

Федеральное государственное автономное  
образовательное учреждение высшего образования  
«СЕВЕРОКАВКАЗСКИЙ ФЕДЕРАЛЬНЫЙ УНИВЕРСИТЕТ»

*На правах рукописи*



**ИСАЕВ МИХАИЛ АЛЕКСАНДРОВИЧ**

**ПОВЫШЕНИЕ ТОЧНОСТИ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ  
МУЛЬТИРОТОРНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА  
НА ЭТАПАХ ВЗЛЕТА/ПОСАДКИ В УСЛОВИЯХ ОТСУТСТВИЯ ПРЯМОЙ  
ВИДИМОСТИ СПУТНИКОВ НАВИГАЦИИ**

Специальность 2.3.1. Системный анализ, управление и обработка информации,  
статистика

Диссертация на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Научный руководитель:  
доктор технических наук, доцент  
Линец Геннадий Иванович

Ставрополь, 2022

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	6
Глава 1. Системный анализ процессов, влияющих на точность оценки параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата.....	21
1.1. Анализ практических решений в области эксплуатации беспилотных летательных аппаратов в составе комплексной системы безопасности охраны объектов .....	22
1.2. Анализ научно-методического аппарата повышения точности позиционирования беспилотного летательного аппарата на этапах взлета/посадки .....	34
1.3. Выбор критериев и показателей точности позиционирования беспилотного летательного аппарата .....	43
1.4. Формализация и постановка общей научной задачи и частных научных задач исследования.....	45
1.5. Обоснование последовательности решения научной задачи и логической взаимосвязи научных результатов .....	48
Выводы по первому разделу .....	51
Глава 2. Разработка метода компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей .....	54
2.1. Постановка частной научной задачи исследования .....	54
2.2. Компенсация погрешностей, связанных с неортогональным расположением осей чувствительности, масштабной шкалы и смещением нуля датчика угловой скорости.....	57
2.2.1. Вычисление матрицы эталонных воздействий для датчика угловой скорости .....	58

2.3.Компенсация погрешностей, связанных с неортогональным расположением осей чувствительности, масштабной шкалы и смещением нуля датчика линейных ускорений.....	60
2.3.1. Вычисление матрицы эталонных воздействий для датчика линейных ускорений.....	62
2.4.Компенсация погрешностей, связанных с изменением температуры блока чувствительных элементов .....	64
2.5.Компенсация погрешностей, связанных с вибрацией корпуса.....	70
2.6.Метод компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей .....	79
Выводы по второму разделу .....	83
Глава 3. Методы и алгоритмы повышения точности позиционирования беспилотного летательного аппарата на этапах взлёта/посадки в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников.....	85
3.1.Разработка алгоритма идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов .....	85
3.1.1. Анализ известного научно-методического аппарата контроля достоверности данных спутниковых навигационных сигналов.....	86
3.1.2. Постановка частной научной задачи .....	89
3.1.3. Алгоритм идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов.....	91
3.2.Разработка метода восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов .....	102
3.2.1. Постановка частной научной задачи .....	103
3.2.2. Метод восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового	

воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов .....	104
3.3. Разработка метода вычисления параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата в условиях отсутствия сигналов спутниковых радионавигационных систем на этапе посадки .....	108
3.3.1. Постановка частной научной задачи .....	108
3.3.2. Метод вычисления параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата в условиях отсутствия сигналов спутниковых радионавигационных систем на этапе посадки .....	109
Выводы по третьему разделу .....	119
Глава 4. Практические рекомендации и сравнительные характеристики повышения точности позиционирования БЛА на этапах взлёта/посадки в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников .....	123
4.1. Практические рекомендации применения метода компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей .....	123
4.2. Практические рекомендации обеспечения номинальных температурных режимов радиоэлектронного оборудования БЛА .....	127
4.3. Практические рекомендации уменьшения погрешностей выходного сигнала инерциальных измерителей, связанных с вибрацией корпуса .....	128
4.4. Сравнительная характеристика метода компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей .....	129
4.5. Использование алгоритма идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов .....	130
4.6. Использование метода восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов .....	132

4.7. Сравнительная характеристика метода вычисления параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников на этапе посадки.....	139
Выводы по четвертому разделу .....	141
ЗАКЛЮЧЕНИЕ .....	144
Список литературы .....	148
Приложение А. Копии актов о реализации результатов диссертационного исследования.....	165

## ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования и степень её разработанности.

В настоящее время сфера использования беспилотных летательных аппаратов (БЛА) мультироторного типа непрерывно расширяется. Данный тип БЛА имеет относительно простую конструкцию, способен выполнять вертикальный взлет и посадку. Благодаря технологическому прогрессу в области аккумуляторных батарей, оптимизации характеристик бесколлекторных электродвигателей и воздушных винтов, продолжительность полета может превышать один час. Совокупность характеристик БЛА позволяет использовать их для аэрофотосъемки, мониторинга объектов, доставки небольших грузов, поисково-спасательных операций и ряда других задач. Одним из перспективных направлений является использование БЛА в составе комплекса охраны и мониторинга удалённых стационарных объектов [1-4].

В отличие от задачи мониторинга, реагирование на сигнал тревоги требует минимального времени подлёта к зоне наблюдения и поиска, что достигается за счёт размещения БЛА внутри контейнера автономного базирования, установленного на охраняемой территории. Контейнер базирования обеспечивает постоянную готовность БЛА к вылету и защиту от воздействий неблагоприятных факторов внешней среды. Место размещения контейнера базирования БЛА должно выбираться исходя из анализа инфраструктуры охраняемого объекта таким образом, чтобы уменьшить издержки эксплуатации комплекса, а также минимизировать время подлёта БЛА к наиболее вероятным зонам проникновения нарушителя. Практика использования БЛА для охраны и мониторинга удалённых объектов предъявляет высокие требования к автоматизации процессов взлёта, посадки, заряда или замены аккумуляторной батареи. Взлет должен осуществляться за минимальное время, а посадка выполняться на площадку контейнера базирования в любое время суток в широком диапазоне погодных условий. Анализ характеристик БЛА мультироторного

типа, используемых совместно с контейнерами автономного базирования для охраны и мониторинга удалённых стационарных объектов показывает, что существующие комплексы не обеспечивают требуемые характеристики точности позиционирования на этапе посадки в условиях отсутствия достоверных сигналов спутников навигации. Таким образом, налицо наличие **противоречия в практике** – характеристики существующих БЛА мультироторного типа не обеспечивают возможность эксплуатации в требуемых условиях.

На точность определения параметров движения БЛА оказывают влияние следующие факторы: погрешности первичных измерителей, достоверность сигналов спутниковых радионавигационных систем (СРНС), режимы полета. Бортовой вычислитель определяет параметры движения – местоположение и скорость движения, мультиплексируя данные от инерциальных измерителей, электронного магнитного компаса и бортового приемника СРНС. В качестве первичных инерциальных измерителей в рассматриваемом типе БЛА, используются датчики, выполненные по микро-электромеханической (МЭМС) технологии, значимый вклад в погрешность выходного сигнала которых вносит вибрация конструкции. Данный вид погрешности не может быть компенсирован в полете. Точность определения параметров движения по сигналам СРНС зависит от помеховой обстановки и условий распространения радиосигналов от спутников.

Практика эксплуатации БЛА в составе комплексной системы безопасности показывает, что в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников, требуемая точность позиционирования БЛА для выполнения взлёта/посадки на площадку контейнера автономного базирования не обеспечивается. Из чего следует необходимость разработки комплекса мер, обеспечивающих повышение точности позиционирования БЛА мультироторного типа на этапах взлёта/посадки в условиях отсутствия достоверных сигналов спутников навигации.

Проведенный системный анализ ранее опубликованных работ в исследуемой предметной области показал, что вопросами повышения точности позиционирования

БЛА занимались Бондарев В. Г., Легович Ю. С., Сухачев Н. В., Khattak S., Nelson B., Wynn J. S. и др. Вместе с тем, вопросы обеспечения требуемой точности позиционирования БЛА мультироторного типа для выполнения взлёта/посадки на площадку контейнера автономного базирования в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников с возможностью выполнения полетного задания в условиях полного приборного обеспечения – в известных работах глубоко не исследовались.

Таким образом, разработка комплексного решения, направленного на повышение точности позиционирования БЛА мультироторного типа на этапах взлета и посадки в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников является актуальной задачей, однако не получившая достаточного освещения в литературе. В силу чего существует **противоречие в науке** – известные методы не обеспечивают вычисление пространственного положения БЛА с точностью, необходимой для выполнения взлета и посадки в условиях отсутствия достоверных сигналов СРНС на площадку ограниченного размера.

