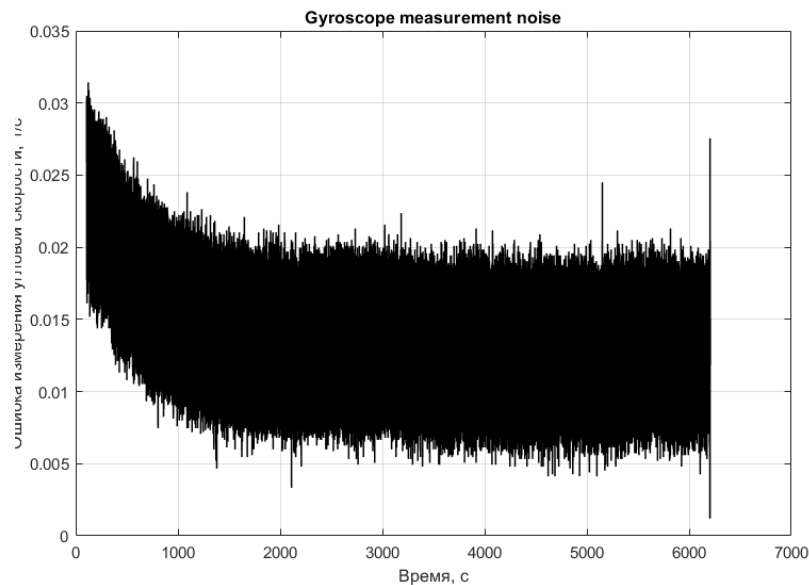


Рисунок А.1 – Реальная (измеренная) шумовая компонента измерений гироскопа «Гиронав Д1»

Анализ полученного сигнала показывает, что шум измерений гироскопа является белым шумом с СКО 0,0018 1/с (что существенно меньше значения, указанного в техническом паспорте); при этом МО этого шума не является нулевым (в паспорте указано, что оно нулевое) и изменяется во времени, что, в частности, порождается нагревом гироскопа в процессе эксплуатации. По завершении выхода через час на рабочий режим МО шума измерений гироскопа принимает постоянное значение. При моделировании перемещений БНКА и БЛА будем полагать, что гироскоп находится в рабочем режиме и его сдвиг нуля (МО) постоянен. На рисунке А.2 представлена эта уточнённая модель шума измерений гироскопа в виде белого шума с МО – 0,013 1/с и СКО – 0,0018 1/с.

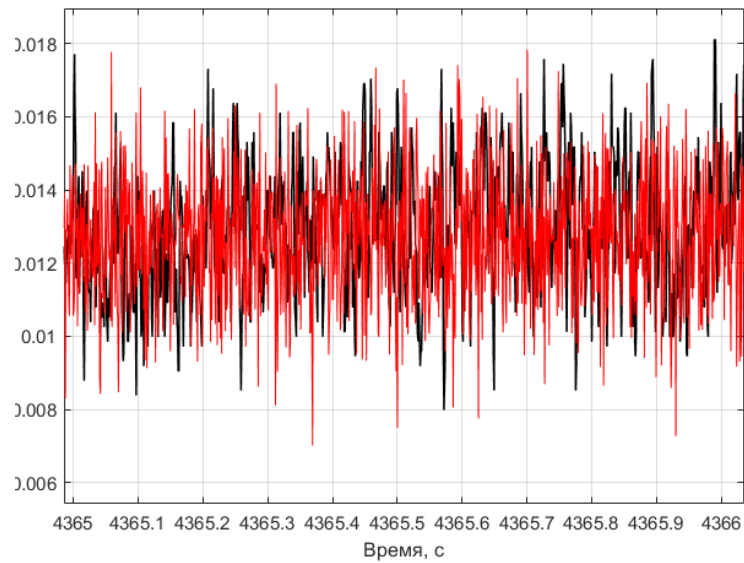


Рисунок А.2 – Шумы измерений гироскопа (реальный шумовой сигнал обозначен чёрным цветом; уточнённая модель – красным)

Видно, что имеет место практическое совпадение шумов измерений и уточнённой модели этих шумов в рабочем режиме гироскопа.

Получены результаты измерений, осуществляемых приёмником СНС Ublox ZED-F9P, размещённым на неподвижном основании. На этой основе (при исключении информации об истинном местоположении антенны приёмника, получаемой экспериментально как результат осреднения измерений на длительном интервале времени) сформирован (в метрах) «шумовой» сигнал, представленный на рисунке А.3.

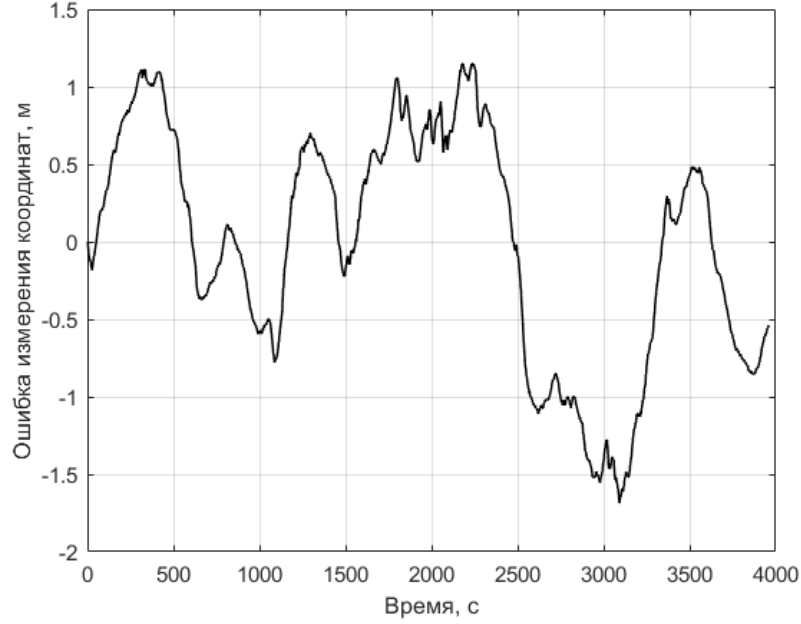


Рисунок А.3 – Шумовая компонента измерений приёмником Ublox ZED-F9P координат местоположения его антенны

Анализ полученного сигнала показывает, что модель шумов измерений местоположения антенны приёмником СНС существенно отличается от белого шума. Целесообразным является представление ошибок этого датчика в следующем виде [50]:

$$\delta_{CHC} = \delta_{CHC}^c + \Delta_{CHC}^c + \delta_{CHC}^w, \quad (A.1)$$

где δ_{CHC}^c – постоянная величина (задаётся случайной константой и изменяется со сменой рабочего созвездия СНС); δ_{CHC}^w – случайная компонента типа «белого» шума с нулевым математическим ожиданием; Δ_{CHC}^c – случайная компонента в виде «цветного» шума.

Компонента Δ_{CHC}^c задаётся случайным процессом с экспоненциальной корреляционной функцией $K_{\Delta x}$ и формирующим фильтром:

$$\begin{aligned} K_{\Delta x} &= \sigma_{\Delta x}^2 e^{-\mu|\tau|}; \\ \dot{\Delta}_{CHC}^c &= -\mu \Delta_{CHC}^c + \sqrt{2\sigma_{\Delta_{CHC}^c}^2} \mu \varepsilon, \end{aligned} \quad (A.2)$$

где μ – декремент затухания; $\sigma_{\Delta_{CHC}^c}$ – СКО ошибки Δ_{CHC}^c ; ε – «белый» шум единичной интенсивности.

На рисунке А.4 представлена аппроксимация шума измерений (уточнённая модель), осуществляемых приёмником СНС, с использованием модели (А.1) со следующими параметрами, полученными на основе анализа процесса, представленного на рисунке А.3: $\delta_{CHC}^c = -0,01$ м; СКО $\delta_{CHC}^w = 0,01$ м; $\mu = 0,001$ с; $\sigma_{\Delta_{CHC}^c} = 0,68$ м.

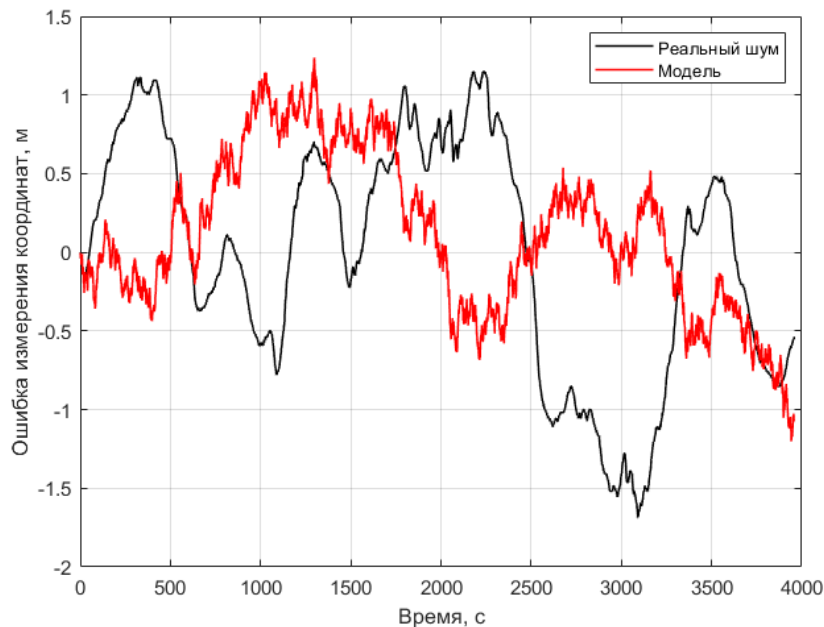


Рисунок А.4 – Шумы измерений приёмника СНС (реальное значение шумового сигнала обозначено чёрным цветом, уточнённая модель – красным)

Видно, что характер процесса, соответствующего уточнённой модели шума измерений, в значительной степени коррелирует с полученными экспериментальными данными.

В процессе стендовых испытаний БНКА получены также результаты измерений, осуществляемых одометрической подсистемой. На этой основе (при исключении информации об истинной угловой скорости вращения колёс,

получаемой от стендовых тахометров) сформирован «шумовой» сигнал, представленный на рисунке А.5.

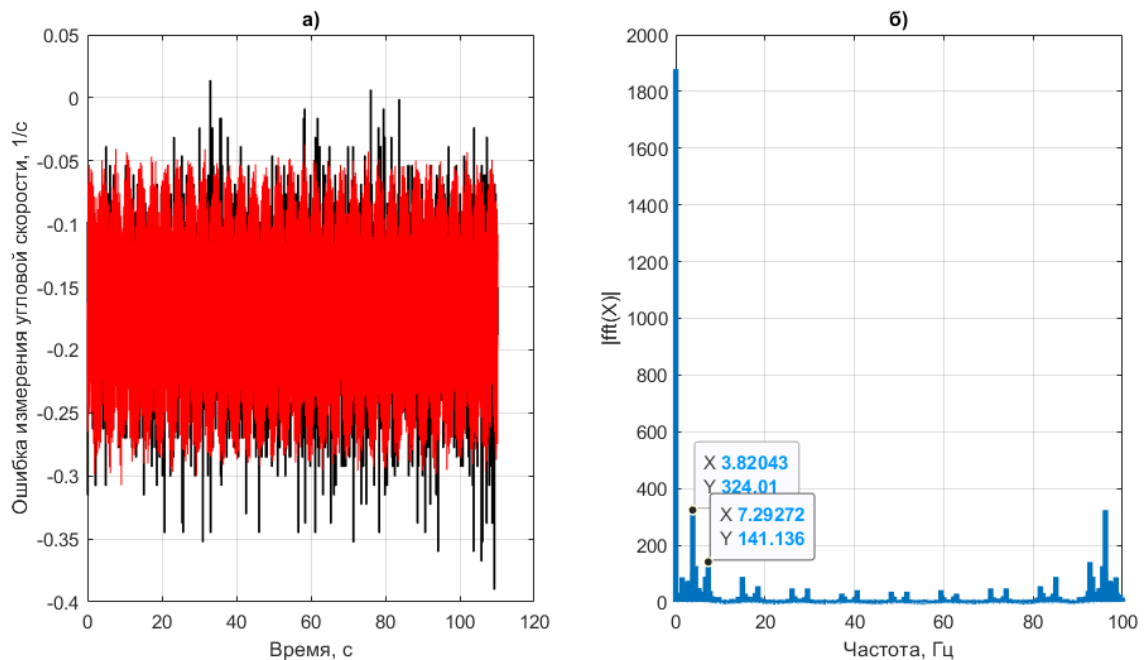


Рисунок А.5 – Шумовая компонента измерений одометрической подсистемы на основе энкодеров TLE5012B (*а* – «шумовой» сигнал; *б* – спектральный анализ сигнала)

Анализ полученного сигнала, а также его спектральной характеристики, показывает, что в сигнале, помимо белого шума, содержатся две основные дополнительные шумовые компоненты с частотами 3,8 Гц и 7,3 Гц (рисунок А.5б). Кроме того, присутствует сдвиг нуля – статическая компонента ошибки (рисунок А.5а). Уточнённая модель этого сигнала с использованием двух гармонических функций, статической компоненты и белого шума имеет вид:

$$\delta_{OD} = \delta_{OD}^{cm} + \delta_{OD}^{bш} + A_1 \sin(2\pi t \cdot f_1) + A_2 \sin(2\pi t \cdot f_2), \quad (A.3)$$

где δ_{OD}^{cm} – статическая компонента ошибки; $\delta_{OD}^{bш}$ – белый шум; A_1, A_2 – амплитуды первой и второй гармоник соответственно; $f_1 = 3,8$ Гц, $f_2 = 7,3$ Гц – частоты первой и второй гармоник соответственно.

На рисунке А.6 представлена аппроксимация шума измерений одометрической системы с использованием модели (А.3) со следующими

параметрами, полученными на основе анализа процесса, представленного на рисунке А.5: $\delta_{ОД}^{ст} = -0,17$ 1/с; СКО $\delta_{ОД}^{бш} = 0,01$ 1/с; $A_1 = 0,07$ 1/с; $A_2 = 0,04$ 1/с.