**Целью исследования** является повышение точности позиционирования БЛА на этапах взлёта посадки за счет разработки методов и алгоритма, учитывающих инструментальные погрешности первичных измерителей и вычисления параметров линейного движения в условиях искажения сигналов СРНС.

**Объектом исследования** является БЛА мультироторного типа малого класса.

**Предметом исследования** является научно-методический аппарат повышения точности позиционирования БЛА на этапе взлёта/посадки в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников.

**Научная задача** исследования состоит в разработке научно-методического аппарата, обеспечивающего повышение точности позиционирования беспилотного летательного аппарата мультироторного типа на этапах взлёта/посадки по показателю ошибки определения параметров линейного движения в условиях отсутствия достоверных сигналов спутников навигации.



Для решения общей научной задачи проведена её **декомпозиция на следующую совокупность взаимоувязанных частных научных задач:**

1) разработка метода компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей;

2) разработка алгоритма идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов;

3) разработка метода восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов;

4) разработка метода вычисления параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников на этапе посадки.

**Положения, выносимые на защиту.** Итогом решения вышеуказанных частных научных задач являются защищаемые положения, которые соответствуют результатам, обладающими научной новизной, теоретической и практической значимостью и являются вкладом в развитие научно-методического аппарата систем навигации, теории управления:

1) метод компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей;

2) алгоритм идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов;

3) метод восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов;

4) метод вычисления параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников на этапе посадки.

**Соответствие шифру специальности:**

Настоящая работа соответствует паспорту специальности 2.3.1. Системный анализ, управление и обработка информации, статистика по следующим пунктам:

2. Формализация и постановка задач системного анализа, оптимизации, управления, принятия решений, обработки информации и искусственного интеллекта (разд. 1.4, 3.2);

4. Разработка методов и алгоритмов решения задач системного анализа, оптимизации, управления, принятия решений, обработки информации и искусственного интеллекта (разд. 2, 3.1, 3.2, 3.3);

5. Разработка специального математического и алгоритмического обеспечения систем анализа, оптимизации, управления, принятия решений, обработки информации и искусственного интеллекта (разд. 3.2, 3.3);

11. Методы и алгоритмы прогнозирования и оценки эффективности, качества, надежности функционирования сложных систем управления и их элементов (разд. 2.5, 3.1);

15. Теоретический анализ и экспериментальное исследование функционирования элементов систем управления в нормальных и специальных условиях с целью улучшения технико-экономических и эксплуатационных характеристик (разд. 2.5, 3.3).

**Научная новизна результатов.** Полученные в работе новые научные и прикладные результаты, а также их составные части обладают следующими отличительными признаками новизны:

1) Впервые, с целью повышения точности позиционирования инерциальным методом счисления пути разработан метод, обеспечивающий совместный учёт неортогонального расположения осей чувствительности, масштабных коэффициентов, смещений нуля, температурной зависимости блока чувствительных элементов датчиков угловой скорости (ДУС) и акселерометра и наличия вибраций корпуса БЛА.

Для мультироторных БЛА, впервые введен показатель «декремент затухания» для интегральной оценки жесткости корпуса.

С использованием предложенного метода показано, что отсутствие контроля вибраций корпуса БЛА вносит дополнительную погрешность в оценку вектора линейных ускорений в опорной системе координат, которая составляет  $0,016 \text{ м} / \text{с}^2$ , что увеличивает погрешность инерциального метода счисления пути на 50 м через 80 с полёта.

2) Разработан алгоритм идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов с классификацией трех состояний навигационного поля. В отличие от известных работ, алгоритм использует вектор невязки навигационного решения и выделенный вертикальный канал оценки местоположения для определения факта помехового воздействия.

3) Впервые разработан метод восстановления оценки параметров линейного движения, который обеспечивает исключение недостоверных данных бортового приемника СРНС из контура системы управления БЛА за промежуток времени между фактическим началом помехового воздействия на бортовой приемник СРНС и идентификацией данного факта бортовым вычислителем.

С использованием предложенного метода показано, что наличие задержки идентификации факта искажения сигналов СРНС бортовым вычислителем вносит погрешность определения местоположения от нескольких метров, до несколько сотен метров. Так, для БЛА «Альбатрос СКФУ» задержка идентификации факта искажения длиной 3 с увеличила погрешность оценки местоположения до 59,094 м для северного направления и до 6,142 м для восточного. Применение предложенного метода позволило уменьшить погрешность оценки местоположения до 3,337 м для северного и до 0,869 м для восточного направлений без использования сигналов СРНС.

4) Впервые для определения местоположения БЛА мультироторного типа относительно посадочной площадки использован квадрантный датчик, размещённый на гиросtabilизированном подвесе. Введена дополнительная система координат и

разработан способ формирования заданной пространственной ориентации гиросtabilизированного подвеса для сканирования области предполагаемого нахождения инфракрасного (ИК) маяка на посадочной площадке, а также его сопровождения по сигналам квадрантного датчика в режиме реального времени. В отличие от известных методов вычисления локальных координат [5-11], применена алгебра кватернионов для определения местоположения БЛА относительно ИК маяка, расположенного на посадочной площадке. Особенностью данного метода является обеспечение 3-х режимов работы бортовой навигационной системы с бесшовным переключением между ними: без коррекции по сигналам СРНС; с использованием коррекции по сигналам СРНС; с использованием коррекции данных на этапе посадки БЛА от локальной системы позиционирования.

Использование разработанного метода позволяет обеспечить точность оценки местоположения БЛА на этапах взлёта/посадки не хуже 0,19 м относительно центра посадочной площадки без применения сигналов СРНС, тем самым обеспечив требуемую точность позиционирования БЛА мультироторного типа для выполнения посадки на площадку ограниченного размера контейнера автономного базирования.

Таким образом, в работе получены новые результаты, которые позволили решить научную задачу, имеющую важное значение для развития теории навигации и теории управления (соответствует п. 9 «Положения о присуждении ученых степеней»).

**Теоретическая значимость** заключается:

– в развитии методов уменьшения погрешностей выходного сигнала инерциальных измерителей в условиях сложной вибрационной обстановки, вызванной работой винтомоторной группы БЛА;

– в развитии методов и алгоритмов определения состояния навигационного поля СРНС бортовыми средствами при решении задачи навигации БЛА;

– в использовании новых подходов и методов вычисления навигационного решения БЛА в условиях отсутствия достоверных сигналов СРНС.

**Практическая значимость работы** состоит в актуализации разработанного научно-методического аппарата по отношению к потребностям практики, его доведению до практических рекомендаций по повышению точности позиционирования БЛА, которые могут быть использованы в бортовых вычислителях. Использование практических рекомендаций в составе бортовых навигационных систем БЛА позволяет обеспечить точность позиционирования на этапах взлёта/посадки в условиях отсутствия сигналов СРНС достаточную, для выполнения посадки на площадку ограниченного размера контейнера автономного базирования.

**Достоверность и обоснованность** научных результатов подтверждается:

– использованием основных принципов системного подхода, а также обоснованным выбором основных рамок исследования при постановке научной задачи и её решении;

– корректным применением апробированных математических методов при проведении вычислений;

– использованием прикладных пакетов программ для обработки экспериментальных данных и получения численных результатов исследования;

– непротиворечивостью полученных результатов с известными работами ученых и специалистов в данной предметной области;

– использованием результатов работы в виде составных частей прикладных НИК и ОКР, связанных с разработкой опытных образцов БЛА мультироторного типа.

**Методология и методы исследования.** Для решения поставленных в диссертационной работе научных задач использованы методы системного анализа, дискретной математики, численных методов, также имитационное и математическое моделирование.

**Реализация и внедрение результатов работы.**

Результаты проведенных исследований нашли практическое применение в разработках, в которых автор принимал личное участие в качестве ответственного

исполнителя. Об использовании и внедрении результатов исследования имеется 3 акта о реализации результатов научной работы из 3-х организаций (приложение А):

1) ООО «Основа Безопасности» – при производстве БЛА использован метод компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей.

2) ООО «Стилсофт» – при разработке бортовых вычислителей БЛА мультироторного типа использован алгоритм идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов, а также метод восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов.

3) «Северо-Кавказский Федеральный университет» (СКФУ) – результаты работы применены в учебном процессе по направлению подготовки 09.03.01. Информатика и вычислительная техника, направленность (профиль) «Программное обеспечение средств вычислительной техники и автоматизированных систем» в рамках дисциплины «Основы микропроцессорной техники».