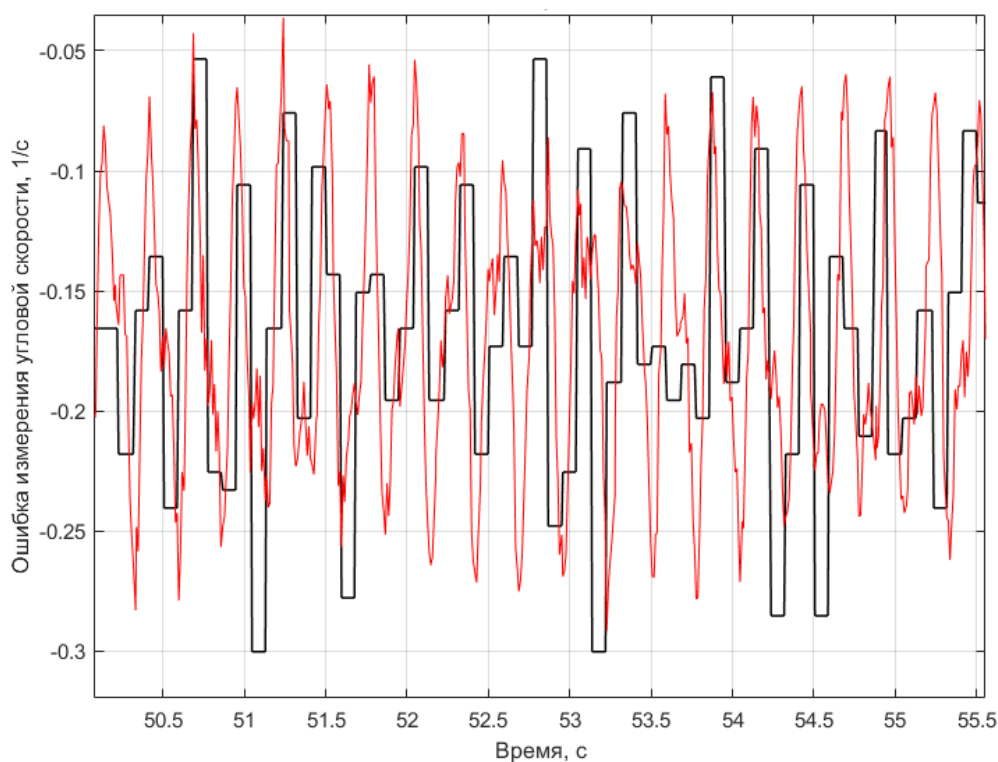


Рисунок А.6 – Шумы измерений одометрической подсистемы (реальный шумовой сигнал обозначен чёрным цветом, модельный сигнал – красным)

Видно, что характер процесса, соответствующего уточнённой модели шума измерений, в значительной степени коррелирует с полученными экспериментальными данными.

ПРИЛОЖЕНИЕ Б. Оценки параметров проскальзывания и сдвигов нулей бортовых инерциальных датчиков по результатам моделирования подсистем измерения навигационных параметров БНКА и БЛА

Полученные в результате моделирования ПИНП БНКА оценки параметров проскальзывания и сдвигов нулей бортовых гироскопов представлены на рисунках Б.1-Б.5. На них принята единая система обозначений: синей линией обозначены результаты оценки параметров, полученные при использовании паспортных белых шумов измерений датчиков в качестве базовых параметров фильтра; красной линией – результаты, полученные при использовании цветных (уточнённых) моделей шумов измерений датчиков и базовых параметров фильтра; зелёной линией – результаты, полученные при использовании цветных моделей шумов измерений датчиков в результате коррекции базовых параметров фильтра.

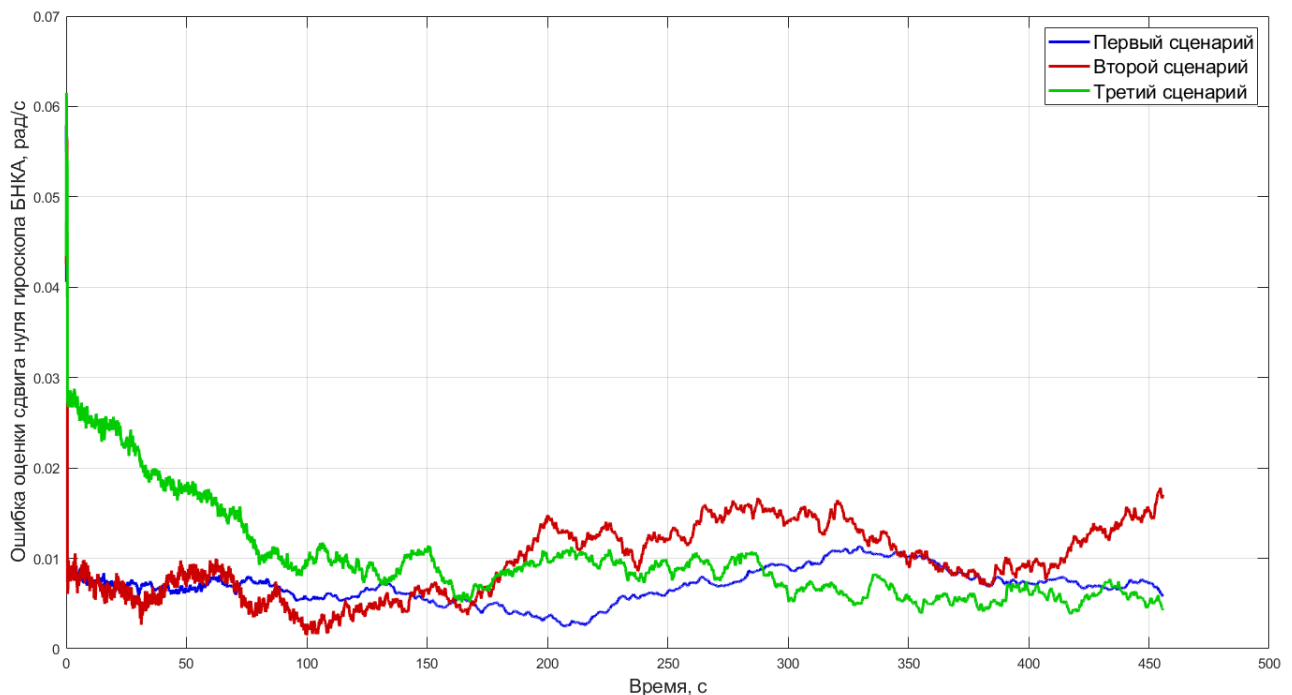


Рисунок Б.1 – Ошибки оценок сдвига нуля курсового гироскопа БНКА в процессе моделирования по различным сценариям

Анализ полученных оценок дрейфа гироскопа БНКА показывает, что при моделировании по первому сценарию МО ошибки оценки составило 0,007 рад/с, а

СКО этой ошибки – 0,002 рад/с. При моделировании по второму сценарию МО этой ошибки составило 0,01 рад/с, а СКО – 0,004 рад/с соответственно. При моделировании по третьему сценарию эти величины составили 0,01 рад/с и 0,005 рад/с соответственно.

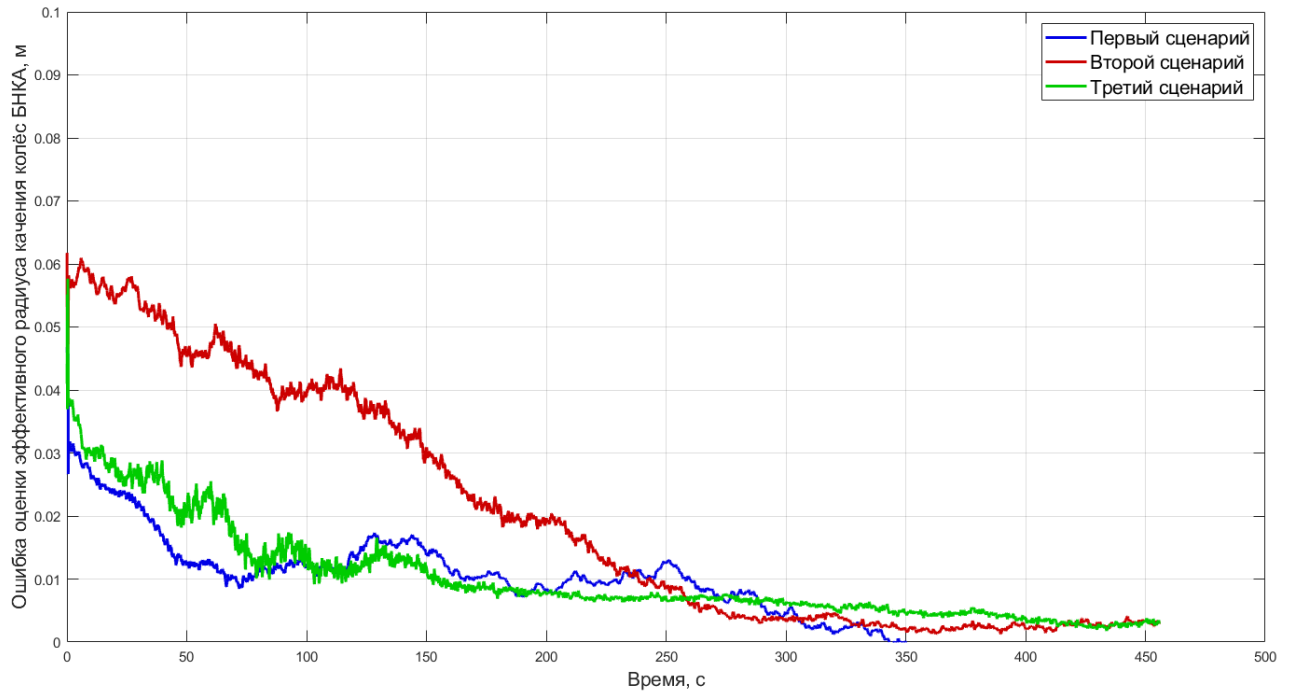


Рисунок Б.2 – Осреднённые ошибки оценок продольного проскальзывания (оценки эффективных радиусов качения) колёс БНКА в процессе моделирования по различным сценариям

Полученные результаты оценок продольного проскальзывания колёс БНКА позволяют сделать вывод, что оценки эффективных радиусов качения 1, 2 и 3, 4 колёс взаимно коррелированы в парах. При моделировании по первому сценарию среднее МО ошибки оценки эффективного радиуса качения для всех колёс составило 0,008 м, при среднем СКО этой ошибки – 0,008 м. При моделировании по третьему сценарию соответствующие величины составили 0,01 м и 0,008 м.

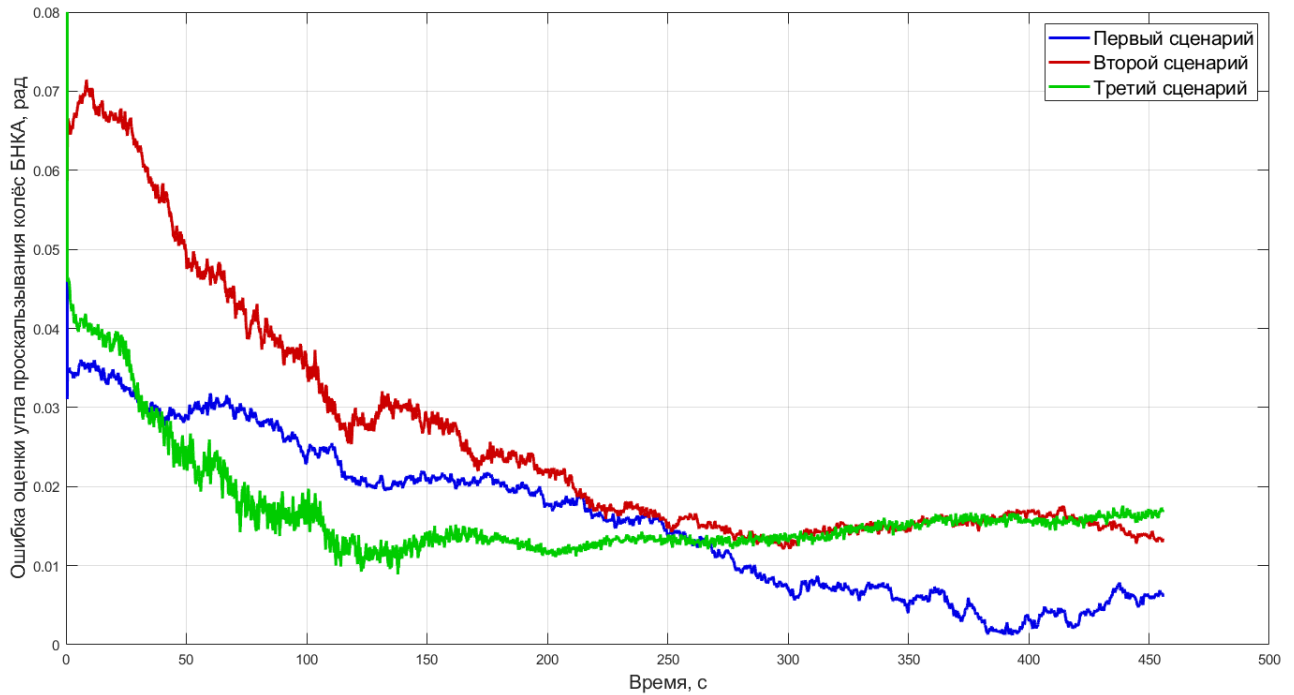


Рисунок Б.3 – Осреднённые ошибки оценок поперечного проскальзывания (углов проскальзывания) колёс БНКА в процессе моделирования по различным сценариям

Анализ результатов, представленных на рисунках Б.1-Б.3, показывает, что при моделировании по первому сценарию среднее МО ошибки оценки углов проскальзывания колёс составило 0,016 рад, а СКО этой ошибки – 0,01 рад. При моделировании по третьему сценарию эти значения составили 0,017 рад и 0,007 рад соответственно.

Полученные в результате моделирования ПИНП БЛА оценки сдвигов нулей бортовых гороскопов и акселерометров представлены на рисунках Б.4-Б.5. На них принята единая система обозначений: синей линией – результат, полученный при моделировании по первому сценарию; красной линией – результат, полученный по второму сценарию; зелёной линией – результат, полученный по третьему сценарию.

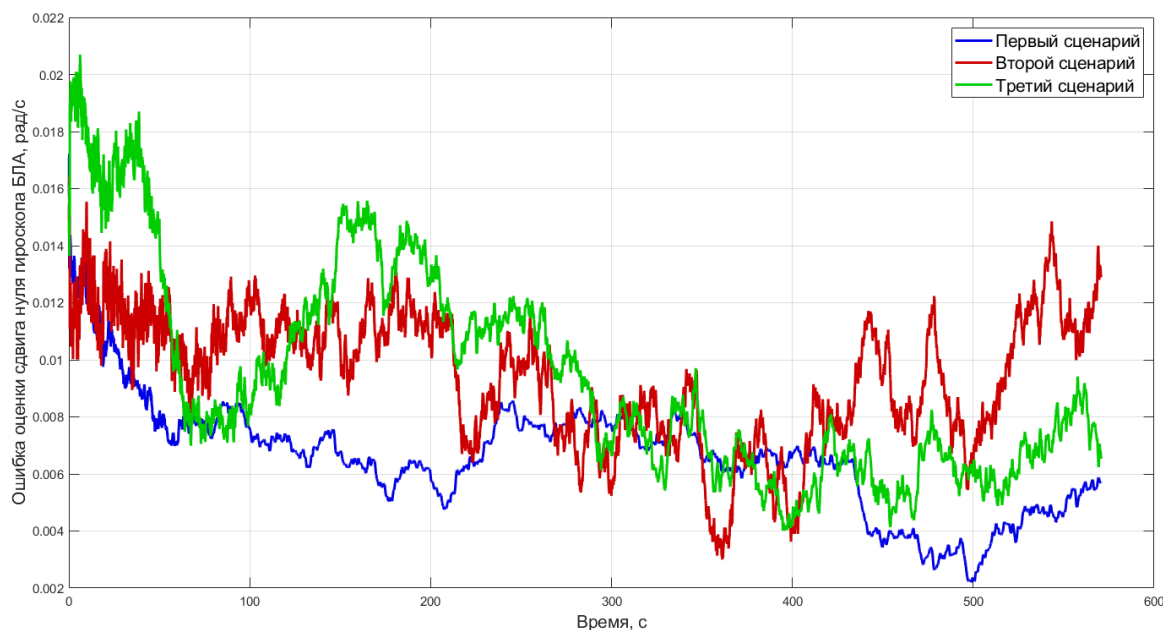


Рисунок Б.4 – Осреднённые ошибки оценок сдвигов нулей гироскопов на борту БЛА, в процессе моделирования по различным сценариям

Результаты, представленные на рисунке Б.4, показывают, что при моделировании по всем трём сценариям оценки сдвигов нулей гироскопов сходятся к модельным значениям. Среднее МО ошибки оценки сдвигов нулей гироскопов БЛА составляет 0,007 рад/с при моделировании по первому сценарию и 0,009 рад/с при моделировании по третьему сценарию. Средние СКО этих ошибок составляют 0,002 рад/с и 0,004 рад/с соответственно.

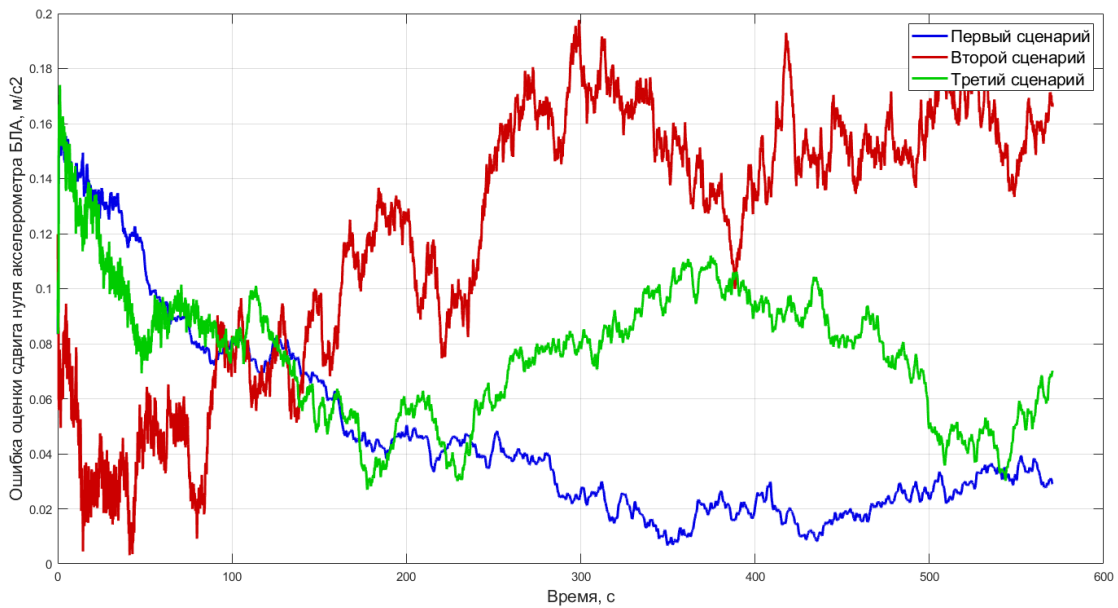


Рисунок Б.5 – Осреднённые ошибки оценок сдвигов нулей акселерометров на борту БЛА, в процессе моделирования по различным сценариям

Анализ результатов, представленных на рисунке Б.5, показывает, что при моделировании по второму сценарию не удаётся получить стабильные оценки сдвигов нулей акселерометров БЛА. При моделировании по первому сценарию среднее МО ошибок оценки сдвигов нулей акселерометров составило $0,047 \text{ м/с}^2$, а среднее СКО этой ошибки – $0,035 \text{ м/с}^2$. При моделировании по третьему сценарию соответствующие значения составили $0,077 \text{ м/с}^2$ и $0,024 \text{ м/с}^2$ соответственно.

ПРИЛОЖЕНИЕ В. Вектор управления, формируемый локомоционным контуром подсистемы траекторного управления БЛА в каналах высоты, крена и курса

В разделе 3.3 представлен процесс синтеза законов управления в локомоционном контуре БЛА на основе метода управления путём последовательных возвратов Кокотовича П.В. [40]. Суть этого метода заключается в разработке каскадных каналов управления путём введения виртуальных управлений, являющихся входом одного канала управления и выходом другого. Вектор состояния подсистемы управления БЛА имеет вид (3.10):

$$X = \left[x_a, \dot{x}_a, y_a, \dot{y}_a, z_a, \dot{z}_a, \psi_a, \dot{\psi}_a, \theta_a, \dot{\theta}_a, \gamma_a, \dot{\gamma}_a \right]^T. \quad (\text{B.1})$$

При этом вектор управления таков (3.11):

$$U = \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} T_1 + T_2 + T_3 + T_4 + T_5 + T_6 \\ k_r (T_1 - T_2 + T_3 - T_4 + T_5 - T_6) \\ \frac{\sqrt{3}}{2} l_{rot} (T_1 - T_3 - T_4 + T_6) \\ \frac{1}{2} l_{rot} (T_6 + T_4 - T_3 - T_1) + l_{rot} (T_5 - T_2) \end{bmatrix}. \quad (\text{B.2})$$

Полученный в результат синтеза в разделе 3.3 закон формирования управления по каналу тангажа U_3 (3.39) имеет вид:

$$U_3 = I_y k_9 \dot{z}_9 - A_5 - x_8 x_{12} (I_z - I_x) + I_R x_{12} G_r + I_y k_{10} z_{10}. \quad (\text{B.3})$$

Рассмотрим здесь процессы синтеза управлений БЛА в других каналах – U_1, U_2, U_4 .

Канал управления по высоте

Обозначим заданное значение вертикальной скорости БЛА, определяющее соответствующее целевое состояние равновесия, как $x_{6d} = \dot{z}_{arc}$. Тогда ошибка управления может быть выражена так:

$$z_6 = x_{6d} - x_6. \quad (\text{B.4})$$

Производная этой ошибки:

$$\dot{z}_6 = \dot{x}_{6d} - \dot{x}_6. \quad (\text{B.5})$$

В рамках каскадного подхода будем формировать управляющий сигнал, обеспечивающий минимизацию z_6 ($\lim_{t \rightarrow \infty} z_6 \rightarrow 0$). Потребное значение ускорения $\dot{x}_{6d}$ в (B.5) будем формировать так:

$$\dot{x}_{6d} = k_6 z_6 - n_6 \dot{x}_6, \quad (\text{B.6})$$

где k_6, n_6 – положительные коэффициенты.

Подставляя соотношение для $\dot{x}_2$ из системы (3.13) и (B.6) в (B.5), получим:

$$\dot{z}_6 = k_6 z_6 - n_6 \dot{x}_6 - g + \frac{U_1}{m_a} \cos x_9 \cos x_{11} - \frac{A_3}{m_a} - \frac{F_{wz}}{m_a} - \frac{2}{m_a} (x_{10} x_2 - x_{12} x_4). \quad (\text{B.7})$$

Для обеспечения выполнения условия $\lim_{t \rightarrow \infty} z_6 \rightarrow 0$ выберем положительно определённую функцию Ляпунова:

$$V_6 = \frac{1}{2} z_6^2 + 1 > 0. \quad (\text{B.8})$$

Производная этой функции имеет вид:

$$\dot{V}_6 = z_6 \dot{z}_6. \quad (\text{B.9})$$

Подставляя (B.7) в (B.9), имеем:

$$\dot{V}_6 = z_6 \left(k_6 z_6 - n_6 \dot{x}_6 - g + \frac{U_1}{m_a} \cos x_9 \cos x_{11} - \frac{A_3}{m_a} - \frac{F_{wz}}{m_a} - \frac{2}{m_a} (x_{10} x_2 - x_{12} x_4) \right). \quad (\text{B.10})$$

Необходимым и достаточным условием достижения асимптотической устойчивости процесса управления является условие $\dot{V}_6 \leq 0$. Согласно методу «управления путём последовательных возвратов» выберем частный случай $\dot{V}_6 = 0$. Это условие выполняется, если $z_6 = 0$ или второй множитель в (B.10) обращается в нуль. Вариант $z_6 = 0$ следует исключить по причине его тривиальности. Таким

образом, в рассматриваемом случае условие устойчивости ($\lim_{t \rightarrow \infty} z_6 \rightarrow 0$) можно записать так:

$$k_6 z_6 - n_6 \dot{x}_6 - g + \frac{U_1}{m_a} \cos x_9 \cos x_{11} - \frac{A_3}{m_a} - \frac{F_{wz}}{m_a} - \frac{2}{m_a} (x_{10} x_2 - x_{12} x_4) = 0. \quad (\text{B.11})$$

Из (B.11) выразим U_1 как функцию невязки по вертикальной скорости (z_6):

$$U_1 = \frac{m_a}{\cos x_9 \cos x_{11}} \left(-k_6 z_6 + n_6 \dot{x}_6 + g + \frac{A_3}{m_a} + \frac{F_{wz}}{m_a} + \frac{2}{m_a} (x_{10} x_2 - x_{12} x_4) \right). \quad (\text{B.12})$$

Канал управления по курсу

Канал управления по углу курса синтезируем аналогично процедуре (B.4-B.12) применительно к целевому значению x_{7d} требуемого угла курса БЛА. Ошибку управления запишем в виде:

$$z_7 = x_{7d} - x_7. \quad (\text{B.13})$$

Производная этой ошибки:

$$\dot{z}_7 = \dot{x}_{7d} - \dot{x}_7 = \dot{x}_{7d} - x_8. \quad (\text{B.14})$$

Минимизацию ошибки z_7 ($\lim_{t \rightarrow \infty} z_7 \rightarrow 0$) будем осуществлять на основе обеспечения величины x_{8r} угловой скорости, с которой необходимо в этом случае разворачиваться по курсу. С этой целью выберем функцию Ляпунова и её производную в виде:

$$\begin{aligned} V_7 &= \frac{1}{2} z_7^2 + 1; \\ \dot{V}_7 &= z_7 \dot{z}_7 = z_7 (\dot{x}_{7d} - x_8). \end{aligned} \quad (\text{B.15})$$

Величину x_{8r} будем формировать так:

$$x_{8r} = \dot{x}_{7d} + k_7 z_7, \quad (\text{B.16})$$

где k_7 – постоянный положительный коэффициент.

Выражение для ошибки z_8 (невязки угловой скорости разворота БЛА по курсу) имеет вид:

$$z_8 = x_{8r} - x_8 = \dot{x}_{7d} + k_7 z_7 - x_8. \quad (\text{B.17})$$

Отсюда:

$$\dot{x}_{7d} - x_8 = z_8 - k_7 z_7. \quad (\text{B.18})$$

С учётом (B.12) производная $\dot{V}_7$ функции Ляпунова такова:

$$\dot{V}_7 = z_7 (z_8 - k_7 z_7) = z_7 z_8 - k_7 z_7^2. \quad (\text{B.19})$$

Для обеспечения условия асимптотической устойчивости управления угловой скоростью разворота по курсу $\lim_{t \rightarrow \infty} z_8 \rightarrow 0$ выберем ещё одну положительно определённую функцию Ляпунова в виде:

$$V_8 = V_7 + \frac{1}{2} z_8^2 > 0. \quad (\text{B.20})$$

Производная этой функции такова:

$$\dot{V}_8 = \dot{V}_7 + z_8 \dot{z}_8. \quad (\text{B.21})$$

Компонент $\dot{z}_8$ в (B.21) на основе (B.17) и (3.13) имеет вид:

$$\dot{z}_8 = \ddot{x}_{7d} + k_7 \dot{z}_7 - \frac{1}{I_z} U_2 - \frac{A_4}{I_z} - x_{12} x_{10} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right). \quad (\text{B.22})$$

Далее, подставляя (B.19) и (B.22) в (B.21), получим:

$$\dot{V}_8 = -k_7 z_7^2 + z_8 \left(\ddot{x}_{7d} + k_7 \dot{z}_7 - \frac{1}{I_z} U_2 - \frac{A_4}{I_z} - x_{12} x_{10} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) \right). \quad (\text{B.23})$$

Необходимым и достаточным условием достижения асимптотической устойчивости процесса управления угловой скоростью разворота по курсу является условие $\dot{V}_8 \leq 0$. При этом слагаемое $-k_7 z_7^2$ по определению всегда не положительно. Согласно методу «управления путём последовательных возвратов» и в этом случае (как и в (B.11)) для выполнения $\dot{V}_8 \leq 0$ будем полагать второе слагаемое в (B.23) равным нулю:

$$\ddot{x}_{7d} + k_7 \dot{z}_7 - \frac{1}{I_z} U_2 - \frac{A_4}{I_z} - x_{12} x_{10} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) = 0. \quad (\text{B.24})$$

Отсюда определим компонент U_2 вектора управления БЛА (3.11):

$$U_2 = I_z \ddot{x}_{7d} + I_z k_7 \dot{z}_7 - A_4 - x_{12} x_{10} (I_x - I_y). \quad (\text{B.25})$$

Для повышения качества управления добавим в (B.25) дополнительную демпфирующую компоненту звено $k_8 z_8$ (k_8 – положительный коэффициент). При этом потребный компонент ускорения $\ddot{x}_{7d}$ можно принять равным нулю, поскольку рассматривается процедура стабилизации полёта БЛА с постоянной скоростью. Тогда:

$$U_2 = I_z k_7 \dot{z}_7 - A_4 - x_{12} x_{10} (I_x - I_y) + k_8 z_8. \quad (\text{B.26})$$

Канал управления линейной скоростью полёта БЛА вдоль оси $O_t Y_t$

Обозначим заданное значение скорости БЛА, определяющее соответствующее целевое состояние равновесия, как $x_{4d} = \dot{y}_{arc}$. Тогда ошибка управления может быть выражена так:

$$z_4 = x_{4d} - x_4. \quad (\text{B.27})$$

Производная этой ошибки:

$$\dot{z}_4 = \dot{x}_{4d} - \dot{x}_4. \quad (\text{B.28})$$

В рамках каскадного подхода будем формировать управляющий сигнал о потребном угле крена x_{11r} как сигнал, обеспечивающий минимизацию z_4 ($\lim_{t \rightarrow \infty} z_4 \rightarrow 0$). Потребное значение ускорения $\dot{x}_{4d}$ в (3.18) будем формировать так:

$$\dot{x}_{4d} = k_4 z_4 - n_4 \dot{x}_4, \quad (\text{B.29})$$

где k_4, n_4 – положительные коэффициенты.

Подставляя соотношение для $\dot{x}_4$ из системы (3.13) и (B.29) в (B.28), а также вводя замену переменной $u_y = \cos x_7 \sin x_{11} - \sin x_7 \sin x_9 \cos x_{11}$, получим:

$$\dot{z}_4 = k_4 z_4 - n_4 \dot{x}_4 - \frac{U_1}{m_a} u_y - \frac{A_2}{m_a} - \frac{F_{wy}}{m_a} - \frac{2}{m_a} (x_{12} x_6 - x_2 x_8). \quad (\text{B.30})$$

Для обеспечения выполнения условия $\lim_{t \rightarrow \infty} z_4 \rightarrow 0$ выберем положительно определённую функцию Ляпунова:

$$V_4 = \frac{1}{2} z_4^2 + 1 > 0. \quad (\text{B.31})$$

Производная этой функции имеет вид:

$$\dot{V}_4 = z_4 \dot{z}_4. \quad (\text{B.32})$$

Подставляя (B.30) в (B.32), имеем:

$$\dot{V}_4 = z_4 \left(k_4 z_4 - n_4 \dot{x}_4 - \frac{U_1}{m_a} u_y - \frac{A_2}{m_a} - \frac{F_{wy}}{m_a} - \frac{2}{m_a} (x_{12} x_6 - x_2 x_8) \right). \quad (\text{B.33})$$

Необходимым и достаточным условием достижения асимптотической устойчивости процесса управления является условие $\dot{V}_4 \leq 0$. Согласно методу «управления путём последовательных возвратов» выберем частный случай $\dot{V}_4 = 0$. Это условие выполняется, если $z_4 = 0$ или второй множитель в (B.33) обращается в нуль. Вариант $z_4 = 0$ следует исключить по причине его тривиальности. Таким образом, в рассматриваемом случае условие устойчивости ($\lim_{t \rightarrow \infty} z_4 \rightarrow 0$) можно записать так:

$$k_4 z_4 - n_4 \dot{x}_4 - \frac{U_1}{m_a} u_y - \frac{A_2}{m_a} - \frac{F_{wy}}{m_a} - \frac{2}{m_a} (x_{12} x_6 - x_2 x_8) = 0. \quad (\text{B.34})$$

Из (B.34) следует:

$$u_y = \frac{m_a}{U_1} \left(k_4 z_4 - n_4 \dot{x}_4 - \frac{A_2}{m_a} - \frac{F_{wy}}{m_a} - \frac{2}{m_a} (x_{12} x_6 - x_2 x_8) \right). \quad (\text{B.35})$$

Величина u_y , определяемая (B.35), обеспечивает выполнение условия устойчивости движения БЛА. В то же время переменная u_y характеризует ориентацию БЛА и потребный угол крена x_{11r} , который определяется так:

$$x_{11r} = \arcsin \left(\frac{u_y}{\sqrt{\cos^2 x_7 + \sin^2 x_7 \sin^2 x_9}} \right) - \arctan(-\sin x_7 \sin x_9 \cos x_7). \quad (\text{B.36})$$

Будем использовать величину x_{11r} в качестве входного сигнала в канале управления по углу крена. Тогда, ошибка управления по углу крена z_{11} и её производная имеют вид:

$$\begin{aligned} z_{11} &= x_{11r} - x_{11}; \\ \dot{z}_{11} &= \dot{x}_{11r} - \dot{x}_{11} = \dot{x}_{11r} - x_{12}. \end{aligned} \quad (\text{B.37})$$

Минимизацию ошибки z_{11} ($\lim_{t \rightarrow \infty} z_{11} \rightarrow 0$) будем осуществлять на основе обеспечения величины x_{12r} угловой скорости, с которой необходимо в этом случае разворачиваться по крену. С этой целью выберем новую функцию Ляпунова и её производную в виде:

$$\begin{aligned} V_{11} &= \frac{1}{2} z_{11}^2 + 1; \\ \dot{V}_{11} &= z_{11} \dot{z}_{11} = z_{11} (\dot{x}_{11r} - x_{12}). \end{aligned} \quad (\text{B.38})$$

Величину x_{12r} будем формировать так:

$$x_{12r} = \dot{x}_{11r} + k_{11} z_{11}, \quad (\text{B.39})$$

где k_{11} – постоянный положительный коэффициент.

Выражение для ошибки z_{12} (невязки угловой скорости разворота БЛА по крену) имеет вид:

$$z_{12} = x_{12r} - x_{12} = \dot{x}_{11r} + k_{11} z_{11} - x_{12}. \quad (\text{B.40})$$

Отсюда:

$$\dot{x}_{11r} - x_{12} = z_{12} - k_{11} z_{11}. \quad (\text{B.41})$$

С учётом (B.41) производная $\dot{V}_{11}$ функции Ляпунова такова:

$$\dot{V}_{11} = z_{11} (z_{12} - k_{11} z_{11}) = z_{11} z_{12} - k_{11} z_{11}^2. \quad (\text{B.42})$$

Для обеспечения условия асимптотической устойчивости управления угловой скоростью разворота по крену $\lim_{t \rightarrow \infty} z_{12} \rightarrow 0$ выберем ещё одну положительно определённую функцию Ляпунова в виде:

$$V_{12} = V_{11} + \frac{1}{2} z_{12}^2 > 0. \quad (\text{B.43})$$

Производная этой функции такова:

$$\dot{V}_{12} = \dot{V}_{11} + z_{12} \dot{z}_{12}. \quad (\text{B.44})$$

Компонент $\dot{z}_{12}$ в (B.44) найдём как производную z_{12} в (B.40):

$$\dot{z}_{12} = \ddot{x}_{11r} + k_{11} \dot{z}_{11} - x_{10} x_8 \frac{I_y - I_z}{I_x} - \frac{U_4}{I_x} - \frac{A_6}{I_x} - \frac{I_r}{I_x} x_{10} G_r. \quad (\text{B.45})$$

Далее, подставляя (B.42) и (B.45) в (B.44), получим:

$$\dot{V}_{12} = \dot{V}_{11} + z_{12} \left(\ddot{x}_{11r} + k_{11} \dot{z}_{11} - x_{10} x_8 \frac{I_y - I_z}{I_x} - \frac{U_4}{I_x} - \frac{A_6}{I_x} - \frac{I_r}{I_x} x_{10} G_r \right). \quad (\text{B.46})$$

Необходимым и достаточным условием достижения асимптотической устойчивости процесса управления угловой скоростью разворота по тангажу является условие $\dot{V}_{12} \leq 0$. При этом слагаемое $-k_{11} z_{11}^2$ по определению всегда не положительно. Согласно методу «управления путём последовательных возвратов» в этом случае (как и ранее) для выполнения $\dot{V}_{12} \leq 0$ будем полагать второе слагаемое в (B.46) равным нулю:

$$\ddot{x}_{11r} + k_{11} \dot{z}_{11} - x_{10} x_8 \frac{I_y - I_z}{I_x} - \frac{U_4}{I_x} - \frac{A_6}{I_x} - \frac{I_r}{I_x} x_{10} G_r = 0. \quad (\text{B.47})$$

Отсюда определим компонент U_4 вектора управления БЛА (3.11):

$$U_4 = I_x \ddot{x}_{11r} + I_x z_{11} + I_x k_{11} \dot{z}_{11} - x_{10} x_8 (I_y - I_z) - A_6 - I_r x_{10} G_r. \quad (\text{B.48})$$

Для повышения качества управления добавим в (B.48) демпфирующее звено $k_{12} z_{12}$ (k_{12} – положительный коэффициент). При этом потребный компонент

углового ускорения $\ddot{x}_{11r}$ можно принять равным нулю, поскольку рассматривается процедура стабилизации полёта БЛА с постоянной скоростью. Тогда:

$$U_4 = I_x k_{11} \dot{z}_{11} - x_{10} x_8 (I_y - I_z) - A_6 - I_r x_{10} G_r + I_x k_{12} z_{12}. \quad (\text{B.49})$$

Соотношение (B.49) определяет закон формирования компонента U_4 вектора управления (3.11), обеспечивающего движение БЛА с потребной линейной скоростью x_{4r} , определяемой траекторным контуром. Итоговые выражения для всех компонент вектора $\mathbf{U}$ таковы:

$$\begin{aligned} U_1 &= \frac{m_a}{\cos x_9 \cos x_{11}} \left(-k_6 z_6 + n_6 \dot{x}_6 + g + \frac{A_3}{m_a} + \frac{F_{wz}}{m_a} + \frac{2}{m_a} (x_{10} x_2 - x_{12} x_4) \right) \\ U_2 &= I_z k_7 \dot{z}_7 - A_4 - x_{12} x_{10} (I_x - I_y) + k_8 z_8; \\ U_3 &= I_y k_9 \dot{z}_9 - A_5 - x_8 x_{12} (I_z - I_x) + I_R x_{12} G_r + I_y k_{10} z_{10}; \\ U_4 &= I_x k_{11} \dot{z}_{11} - x_{10} x_8 (I_y - I_z) - A_6 - I_r x_{10} G_r + I_x k_{12} z_{12}. \end{aligned} \quad (\text{B.50})$$

ПРИЛОЖЕНИЕ Г. Программные реализации алгоритмов измерительно-управляющей системы носителей КАМ

Программная реализация алгоритма подсистемы измерения навигационных параметров БНКА в программной среде Matlab.

```

classdef UGVNavigation
    properties
        % Variables
        X = zeros(15, 1);
        dt = 0.01;
        P = zeros(15, 15);
        wc = 0.56; % m
        wv = 0.06; % m/s
        wa = 0.0003; % rad
        wr = 0.1; % rad/s
        wlons = 0.03; % m
        wlats = 0.008; % rad/s
        Q = zeros(15, 15);
        vgyr = 0.35; % rad/s
        vs = 0.46; % m
        vsv = 0.02; % m/s
        lf = 0.7;
        lr = 0.7;
    end

    methods
        function obj = init(obj)
            obj.X = [-2, 0, 0, 0, -pi/6, 0, 0, 0, 0, 0, 0.2, 0.2, 0.2, 0.2, 0];
            obj.Q = diag([obj.wc, obj.wc, obj.wv, obj.wv, obj.wa, obj.wr, obj.wlats, obj.wlats, obj.wlats, obj.wlats, obj.wlons, obj.wlons, obj.wlons, obj.wlons, 0.0001]);
            obj.P = diag([10, 10, 1, 1, 0.5, 0.5, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.01]);
        end

        %% Unscented transform
        function [Xs, Ws] = unscented_transform(obj, X, P)
            dim = length(X);
            n = 2 * dim + 1; % number of sigma-points
            k = 15;
    end
end

```

```

a = 0.25;
l = a * a * (dim + k) - dim;
b = 2; % for gaussians
Xs = zeros(dim, n);
Ws = zeros(2, n);
Xs(:,1) = X; % mean
Shift = chol((dim+1) * P);
for i = 1:dim
    for j = 1:dim
        Xs(i, j+1) = Xs(i,1) + Shift(i, j);
        Xs(i, j+1 + dim) = Xs(i,1) - Shift(i, j);
    end
end
Ws(1,1) = 1 / (dim + 1);
Ws(2,1) = Ws(1,1) + (1 - a*a + b);
for i = 2:n
    Ws(1,i) = 1 / (2*dim + 2*1);
    Ws(2,i) = Ws(1,i);
end
% Normalize the weights
sumW1 = sum(Ws(1,:));
sumW2 = sum(Ws(2,:));
Ws(1,:) = Ws(1,:) ./ sumW1;
Ws(2,:) = Ws(2,:) ./ sumW2;
end

function [Xprime, Pprime] =
reverse_unscented_transform(obj, Xs, Ws)
    dim = (length(Ws) - 1) / 2;
    n = 2 * dim + 1; % number of sigma-points
    k = 15;
    a = 0.25;
    l = a * a * (dim + k) - dim;
    b = 2; % for gaussians
    Xprime = zeros(dim, 1);
    Pprime = zeros(dim, dim);
    for i = 1:dim
        Xprime(i) = 0;
        for j = 1:n
            Xprime(i) = Xprime(i) + Xs(i,j) * Ws(1,j);
        end
    end
    % Derive Pprime as weighted covariance

```

```

        for j = 1:n
            a = Ws(2,j) * ((Xs(:,j) - Xprime) * (Xs(:,j) -
Xprime)');
            Pprime = Pprime + a;
        end
    end

    function obj = predict(obj, odometry)
        dfi1 = odometry.odo1;
        dfi2 = odometry.odo2;
        dfi3 = odometry.odo3;
        dfi4 = odometry.odo4;
        gamma1 = odometry.gamma1;
        gamma2 = odometry.gamma2;
        [Xs, Ws] = obj.unscented_transform(obj.X, obj.P);
        dim = length(obj.X);
        n = 2 * length(obj.X) + 1;
        for j = 1:n
            dxg_odo = 0.25 * (dfi1*Xs(11,j)*cos(gamma1 +
Xs(7,j)) + ...
                                dfi2*Xs(12,j)*cos(gamma2 +
Xs(8,j)) + ...
                                dfi3*Xs(13,j)*cos(Xs(9,j)) +
...
                                dfi4*Xs(14,j)*cos(Xs(10,j)));
            dyg_odo = 0.25 * (dfi1*Xs(11,j)*sin(gamma1 +
Xs(7,j)) + ...
                                dfi2*Xs(12,j)*sin(gamma2 +
Xs(8,j)) + ...
                                dfi3*Xs(13,j)*sin(Xs(9,j)) +
...
                                dfi4*Xs(14,j)*sin(Xs(10,j)));
            dheading_odo = dxg_odo / (obj.lf + obj.lr) *
(tan(gamma1/2 + gamma2/2 + Xs(7,j)/2 + Xs(8,j)/2) -
tan(Xs(9,j)/2 + Xs(10,j)/2));
            dxs_odo = dxg_odo * cos(Xs(5,j)) - dyg_odo *
sin(Xs(5,j));
            dys_odo = dxg_odo * sin(Xs(5,j)) + dyg_odo *
cos(Xs(5,j));
            dxt_odo = dxs_odo * cos(0) + dys_odo * sin(0);
            dyt_odo = -dxs_odo * sin(0) + dys_odo * cos(0);
            Xs(1,j) = Xs(1,j) + Xs(3,j) * obj.dt; % X
            Xs(2,j) = Xs(2,j) + Xs(4,j) * obj.dt; % Y

```

```

        Xs(3,j) = dxt_odo;
        Xs(4,j) = dyt_odo;
        Xs(5,j) = Xs(5,j) + Xs(6,j) * obj.dt; % Heading
        Xs(6,j) = dheading_odo;
    end

    [Xprime, Pprime] =
obj.reverse_unscented_transform(Xs, Ws);
    Pprime = Pprime + obj.Q;
    Xprime(5) = wrapToPi(Xprime(5));
    obj.X = Xprime;
    obj.P = Pprime;
end

function obj = update_gyro(obj, dheading_gyr)
    Z = [dheading_gyr];
    H = zeros(1,15);
    H(1, 6) = 1;
    H(1, 15) = 1;
    R = [obj.vgyr];
    I = eye(15);
    Y = Z - H * obj.X;
    S = H * obj.P * H' + R;
    K = obj.P * H' * inv(S);
    obj.X = obj.X + K * Y;
    obj.P = (I - K * H) * obj.P;
end

function obj = update_skew(obj, skew)
    Z = [skew];
    H = zeros(1,15);
    H(1, 15) = 1;
    R = [0.01];
    I = eye(15);
    Y = Z - H * obj.X;
    S = H * obj.P * H' + R;
    K = obj.P * H' * inv(S);
    obj.X = obj.X + K * Y;
    obj.P = (I - K * H) * obj.P;
end

function obj = update(obj, dheading_gyr, gnss)
    % static UGV parameters

```

```

lsx = 0.3;
lsy = -0.2;
Z = [dheading_gyr; gnss(1); gnss(2); gnss(3);
gnss(4)];

[Xs, Ws] = obj.unscented_transform(obj.X, obj.P);
dim = length(obj.X);
n = 2 * length(obj.X) + 1;
Zs = zeros(5, n);
for er = 1:n
    Zs(1,er) = Xs(6,er);
    Zs(2,er) = Xs(1,er) + (lsx*cos(Xs(5,er)) -
lsy*sin(Xs(5,er))) * cos(0) + ...
                                (lsx*sin(Xs(5,er)) +
lsy*cos(Xs(5,er))) * sin(0);
    Zs(3,er) = Xs(2,er) - (lsx*cos(Xs(5,er)) -
lsy*sin(Xs(5,er))) * sin(0) + ...
                                (lsx*sin(Xs(5,er)) +
lsy*cos(Xs(5,er))) * cos(0);
    Zs(4,er) = Xs(3,er) + Xs(6,er) *
(lsx*cos(Xs(5,er)) - lsy*sin(Xs(5,er))) * cos(0) + ...
                                Xs(6,er) *
(lsx*sin(Xs(5,er)) + lsy*cos(Xs(5,er))) * sin(0);
    Zs(5,er) = Xs(4,er) - Xs(6,er) *
(lsx*cos(Xs(5,er)) - lsy*sin(Xs(5,er))) * sin(0) + ...
                                Xs(6,er) *
(lsx*sin(Xs(5,er)) + lsy*cos(Xs(5,er))) * cos(0);
end
% Derive Zhat - predicted measurement
Zhat = zeros(5,1);
for i = 1:5
    for j = 1:n
        Zhat(i) = Zhat(i) + Zs(i,j)*Ws(1,j);
    end
end
R = [obj.vgyr, obj.vs, obj.vs, obj.vsv, obj.vsv];
% Matrix S
S = zeros(5, 5);
for j = 1:n
    S = S + Ws(2,j) * ((Zs(:,j) - Zhat) * (Zs(:,j) -
Zhat)');
end
S = S + diag(R);

```

```

        % Matrix Sigma (x,z)
        Sig = zeros(dim, 5);
        for j = 1:n
            Sig = Sig + Ws(2,j) * ((Xs(:,j) - obj.X) *
(Zs(:,j) - Zhat)');
        end
        % Kalman gain
        K = Sig * inv(S);
        Xprime = obj.X + K*(Z - Zhat);
        Pprime = obj.P - K*S*K';
        obj.X = Xprime;
        obj.P = Pprime;
    end

```

```

function obj = update_camera(obj, xs, ys, hs)
    Z = [xs; ys; hs];
    H = zeros(3,15);
    H(1, 1) = 1;
    H(2, 2) = 1;
    H(3, 5) = 1;
    R = diag([0.96; 0.96; 0.05]);
    I = eye(15);
    Y = Z - H * obj.X;
    S = H * obj.P * H' + R;
    K = obj.P * H' * inv(S);
    obj.X = obj.X + K * Y;
    K = K * 1.0;
    obj.P = (I - K * H) * obj.P;
end

```

```

function obj = update_tm(obj, xs, ys)
    Z = [xs; ys];
    H = zeros(2,15);
    H(1, 1) = 1;
    H(2, 2) = 1;
    R = diag([0.99; 0.99]);
    I = eye(15);
    Y = Z - H * obj.X;
    S = H * obj.P * H' + R;
    K = obj.P * H' * inv(S);
    obj.X = obj.X + K * Y;
    K = K * 1.0;
    obj.P = (I - K * H) * obj.P;
end

```

```

end
end
end

```

Программная реализация алгоритма подсистемы измерения навигационных параметров БЛА в программной среде Matlab.

```

classdef UAVNavigation
    properties
        % Variables
        X = zeros(21, 1);          dt = 0.01;
        P = zeros(21, 21);
        ka = 0.95;
        kd = 0.95;
        wc = 0.00008; % m
        wv = 0.0004; % m/s
        wacc = 0.00005; % m/s^2
        wang = 0.0003; % rad
        wr = 0.0002; % rad/s
        wa0 = 0.00000001; % m/s^2
        wg0 = 0.000000001; % rad/s
        Q = zeros(21, 21);
        vgyr = 0.0004; % rad/s
        vacc = 0.3; % m/s^2
        vs = 0.17; % m
        vsv = 0.02; % m/s
        vh = 0.05; % m
    end

    methods
        function obj = init(obj)
            obj.X = [-2, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0];
            obj.Q = diag(zeros(1,15));
            obj.Q(1:3,1:3) = diag([obj.wc, obj.wc, obj.wc]);
            obj.Q(4:6,4:6) = diag([obj.wv, obj.wv, obj.wv]);
            obj.Q(7:9,7:9) = diag([obj.wacc, obj.wacc, obj.wacc]);
            obj.Q(10:12,10:12) = diag([obj.wang, obj.wang, obj.wang]);
            obj.Q(13:15,13:15) = diag([obj.wr, obj.wr, obj.wr]);
        end
    end
end

```

```

obj.Q(16:18,16:18) = diag([obj.wa0, obj.wa0,
obj.wa0]);
obj.Q(19:21,19:21) = diag([obj.wg0, obj.wg0,
obj.wg0]);
obj.P = diag([10, 10, 10, 1, 1, 1, 0.5, 0.5, 0.5,
0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1, 0.1]);
end

function obj = predict(obj)
    F = zeros(21,21);
    F(1:3, 1:3) = eye(3);
    F(1:3, 4:6) = eye(3) * obj.dt;
    F(1:3, 7:9) = eye(3) * obj.dt^2/2;
    F(4:6, 4:6) = eye(3);
    F(4:6, 7:9) = eye(3) * obj.dt;
    F(7:9, 7:9) = eye(3) * obj.ka;
    F(10:12, 10:12) = eye(3);
    F(10:12, 13:15) = eye(3) * obj.dt;
    F(10:12, 19:21) = eye(3) * obj.dt;
    F(13:15, 13:15) = eye(3) * obj.kd;
    F(16:18, 16:18) = eye(3);
    F(19:21, 19:21) = eye(3);

    W = [obj.wc, obj.wc, obj.wc, obj.wv, obj.wv, obj.wv,
obj.wacc, obj.wacc, obj.wacc, obj.wang, obj.wang, obj.wang,
obj.wr, obj.wr, obj.wr, obj.wa0, obj.wa0, obj.wa0, obj.wg0,
obj.wg0, obj.wg0]';
    obj.X = F * obj.X + normrnd(0, W);
    obj.P = F * obj.P * F' + obj.Q;

end

function obj = update_gyro(obj, dheading, dpitch, droll)
    Z = [dheading; dpitch; droll];
    H = zeros(3,21);
    H(1:3, 13:15) = eye(3);
    H(1:3, 19:21) = eye(3);
    R = diag([obj.vgyr; obj.vgyr; obj.vgyr]);
    I = eye(21);
    Y = Z - H * obj.X;
    S = H * obj.P * H' + R;
    K = obj.P * H' * inv(S);
    obj.X = obj.X + K * Y;

```

```

    obj.P = (I - K * H) * obj.P;
end

function obj = update_acc(obj, ax, ay, az)
    sh = sin(obj.X(10));
    ch = cos(obj.X(10));
    sp = sin(obj.X(11));
    cp = cos(obj.X(11));
    sr = sin(obj.X(12));
    cr = cos(obj.X(12));
    Rsa = [ch * cp, sh * cp, -sp;
           ch * sp * sr - sh * cr, sh * sp * sr + ch * cr,
cp * sr;
           ch * sp * cr - sh * sr, sh * sp * cr - ch * sr,
cp * cr];

    Z = [ax; ay; az];
    H = zeros(3,21);
    H(1:3, 7:9) = Rsa;
    H(1:3, 16:18) = eye(3);
    R = diag([obj.vacc; obj.vacc; obj.vacc]);
    I = eye(21);
    Y = Z - H * obj.X;
    S = H * obj.P * H' + R;
    K = obj.P * H' * inv(S);
    obj.X = obj.X + K * Y;
    obj.P = (I - K * H) * obj.P;
end

function obj = update_baro(obj, zb)
    Z = [zb];
    H = zeros(1,21);
    H(3) = 1;
    R = [obj.vh];
    I = eye(21);
    Y = Z - H * obj.X;
    S = H * obj.P * H' + R;
    K = obj.P * H' * inv(S);
    obj.X = obj.X + K * Y;
    obj.P = (I - K * H) * obj.P;
end

function obj = update_gnss(obj, sensor)

```

```

        lsz = -0.1;
        Z = zeros(6,1);
        Z(1) = sensor.x - lsz * (cos(obj.X(10)) *
sin(obj.X(11)) & cos(obj.X(12)) + sin(obj.X(10)) *
sin(obj.X(12)));
        Z(2) = sensor.y - lsz * (sin(obj.X(10)) *
sin(obj.X(11)) & cos(obj.X(12)) - cos(obj.X(10)) *
sin(obj.X(12)));
        Z(3) = sensor.z - lsz * cos(obj.X(11)) *
cos(obj.X(12));
        Z(4:6) = [sensor.dx, sensor.dy, sensor.dz];
        H = zeros(6,21);
        H(1:3, 1:3) = eye(3);
        H(4:6, 4:6) = eye(3);
        H(4, 14) = lsz * cos(obj.X(10)) * cos(obj.X(11));
        H(4, 15) = -lsz * (cos(obj.X(10)) * sin(obj.X(11)) &
sin(obj.X(12)) - sin(obj.X(10)) * cos(obj.X(12)));
        H(5, 14) = lsz * sin(obj.X(10)) * cos(obj.X(11));
        H(5, 15) = -lsz * (sin(obj.X(10)) * sin(obj.X(11)) &
sin(obj.X(12)) + cos(obj.X(10)) * cos(obj.X(12)));

        R = diag([obj.vs, obj.vs, obj.vs, obj.vsv, obj.vsv,
obj.vsv]);
        I = eye(21);
        Y = Z - H * obj.X;
        S = H * obj.P * H' + R;
        K = obj.P * H' * inv(S);
        obj.X = obj.X + K * Y;
        obj.P = (I - K * H) * obj.P;
end

function obj = update_camera(obj, sensor)
    Z = [sensor.x; sensor.y; sensor.z; sensor.heading];
    H = zeros(4,21);
    H(1, 1) = 1;
    H(2, 2) = 1;
    H(3, 3) = 1;
    R = diag([0.6; 0.6; 0.6; 0.2]);
    I = eye(21);
    Y = Z - H * obj.X;
    S = H * obj.P * H' + R;
    K = obj.P * H' * inv(S);
    obj.X = obj.X + K * Y;

```

```

        obj.P = (I - K * H) * obj.P;
    end

    function obj = update_tm(obj, xs, ys, zs)
        Z = [xs; ys; zs];
        H = zeros(3,21);
        H(1, 1) = 1;
        H(2, 2) = 1;
        H(3, 3) = 1;
        R = diag([0.01; 0.01; 0.01]);
        I = eye(21);
        Y = Z - H * obj.X;
        S = H * obj.P * H' + R;
        K = obj.P * H' * inv(S);
        obj.X = obj.X + K * Y;
        obj.P = (I - K * H) * obj.P;
    end
end
end
end

```

Программная реализация алгоритмов подсистемы траекторного управления БНКА в программной среде Matlab.

```

classdef UGV
    properties
        % Variables
        xs = 0;
        ys = 0;
        z = 0;
        heading = 0;
        dxg = 0;
        dyg = 0;
        dx = 0;
        dy = 0;
        dz = 0;
        ddx = 0;
        ddy = 0;
        ddz = 0;
        dheading = 0;
        ddheading = 0;
        gamma1 = 0;
        gamma2 = 0;
    end
end

```

```

gamma = 0;
dgamma = 0;
ddgamma = 0;
betta = [0, 0, 0, 0];
fi = [0, 0, 0, 0];
dfi = [0, 0, 0, 0];
b = 0;
T = [0, 0, 0, 0, 0];
w = [0, 0, 0, 0, 0];
rn = 0.2;
radius = [0.2, 0.2, 0.2, 0.2];
% Wind
vxw = 6.2;
vyw = -3.3;
% Constants
m = 46; % kg
g = 9.81; % m/s2
ro = 1.2; % kg/m3
lw = 0.8;
h = 0.5;
lf = 0.7;
lr = 0.7;
ha = 0.6;
cd = 0.4;
Sf = 0.8 * 0.8; %lw * h;
Ss = (0.7 + 0.7) * 0.8; %(lf+lr)*h;
f = 0.02;
Ig = 10.12;
Iaxis = 2.23;
Iw = 0.2;
time = 0;
gyr_off = 0;
enc_off = 0;
gnss_off = 0;
gps_delta = 0;
gps_ddelta = 0;
gps_change = -1;
% Constrains
maxT = 33; % Nm
maxTstable = 3.0; % Nm
maxW = 50; % rad/s
maxGamma = 30 * pi / 180;
velint = 0;

```

```

    eps = 0.1;
    gamint = 0;
    fints = [0, 0, 0, 0];
end

methods
    function obj = init(obj)
        obj.gyr_off = 0.012;%normrnd(0, 0.1);
        obj.enc_off = 0.1;%normrnd(0, 0.1);
        obj.gnss_off = 0.5;%normrnd(0, 0.3);
        obj.gps_change = normrnd(600, 200); % indicates when
the constellation must be changed
    end

    function obj = predict(obj, dt)
        %% Body frame
        F1 = obj.T(1) / obj.radius(1);
        F2 = obj.T(2) / obj.radius(2);
        F3 = obj.T(3) / obj.radius(3);
        F4 = obj.T(4) / obj.radius(4);
        Fxa = 0.5 * obj.ro * obj.cd * obj.Sf * (obj.dx +
obj.vxw)^2 * sign(obj.dx);
        Fya = 0.5 * obj.ro * 22.4 * obj.Ss * (obj.dy +
obj.vyw)^2 * sign(obj.dy);
        Fzf = (-Fxa * obj.ha - obj.m * obj.ddx * obj.h +
obj.m * obj.g * obj.lf) / (obj.lf + obj.lf);
        Fzr = (Fxa * obj.ha + obj.m * obj.ddx * obj.h +
obj.m * obj.g * obj.lf) / (obj.lf + obj.lf);
        R1 = obj.f * Fzf;
        R2 = obj.f * Fzf;
        R3 = obj.f * Fzr;
        R4 = obj.f * Fzr;
        R1 = bound(R1, 0, F1);
        R2 = bound(R2, 0, F2);
        R3 = bound(R3, 0, F3);
        R4 = bound(R4, 0, F4);
        Fx1 = (F1 - R1) * cos(obj.gamma1 + obj.betta(1));
        Fy1 = (F1 - R1) * sin(obj.gamma1 + obj.betta(1));
        Fx2 = (F2 - R2) * cos(obj.gamma2 + obj.betta(2));
        Fy2 = (F2 - R2) * sin(obj.gamma2 + obj.betta(2));
        Fx3 = (F3 - R3) * cos(obj.betta(3));
        Fy3 = (F3 - R3) * sin(obj.betta(3));
        Fx4 = (F4 - R4) * cos(obj.betta(4));

```

```

        Fy4 = (F4 - R4) * sin(obj.betta(4));
        obj.ddx = 1 / obj.m * (Fx1 + Fx2 + Fx3 + Fx4 - Fxa)
+ obj.dheading * obj.dy;

        obj.ddy = 1 / obj.m * (Fy1 + Fy2 + Fy3 + Fy4 - Fya)
- obj.dheading * obj.dx;
        obj.ddheading = 1 / obj.Ig * (obj.lw / 2 * (Fx1 +
Fx3) - obj.lw / 2 * (Fx2 + Fx4) + obj.lf * (Fy1 + Fy2) - obj.lr
* (Fy3 + Fy4));
        obj.ddgamma = (obj.T(5) - obj.eps * obj.dgamma) /
obj.Iaxis;
        %% motion kinematics
        % Vehicle slip angle
        mean_gammaf = (obj.gamma1 + obj.gamma2 +
obj.betta(1) + obj.betta(2)) / 2;
        mean_gammar = (obj.betta(3) + obj.betta(4)) / 2;
        tanb = (obj.lr * tan(mean_gammaf) + obj.lf *
tan(mean_gammar)) / (obj.lf + obj.lr);
        obj.b = atan(tanb);
        if (obj.dheading ~= 0)
            l1 = sqrt(obj.lw ^ 2 / 4 + obj.lf^2);
            l3 = sqrt(obj.lw ^ 2 / 4 + obj.lr^2);
            Rc = sqrt(obj.dx^2 + obj.dy^2) / obj.dheading;
            n = atan(obj.lw / 2 / obj.lf);
            R1_2 = l1^2 + Rc^2 - 2 * l1 * Rc * cos(pi/2 + obj.b
+ n);
            R2_2 = l1^2 + Rc^2 - 2 * l1 * Rc * cos(pi/2 + obj.b
- n);

            R3_2 = (Rc + 0.5 * obj.lw)^2;
            R4_2 = (Rc - 0.5 * obj.lw)^2;
            obj.dfi(1) = sign(obj.dx) * abs(obj.dheading) *
sqrt(R1_2) / obj.radius(1);
            obj.dfi(2) = sign(obj.dx) * abs(obj.dheading) *
sqrt(R2_2) / obj.radius(2);
            obj.dfi(3) = sign(obj.dx) * abs(obj.dheading) *
sqrt(R3_2) / obj.radius(3);
            obj.dfi(4) = sign(obj.dx) * abs(obj.dheading) *
sqrt(R4_2) / obj.radius(4);
        else
            vel = sqrt(obj.dx^2 + obj.dy^2);
            obj.dfi(1) = vel / obj.radius(1);
            obj.dfi(2) = vel / obj.radius(2);
            obj.dfi(3) = vel / obj.radius(3);

```

```

        obj.dfi(4) = vel / obj.radius(4);
    end

    %% Prediction
    obj.dyg = obj.dx * cos(obj.heading) - obj.dy *
sin(obj.heading);
    obj.dyg = obj.dx * sin(obj.heading) + obj.dy *
cos(obj.heading);
    obj.xs = obj.xs + obj.dyg * dt;
    obj.ys = obj.ys + obj.dyg * dt;
    obj.heading = obj.heading + obj.dheading * dt;
    obj.heading = wrapToPi(obj.heading);
    obj.gamma = obj.gamma + obj.dgamma * dt;
    if abs(obj.gamma) > obj.maxGamma
        obj.gamma = obj.maxGamma * sign(obj.gamma);
    end
    obj.gamma1 = obj.gamma - obj.gamma^2 * obj.lw /
(obj.lf + obj.lr);
    obj.gamma2 = obj.gamma + obj.gamma^2 * obj.lw /
(obj.lf + obj.lr);

    obj.dx = obj.dx + obj.ddx * dt;
    obj.dy = obj.dy + objddy * dt;
    obj.dheading = obj.dheading + obj.ddheading * dt;
    % Axis dynamics
    obj.dgamma = obj.dgamma + obj.ddgamma * dt;
    obj.time = obj.time + dt;
end

function [rate, valid] = check_kinematics(obj,
desiredMotion)
    rate = desiredMotion(2);
    vel = desiredMotion(1);
    gamma_d = 0;
    valid = true;
    if rate ~= 0 && vel ~= 0
        gamma_m = atan2( rate * (obj.lf + obj.lr), vel);
        if abs(gamma_m) > obj.maxGamma
            gamma_m = sign(gamma_m) * obj.maxGamma;
            rate = vel / (obj.lf + obj.lr) *
tan(gamma_m); % vel is desired motion forward so slip angle is
irrelevant
            valid = false;
        end
    end
end

```

```

        end
        gamma_d = gamma_m;
    end
end

function wheels = vels2wheels(obj, desiredMotion)
    rate = desiredMotion(2);
    vel = desiredMotion(1);
    wheels = [0, 0, 0, 0];
    if abs(rate) <= 0.1
        wheels = [vel/obj.radius(1), vel/obj.radius(2),
vel/obj.radius(3), vel/obj.radius(4)];
        return
    end
    if rate ~= 0 && vel ~= 0
        gamma_m = atan2( rate * (obj.lf + obj.lr), vel);
        if abs(gamma_m) > obj.maxGamma
            gamma_m = sign(gamma_m) * obj.maxGamma;
            rate = vel / (obj.lf + obj.lr) *
tan(gamma_m);
        end
    end
    % Wheel rotations rates
    l1 = sqrt(obj.lw ^ 2 / 4 + obj.lf^2);
    l3 = sqrt(obj.lw ^ 2 / 4 + obj.lr^2);
    Rc = vel / rate;
    n = atan(obj.lw / 2 / obj.lf);
    R1_2 = l1^2 + Rc^2 - 2 * l1 * Rc * cos(pi/2 + obj.b
+ n);
    R2_2 = l1^2 + Rc^2 - 2 * l1 * Rc * cos(pi/2 + obj.b
- n);

    R3_2 = (Rc + 0.5 * obj.lw)^2;
    R4_2 = (Rc - 0.5 * obj.lw)^2;
    wheels(1) = sign(vel) * abs(rate) * sqrt(R1_2) /
obj.radius(1);
    wheels(2) = sign(vel) * abs(rate) * sqrt(R2_2) /
obj.radius(2);
    wheels(3) = sign(vel) * abs(rate) * sqrt(R3_2) /
obj.radius(3);
    wheels(4) = sign(vel) * abs(rate) * sqrt(R4_2) /
obj.radius(4);
end

```

```

function obj = locomotion_control(obj, goal_vel,
goal_dth)
    dgammas = obj.vels2wheels([goal_vel, goal_dth]);
    kp = 2.0;
    ki = 0.003;
    kd = 0.1;
    z_g1 = dgammas(1) - obj.dfi(1);
    z_g2 = dgammas(2) - obj.dfi(2);
    z_g3 = dgammas(3) - obj.dfi(3);
    z_g4 = dgammas(4) - obj.dfi(4);
    obj.T(1) = kp * z_g1 + ki * obj.fints(1);
    obj.T(2) = kp * z_g2 + ki * obj.fints(2);
    obj.T(3) = kp * z_g3 + ki * obj.fints(3);
    obj.T(4) = kp * z_g4 + ki * obj.fints(4);
    obj.fints(1) = obj.fints(1) + z_g1;
    obj.fints(2) = obj.fints(2) + z_g2;
    obj.fints(3) = obj.fints(3) + z_g3;
    obj.fints(4) = obj.fints(4) + z_g4;
    % Rotation control
    kpg = 1.3;%;4.0*3.7;
    kdg = -1.8;%;0*12.82*3.7;
    z_dth = goal_dth - obj.dheading*1;
    goal_dgamma = kpg * z_dth + kdg * obj.dgamma;
    kpp = 1;
    kii = 0.0000;
    z_dgamma = goal_dgamma - obj.dgamma*3;
    M = kpp * z_dgamma + kii * obj.gamint;
    obj.gamint = obj.gamint + z_dgamma;

    obj.T(5) = M;
end

function [vel, rate] = trajectory_control(obj,
goal_coords, last_coords, max_vel)
    vel = 0;
    rate = 0;
    xg = goal_coords(1);
    yg = goal_coords(2);
    x0 = last_coords(1);
    y0 = last_coords(2);
    dxx = xg - obj.xs;
    dyy = yg - obj.ys;
    proj_x = xg - x0;

```

```

        proj_y = yg - y0;
        rx = obj.xs - x0;
        ry = obj.ys - y0;
        dist2goal = sqrt(dxx^2 + dyy^2);
        peleng = atan2(dyy, dxx);
        dpsi = wrapToPi(peleng - obj.heading);
        cte = (ry * proj_x - rx * proj_y) / (proj_x * proj_x
+ proj_y * proj_y);
        if dist2goal < 1 || (proj_x * proj_x + proj_y *
proj_y) == 0
            cte = 0;
        end
        krp = 1.02;
        krd = -0.4781; % 4781
        rate = 1.3 * dpsi - 2.18 * obj.dheading - 0.0 * cte;
        vel = 0.8 * dist2goal;
        vel = bound(vel, 0, max_vel);
        [rate, ~] = obj.check_kinematics([vel, rate]);

    end
end
end

```

Программная реализация алгоритмов подсистемы траекторного управления БЛА в программной среде Matlab.

```

classdef hexUAV

    properties
        x = 0;
        y = 0;
        z = 0;
        heading = 0;
        pitch = 0;
        roll = 0;
        dx = 0;
        dy = 0;
        dz = 0;
        ddx = 0;
        ddy = 0;
        ddz = 0;
        dheading = 0;
    end
end

```

```

    dpitch = 0;
    droll = 0;
    % Controls
    T = [0, 0, 0, 0, 0, 0];
    w = [0, 0, 0, 0, 0, 0];
    % Constants
    m = 6; % kg
    g = 9.81; % m/s2
    lr = 0.3; % m
    ro = 1.2; % kg/m3
    kr = 0.08;
    k = 1.4e-5;
    ctx = -0.08;
    cty = -0.08;
    ctz = -0.12;
    crx = -0.05;
    cry = -0.05;
    crz = -0.02;
    Ir = 3e-5;
    Ix = 0.02;
    Iy = 0.02;
    Iz = 0.03;
    Sx = 0.4;
    Sy = 0.4;
    Sz = 0.15;
    Sa = 0.075;
    gyr_off = [0, 0, 0];
    acc_off = [0, 0, 0];
    gnss_off = 0;
    gps_delta = 0;
    gps_ddelta = 0;
    gps_change = -1;
    vel_control = [0, 0, 0, 0, 0, 0];
    angle_control = [0, 0, 0];
end

methods

function obj = init(obj)
    obj.gyr_off = [0.012, -0.003, 0.009];
    obj.acc_off = [0.03, -0.012, 0.01];%normrnd(0, 0.1);
    obj.gnss_off = 0.5;%normrnd(0, 0.3);
end

```

```

function obj = predict(obj, dt)
    U = [0, 0, 0, 0];
    A = [0, 0, 0, 0, 0, 0];
    W = sqrt(obj.dx^2 + obj.dy^2 + obj.dz^2);
    Gr = - obj.w(1) + obj.w(2) - obj.w(3) + obj.w(4) -
obj.w(5) + obj.w(6);
    U(1) = sum(obj.T);
    U(2) = obj.kr * (obj.T(1) - obj.T(2) + obj.T(3) -
obj.T(4) + obj.T(5) - obj.T(6));
    U(3) = sqrt(3)/2 * obj.lr * (obj.T(1) - obj.T(3) -
obj.T(4) + obj.T(6));
    U(4) = 1/2 * obj.lr * (-obj.T(1) - obj.T(3) +
obj.T(4) + obj.T(6)) + obj.lr * (obj.T(5) - obj.T(2));
    A(1) = 0.5 * obj.ro * obj.ctx * obj.Sx * W^2 *
cos(obj.heading) * cos(obj.pitch) ...
    + 0.5 * obj.ro * obj.cty * obj.Sy * W^2 *
(cos(obj.heading) * sin(obj.pitch) * sin(obj.roll) -
sin(obj.heading) * cos(obj.roll)) ...
    + 0.5 * obj.ro * obj.ctz * obj.Sz * W^2 *
(cos(obj.heading) * sin(obj.pitch) * cos(obj.roll) +
sin(obj.heading) * sin(obj.roll));
    A(2) = 0.5 * obj.ro * obj.ctx * obj.Sx * W^2 *
sin(obj.heading) * cos(obj.pitch) ...
    + 0.5 * obj.ro * obj.cty * obj.Sy * W^2 *
(cos(obj.heading) * cos(obj.roll) + sin(obj.heading) *
sin(obj.pitch) * sin(obj.roll)) ...
    + 0.5 * obj.ro * obj.ctz * obj.Sz * W^2 *
(sin(obj.heading) * sin(obj.pitch) * cos(obj.roll) -
cos(obj.heading) * sin(obj.roll));
    A(3) = 0.5 * obj.ro * obj.ctx * obj.Sx * W^2 *
sin(obj.pitch) ...
    + 0.5 * obj.ro * obj.cty * obj.Sy * W^2 *
cos(obj.pitch) * sin(obj.roll) ...
    + 0.5 * obj.ro * obj.ctz * obj.Sz * W^2 *
cos(obj.pitch) * cos(obj.roll);
    A(4) = 0.5 * obj.ro * obj.crx * obj.Sa * obj.lr *
W^2;
    A(5) = sqrt(3) / 4 * obj.ro * obj.cry * obj.Sa *
obj.lr * W^2;
    A(6) = 0.5 * obj.ro * obj.crx * obj.Sa * obj.lr *
W^2;

```

```

        dx2 = - U(1) / obj.m * (sin(obj.heading) *
sin(obj.roll) + cos(obj.heading) * sin(obj.pitch) *
cos(obj.roll)) ...
        + A(1) / obj.m + 2 / obj.m * (obj.dpitch *
obj.dz - obj.dy * obj.dheading);
        dx4 = U(1) / obj.m * (cos(obj.heading) *
sin(obj.roll) - sin(obj.heading) * sin(obj.pitch) *
cos(obj.roll)) ...
        + A(2) / obj.m + 2 / obj.m * (obj.droll *
obj.dz - obj.dx * obj.dheading);
        dx6 = obj.g - U(1) / obj.m * cos(obj.pitch) *
cos(obj.roll) ...
        + A(3) / obj.m + 2 / obj.m * (obj.dpitch *
obj.dx - obj.droll * obj.dy);
        dx8 = U(2) / obj.Iz + A(4) / obj.Iz + obj.droll *
obj.dpitch * (obj.Ix - obj.Iy) / obj.Iz;
        dx10 = U(3) / obj.Iy + A(5) / obj.Iy + obj.dheading
* obj.droll * (obj.Iz - obj.Ix) / obj.Iy - obj.Ir / obj.Iy *
obj.droll * Gr;
        dx12 = U(4) / obj.Ix + A(6) / obj.Ix + obj.dpitch *
obj.dheading * (obj.Iy - obj.Iz) / obj.Ix + obj.Ir / obj.Ix *
obj.dpitch * Gr;
        obj.x = obj.x + obj.dx * dt;
        obj.dx = obj.dx + dx2 * dt;
        obj.y = obj.y + obj.dy * dt;
        obj.dy = obj.dy + dx4 * dt;
        obj.z = obj.z + obj.dz * dt;
        obj.dz = obj.dz + dx6 * dt;
        obj.ddx = dx2;
        objddy = dx4;
        obj.ddz = dx6;
        obj.heading = obj.heading + obj.dheading * dt;
        obj.dheading = obj.dheading + dx8 * dt;
        obj.pitch = obj.pitch + obj.dpitch * dt;
        obj.dpitch = obj.dpitch + dx10 * dt;
        obj.roll = obj.roll + obj.droll * dt;
        obj.droll = obj.droll + dx12 * dt;
end

function obj = build_locomotion_control(obj,
desiredMotion)

```

```

        desiredState = [0, desiredMotion(1), 0,
desiredMotion(2), 0, desiredMotion(3), desiredMotion(4), 0, 0,
0, 0, 0];
        k5 = 0.0;
        k6 = 18.6; % vertical velocity works very fast
        z5 = 0;
        dz5 = 0;
        z6 = desiredState(6) + k5 * z5 - obj.dz;
        W = sqrt(obj.dx^2 + obj.dy^2 + obj.dz^2);
        A3 = 0.5 * obj.ro * obj.ctx * obj.Sx * W^2 *
sin(obj.pitch) ...
        + 0.5 * obj.ro * obj.cty * obj.Sy * W^2 *
cos(obj.pitch) * sin(obj.roll) ...
        + 0.5 * obj.ro * obj.ctz * obj.Sz * W^2 *
cos(obj.pitch) * cos(obj.roll);
        U1 = obj.m / cos(obj.pitch) / cos(obj.roll) * (obj.g
- z5 - k5 * dz5 + A3 / obj.m + 2 / obj.m * (obj.dpitch * obj.dx
- obj.droll * obj.dy) - k6*z6);

        k1 = 0.0; % lower -> higher
        k2 = -3.5; % flip it to control position
        kd2 = 1.8; % acceleration dempfer
        z1 = 0;
        dz1 = 0;
        z2 = desiredState(2) + k1*z1 - obj.dx;
        A1 = 0.5 * obj.ro * obj.ctx * obj.Sx * W^2 *
cos(obj.heading) * cos(obj.pitch) ...
        + 0.5 * obj.ro * obj.cty * obj.Sy * W^2 *
(cos(obj.heading) * sin(obj.pitch) * sin(obj.roll) -
sin(obj.heading) * cos(obj.roll)) ...
        + 0.5 * obj.ro * obj.ctz * obj.Sz * W^2 *
(cos(obj.heading) * sin(obj.pitch) * cos(obj.roll) +
sin(obj.heading) * sin(obj.roll));
        Uxs = obj.m / U1 * (-z1 -k1*dz1 + A1 / obj.m + 2 /
obj.m * (obj.dpitch * obj.dz - obj.dy * obj.dheading) + k2*z2 +
kd2*obj.ddx);
        Uxs = bound(Uxs, -0.8, 0.8);
        x9d = asin((Uxs - sin(obj.heading)*sin(obj.roll)) /
(cos(obj.heading)*cos(obj.roll)));
        obj.angle_control(2) = x9d;

        k3 = 0.0; % lower -> higher
        k4 = -3.5;

```

```

        kd4 = 1.8; % acceleration dempder
        z3 = 0; dz3 = 0;
        z4 = desiredState(4) + k3*z3 - obj.dy;
        A2 = 0.5 * obj.ro * obj.ctx * obj.Sx * W^2 *
sin(obj.heading) * cos(obj.pitch) ...
        + 0.5 * obj.ro * obj.cty * obj.Sy * W^2 *
(cos(obj.heading) * cos(obj.roll) + sin(obj.heading) *
sin(obj.pitch) * sin(obj.roll)) ...
        + 0.5 * obj.ro * obj.ctz * obj.Sz * W^2 *
(sin(obj.heading) * sin(obj.pitch) * cos(obj.roll) -
cos(obj.heading) * sin(obj.roll));
        Uys = obj.m / U1 * (z3 + k3*dz3 - A2 / obj.m - 2 /
obj.m * (obj.droll * obj.dz - obj.dx * obj.dheading) - k4*z4 -
kd4*obj.ddy);
        Uys = bound(Uys, -0.8, 0.8);
        x11d = asin(Uys*cos(obj.heading) + Uxs *
sin(obj.heading));
        obj.angle_control(3) = x11d;
        desiredState(11) = x11d;

        k11 = 3.6;
        k12 = 1.3;
        z11 = desiredState(11) - obj.roll;
        dz11 = desiredState(12) - obj.droll;
        z12 = desiredState(12) + k11 * z11 - obj.droll;
        A6 = 0.5 * obj.ro * obj.crx * obj.Sa * obj.lr * W^2;
        Gr = - obj.w(1) + obj.w(2) - obj.w(3) + obj.w(4) -
obj.w(5) + obj.w(6);
        U4 = obj.Ix * (z11 + k11 * dz11 - obj.dpitch *
obj.dheading * (obj.Iy - obj.Iz) / obj.Ix - A6 / obj.Ix - obj.Ir
/ obj.Ix * obj.dpitch * Gr + k12*z12);
        desiredState(9) = x9d;
        k9 = 3.6;%0.6;
        k10 = 1.3;
        z9 = desiredState(9) - obj.pitch;
        dz9 = desiredState(10) - obj.dpitch;
        z10 = desiredState(10) + k9 * z9 - obj.dpitch;
        A5 = 0.5 * obj.ro * obj.cry * obj.Sa * obj.lr *
sqrt(3) / 2 * W^2;
        U3 = obj.Iy * (z9 + k9 * dz9 - obj.droll *
obj.dheading * (obj.Iz - obj.Ix) / obj.Iy - A5 / obj.Iy + obj.Ir
/ obj.Iy * obj.droll * Gr + k10*z10);

```

```

    k7 = 0.08;
    k8 = 1.7;
    z7 = desiredState(7) - obj.heading;
    dz7 = desiredState(8) - obj.dheading;
    z8 = desiredState(8) + k7 * z7 - obj.dheading;
    A4 = 0.5 * obj.ro * obj.crz * obj.Sa * obj.lr * W^2;
    U2 = obj.Iz * (z7 + k7 * dz7 - obj.droll *
obj.dpitch * (obj.Ix - obj.Iy) / obj.Iz - A4 / obj.Iz + k8*z8);
    kr = obj.kr;
    lr = obj.lr;
    T1 = (U2*lr - U4*kr + 3^(1/2)*U3*kr +
U1*kr*lr)/(6*kr*lr);
    T2 = -(2*U4*kr + U2*lr - U1*kr*lr)/(6*kr*lr);
    T3 = -(U4*kr - U2*lr + 3^(1/2)*U3*kr -
U1*kr*lr)/(6*kr*lr);
    T4 = (U4*kr - U2*lr - 3^(1/2)*U3*kr +
U1*kr*lr)/(6*kr*lr);
    T5 = (3^(1/2)*(2*3^(1/2)*U4*kr + 3^(1/2)*U2*lr +
3^(1/2)*U1*kr*lr))/(18*kr*lr);
    T6 = (U4*kr - U2*lr + 3^(1/2)*U3*kr +
U1*kr*lr)/(6*kr*lr);
    obj.T = [T1, T2, T3, T4, T5, T6];
end

function error = CTE(position, point1, point2)
    Dusv = sqrt( (position(1) - point1(1))^2 +
(position(2) - point1(2))^2);
    Dk = sqrt( (position(1) - point2(1))^2 +
(position(2) - point2(2))^2);
    Dwp = sqrt( (point2(1) - point1(1))^2 + (point2(2) -
point1(2))^2);
    S = (Dusv + Dk + Dwp) / 2;
    if Dwp == 0
        error = 0;
    else
        error = 2 * sqrt(S * (S - Dusv) * (S - Dk) * (S
- Dwp)) / Dwp;
        % crel = Dusv
        % cd = Dwp
        crelx = position(1) - point1(1);
        crely = position(2) - point1(2);
        cdx = point2(1) - point1(1);
        cdy = point2(2) - point1(2);
    end
end

```

```

        signum = (crely * cdx - crelx * cdy) / (cdx *
cdx + cdy * cdy);
        error = error * sign(signum);
    end
end

% This function allows to generate desired linear velocity of
the UAV
% And its heading angle
function [velocities, ctez, ctex, obj] =
build_trajectory_control(obj, desiredPosition, lastPoint,
vel_lim)

    Xerr = desiredPosition(1) - obj.x;
    Yerr = desiredPosition(2) - obj.y;
    Zerr = desiredPosition(3) - obj.z;
    ctez = CTE([sqrt(obj.x^2 + obj.y^2), obj.z],
[sqrt(lastPoint(1)^2 + lastPoint(2)^2), lastPoint(3)],
[sqrt(desiredPosition(1)^2 + desiredPosition(2)^2),
desiredPosition(3)]);
    ctex = CTE([obj.x, obj.z], [lastPoint(1),
lastPoint(3)], [desiredPosition(1), desiredPosition(3)]);

    velX = 0.6* Xerr + 0.0 * obj.dx;% - 10.0 * ctex;
    velY = 0.6 * Yerr + 0.0 * obj.dy;
    velZ = 0.6 * Zerr + 0.0 * obj.dz;% - 10.0 * ctez;
    a = sqrt(velX^2 + velY^2 + velZ^2);
    if abs(a) > vel_lim
        c = vel_lim / a;

        velX = velX * c;
        velY = velY * c;
        velZ = velZ * c;
    end
    distance = sqrt( (desiredPosition(1) - obj.x)^2 +
(desiredPosition(2) - obj.y)^2 + (desiredPosition(3) -
obj.z)^2);
    a = sqrt(velX^2 + velY^2 + velZ^2);
    vels = [velX, velY, velZ];
    if distance > 0
        dx = desiredPosition(1) - lastPoint(1);
        dy = desiredPosition(2) - lastPoint(2);
        dz = desiredPosition(3) - lastPoint(3);
    end
end

```

```

        full_distance = sqrt( (desiredPosition(1) -
lastPoint(1))^2 + (desiredPosition(2) - lastPoint(2))^2 +
(desiredPosition(3) - lastPoint(3))^2);
        vel_lim = vel_lim / 2;
        if abs(velX) > abs(dx / full_distance* vel_lim)
            velX = dx / full_distance * vel_lim;
        end
        if abs(velY) > abs(dy / full_distance* vel_lim)
            velY = dy / full_distance * vel_lim;
        end
        if abs(velZ) > abs(dz / full_distance* vel_lim)
            velZ = dz / full_distance * vel_lim;
        end
        vels = [velX, velY, velZ];
    end
    velocities = vels;
end

function [rateH, obj] = build_heading_control(obj,
desiredAngle)
    Herr = desiredAngle - obj.heading;
    rateH = 3.4 * Herr + 0.2 * obj.dheading;
end

function sensed = get_imu(obj)
    sensed.gx = obj.droll + normrnd(obj.gyr_off(1),
0.0018);
    sensed.gy = obj.dpitch + normrnd(obj.gyr_off(2),
0.0018);
    sensed.gz = obj.dheading + normrnd(obj.gyr_off(3),
0.0018);
    sensed.ax = obj.ddx + normrnd(obj.acc_off(1),
0.012);
    sensed.ay = obj.ddy + normrnd(obj.acc_off(2),
0.012);
    sensed.az = obj.ddz + normrnd(obj.acc_off(3),
0.012);
    sensed.st = 1;
end

function sensed = get_baro(obj)
    sensed.z = obj.z + normrnd(0, 0.25);
    sensed.st = 1;

```

```

end

function sensed = get_gnss(obj)
    lxx = 0.0;
    lyy = 0.0;
    lzz = -0.1;
    mu = 0.001;
    delta = obj.gnss_off;
    sigma_w = 0.01;
    sigma = 0.68;
    noise_angle = pi/6;
    obj.gps_delta = obj.gps_delta + obj.gps_ddelta *
0.1;
    obj.gps_ddelta = - mu * obj.gps_delta + sqrt(2 *
sigma^2 * mu) * normrnd(0,1);

    noise = delta + normrnd(0, sigma_w) + obj.gps_delta;
    velnoise = normrnd(0, 0.03) + obj.gps_ddelta;
    sensed.x = obj.x + lzz * (cos(obj.heading) *
sin(obj.pitch) & cos(obj.roll) + sin(obj.heading) *
sin(obj.roll)) + noise * cos(obj.heading + noise_angle);
    sensed.y = obj.y + lzz * (sin(obj.heading) *
sin(obj.pitch) & cos(obj.roll) - cos(obj.heading) *
sin(obj.roll)) + noise * sin(obj.heading + noise_angle);
    sensed.z = obj.z + lzz * cos(obj.pitch) *
cos(obj.roll) + noise * 2;
    sensed.dx = obj.dx + obj.dpitch * lzz *
cos(obj.heading) * cos(obj.pitch) - obj.droll * lzz *
(cos(obj.heading) * sin(obj.pitch) & sin(obj.roll) -
sin(obj.heading) * cos(obj.roll)) + velnoise * cos(obj.heading +
noise_angle);
    sensed.dy = obj.dy + obj.dpitch * lzz *
sin(obj.heading) * cos(obj.pitch) - obj.droll * lzz *
(sin(obj.heading) * sin(obj.pitch) & sin(obj.roll) +
cos(obj.heading) * cos(obj.roll)) + velnoise * sin(obj.heading +
noise_angle);
    sensed.dz = obj.dz + velnoise * 2;
    sensed.st = 1;
end
end
end

```

ПРИЛОЖЕНИЕ Д. Оценка влияния факторов ветрового воздействия на БЛА и проскальзывания колёс БНКА на точность работы ИУС

В настоящем приложении представлены результаты сравнения итогов моделирования работы ИУС по двум сценариям. Первый (основной) сценарий и его итоги моделирования представлены в разделе 4.4. Второй сценарий и итоги моделирования перемещений носителей КАМ по таким же траекториям, но без учёта в алгоритмах ИУС факторов проскальзывания колёс и воздействия ветра на БЛА представлены в настоящем разделе.

При моделировании перемещений БНКА без учёта проскальзывания в алгоритмах ИУС его максимальное отклонение от заданной траектории составило 0,43 м. При этом МО ошибки определения координат местоположения составило 0,15 м при СКО – 0,026 м. В целом, полученные отличия от результатов моделирования по основному сценарию не являются статистически значимыми. Однако, существенная разница наблюдается на участках времени, когда измерения сканирующего лазерного дальномера недоступны (рисунки Д.1 – Д.2).

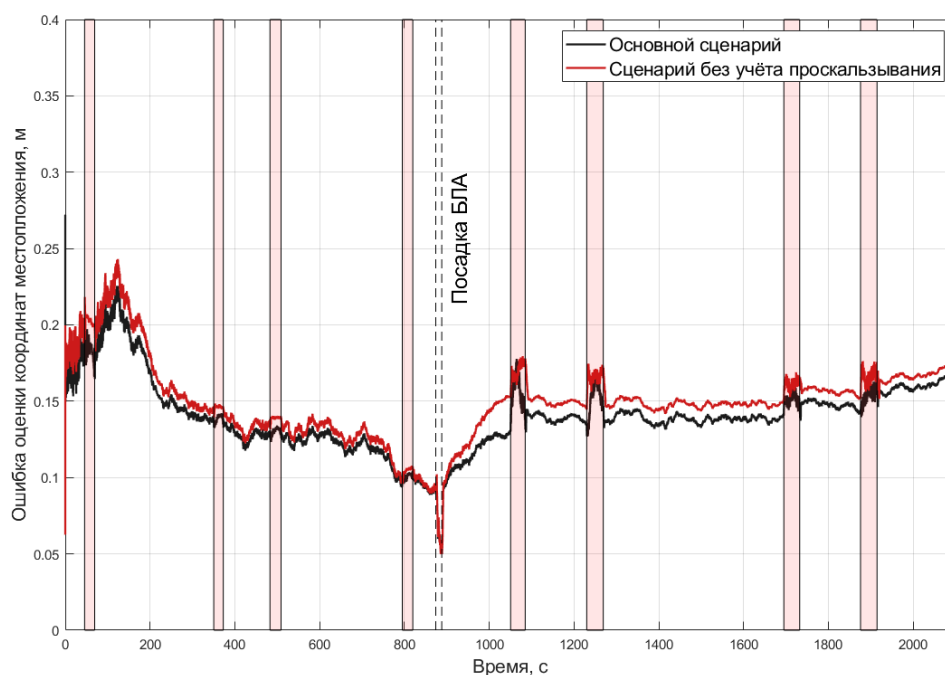


Рисунок Д.1 – Сравнение ошибок оценок местоположения БНКА по двум сценариям моделирования

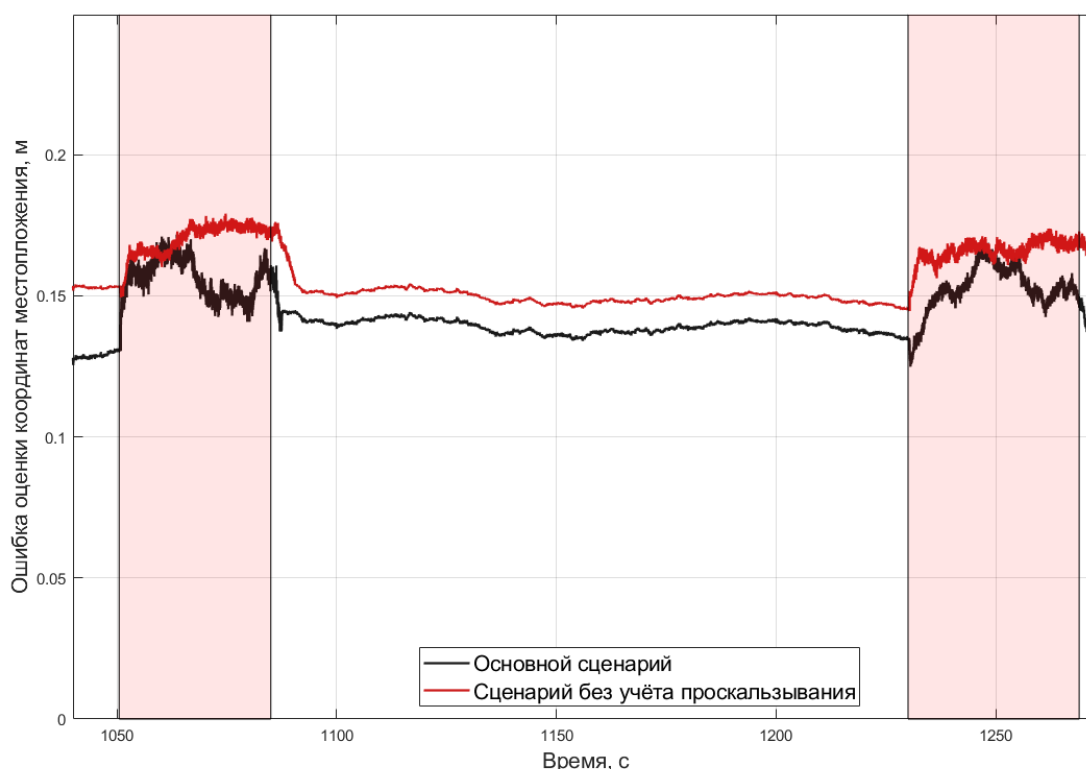


Рисунок Д.2 – Сравнение результатов моделирования на участках времени, содержащих отказ измерений сканирующего лазерного дальномера

Из анализа графиков на рисунках Д.1 и Д.2 видно, что при учёте фактора проскальзывания колёс в алгоритмах ИУС ПИНП БНКА дольше сохраняет точность определения координат местоположения в условиях отсутствия внешней корректирующей информации. Среднее МО ошибки оценки координат на этих участках, представленных на рисунке Д.2, составило 0,166 м для сценария, в котором проскальзывание колёс БНКА не учитывается, и 0,152 м для основного сценария моделирования. Это свидетельствует о повышении автономности навигационного решения в случае учёта фактора проскальзывания колёс БНКА. Аналогичная ситуация имеет место и в результатах по другим навигационным параметрам.

При моделировании перемещений БЛА без учёта ветрового воздействия в алгоритмах ИУС его максимальное отклонение от заданной траектории составило 0,44 м. При этом МО ошибки определения координат местоположения составило

0,14 м при СКО – 0,021 м. Полученные для этого сценария результаты также соответствуют предъявляемым требованиям, как и результаты полученные по основному сценарию моделирования. Однако, максимальное отклонение БЛА от заданной траектории увеличилось на 26%. Отличия в точности определения координат местоположения не являются статистически значимыми. На рисунке Д.3 представлено сравнение характерных переходных процессов в управлении БЛА при моделировании по обоим сценариям.

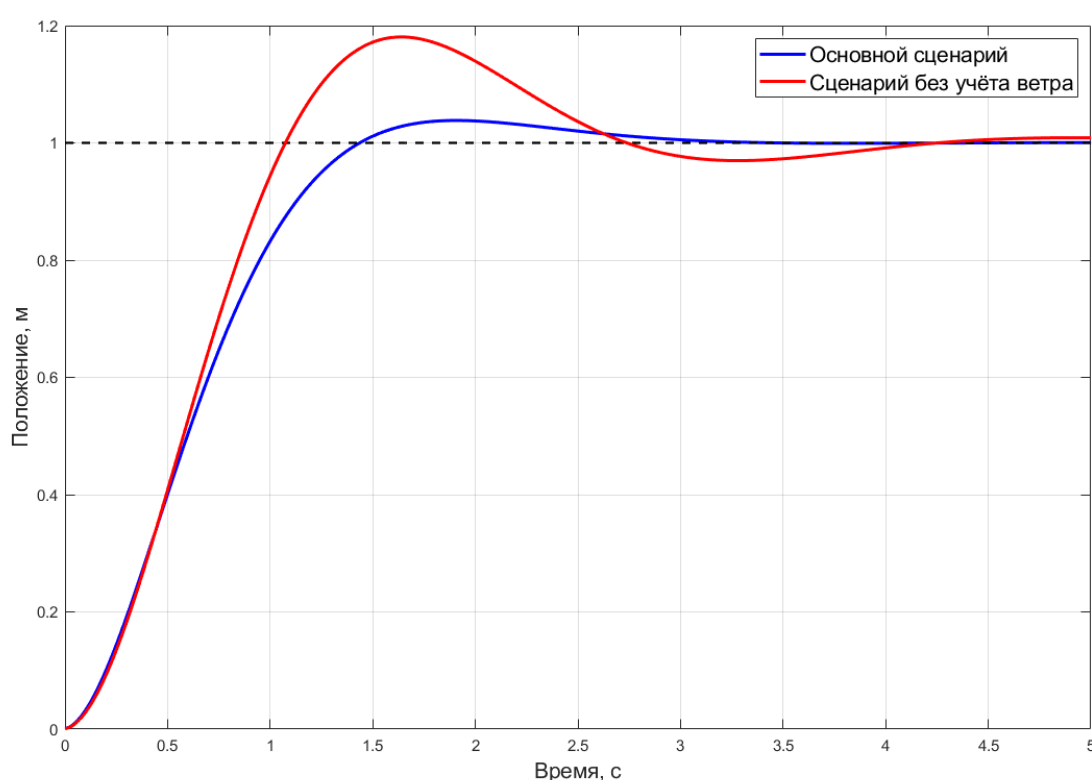


Рисунок Д.3 – Сравнение переходных процессов в ПТУ БЛА в двух сценариях моделирования (реакция ПТУ на перемещение на 1 м)

Анализ полученных результатов показал, что при моделировании по основному сценарию перерегулирование составило 3.8%, а длительность переходного процесса – 3,1 с. При моделировании по второму сценарию – перерегулирование составило 18%, а длительность переходного процесса – 4,26 с. Таким образом, время переходного процесса увеличилось на 37%.

В целом, требуемые значения точностей работы ИУС могут быть достигнуты, в общем случае, и без учёта факторов проскальзывания колёс БНКА и ветровой нагрузки на БЛА. Тем не менее, результаты сравнительного анализа показали, что учёт этих факторов позволяет повысить качество управления носителями КАМ и точность определения их параметров навигации, особенно в условиях отказов измерительного оборудования.

ПРИЛОЖЕНИЕ Е. Технические характеристики аппаратного обеспечения макета ИУС КАМ

Таблица Е.1 – Технические характеристики приёмника Ublox ZED-F9P

Характеристика	Паспортное значение
Частота измерений	1-10 Гц
СКО измерений местоположения	0.7 м
СКО измерений скорости	0.1 м/с

Таблица Е.2 – Технические характеристики энкодера TLE5012B

Характеристика	Паспортное значение
Частота измерений	100 Гц
Количество датчиков Холла	3
СКО измерений угла	0.001 рад

Таблица Е.3 – Технические характеристики энкодера DOPZNJWF

Характеристика	Паспортное значение
Частота измерений	100 Гц
Количество датчиков Холла	3
СКО измерений угловой скорости	0.1 рад/с

Таблица Е.4 – Технические характеристики гироскопа Гиронав Д1

Характеристика	Паспортное значение
Частота измерений	100 Гц
Погрешность смещения нуля	0.2 град/с
СКО измерений угловой скорости	0.01 град/с

Таблица Е.5 – Технические характеристики привода FUYU FSL40

Характеристика	Паспортное значение
Дискретность позиционирования	0.03 мм
Скорость перемещений	200 мм/мин
Максимальная масса	25 кг

Таблица Е.6 – Технические характеристики привода FUYU FSL30

Характеристика	Паспортное значение
Дискретность позиционирования	0.02 мм
Скорость перемещений	240 мм/мин
Максимальная масса	4 кг

Таблица Е.7 – Технические характеристики моторов TAROT 4006

Характеристика	Паспортное значение
Тяга	1.58 кгс
Максимальный ток	17.5 А
Удельная частота вращения	620 об/мин/В
Максимальная частота вращения	9000 об/мин

Таблица Е.8 – Технические характеристики камеры DJI Zenmuse P1

Характеристика	Паспортное значение
Частота кадров	60 кадров/с
Разрешение кадра	8192 x 5460 пикселей
Число мегапикселей матрицы	45 Мп

Таблица Е.9 – Технические характеристики камеры Logitech C270 HD

Характеристика	Паспортное значение
Частота кадров	30 кадров/с
Разрешение кадра	1280 x 720 пикселей
Число мегапикселей матрицы	1 Мп

Таблица Е.10 – Технические характеристики оптического датчика Sony IMX708

Характеристика	Паспортное значение
Частота кадров	56 кадров/с
Разрешение кадра	2304 x 1296 пикселей
Число мегапикселей матрицы	11.9 Мп

Таблица Е.11 – Технические характеристики лазерного высотомера LW20/C

Характеристика	Паспортное значение
Мощность лазера	20 Вт
Максимальная дальность измерений	100 м
Максимальная частота измерений	388 Гц

Таблица Е.12 – Технические характеристики мотор-колеса GT10

Характеристика	Паспортное значение
Максимальный вращающий момент	15.5 Нм
Максимальная скорость вращения	265 об/мин
Радиус колеса	0.2 м

Таблица Е.13 – Технические характеристики инерциального измерительного модуля Ellipse Micro IMU

Характеристика	Паспортное значение
Частота измерений гироскопа	133 Гц

СКО смещений нуля гироскопа	7 град/с
СКО измерений угловой скорости	0.003 град/с
Частота измерений акселерометра	390 Гц
СКО смещений нуля акселерометра	0.0014 м/с ²
СКО измерений ускорения	0.0005 м/с ²

Таблица Е.14 – Технические характеристики двигателя RMD-L-9025

Характеристика	Паспортное значение
Мощность	200 Вт
Максимальный момент	5.8 Нм
Максимальная скорость вращения	280 об/мин
Пиковый ток	7.6 А

Таблица Е.15 – Технические характеристики тензометрического датчика DYX-301

Характеристика	Паспортное значение
Крутизна характеристики	20437 Н/В
СКО смещения нуля	1.5 кг