**Апробация результатов исследования.** Основные результаты исследования докладывались и обсуждались на следующих научных конференциях:

– IX Всероссийской научно-технической конференции «Студенческая наука для развития информационного общества» (г. Ставрополь, 2018 г.);

– XII Всероссийской научно-технической конференции с международным участием «Студенческая наука для развития информационного общества» (г. Ставрополь 2022 г);

– XLI Всероссийской научно-технической конференции «Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных технических и информационных систем» (г. Серпухов 2022 г).

**Публикации материалов исследования.** По тематике исследования всего опубликовано 28 работ, из них 3 статьи в журналах из перечня ВАК по шифру специальности 2.3.1 (журналы: «Системы управления, связи и безопасности» [12, 13],

«Современная наука и инновации» [14]); 4 статьи в других рецензируемых журналах из перечня ВАК (журнал «Вестник Донского государственного технического университета» [15], «Инфокоммуникационные технологии» [16-18]); 6 статей в сборниках статей и научных докладов [19-24], 4 статьи в зарубежных изданиях, индексируемых в базах данных Scopus [25-28], 1 евразийский патент [29].

Также, имеются следующие свидетельства, которые приравниваются к публикациям в рецензируемых изданиях, в которых излагаются основные результаты диссертации на соискание ученой степени:

- 5 свидетельств о государственной регистрации программ для ЭВМ [30-34];
- 1 патент на полезную модель [35];
- 4 патента на изобретение [36-39].

При использовании в публикациях и в тексте диссертационной работы результатов и материалов других авторов, на первоисточники представлены корректные библиографические ссылки.

#### **Личное участие соискателя в полученных результатах.**

В работе, результаты которой опубликованы совместно с Исаевым А.М., Кудиновым Н.В., Мироненко Р.С. [15] авторский вклад заключается в решении поставленной задачи и программной реализации алгоритма. В работе, результаты которой опубликованы совместно с Линцом Г.И., Шаяхметовым О.Х., Мельниковым С.В., Исаевым А.М. [14] авторский вклад состоит в обосновании актуальности и программной реализации алгоритма на бортовом вычислителе. В работе, результаты которой опубликованы совместно с Линцом Г.И., Исаевым А.М., [16] вклад автора заключается в реализации имитационной модели для проверки адекватности предложенного метода. В работе, результаты которой опубликованы совместно с Сагдеевым К.М., Линцом Г.И., Мельниковым С.В., Исаевым А.М. [17] вклад автора заключается в проведении экспериментальных исследований и программной реализации способа. В работе, результаты которой опубликованы совместно с Линцом Г.И., Исаевым А.М., Мельниковым С.В. [18] авторский вклад

состоит в программной реализации интерфейса информационного обмена между бортовым вычислителем БЛА и имитационной моделью. В работе, результаты которой опубликованы совместно с Линцом Г.И. [12] авторский вклад состоит в обосновании актуальности исследования, программной реализации метода и его апробации. В работе, результаты которой опубликованы совместно с Исаевым А.М., Линцом Г.И. [13] авторским вкладом является разработка метода и его программная реализация. В работах [19-28], выполненных в соавторстве, соискателю принадлежит ведущая в постановке задач на исследование, участие в получении научных результатов, а также их верификации. В работах [29-35] вклад автора заключается в программной реализации программ для ЭВМ. В работах [36-39], авторский вклад состоит в проведении опытно-конструкторских работ.

**Структура и объём работы.** Диссертационная работа состоит из введения, 4-х глав, заключения, списка литературы.

К диссертационной работе прилагается Приложение А, содержащее копии актов о реализации результатов исследования.

**В первом разделе** проведен системный анализ роли и места БЛА в комплексной системе безопасности охраны объектов. Показано, что существующие сценарии применения БЛА в составе комплексной системы безопасности требуют минимального времени реакции на сигнал тревоги. Приведена зависимость площади зоны поиска нарушителя от скорости его движения и времени полета к месту начала поиска. При скорости движения нарушителя 10 км/ч, время от момента проникновения нарушителя на охраняемый объект до начала поиска не должно превышать 120 с, в противном случае не обеспечивается просмотр всей зоны возможного нахождения нарушителя. Из проведенного анализа следует, что расположение контейнера автономного базирования с БЛА должно выбираться исходя из анализа инфраструктуры охраняемого объекта таким образом, чтобы минимизировать промежуток времени от поступления сигнала тревоги до достижения беспилотным летательным аппаратом точки начала поиска. Анализ существующих



комплексов показал, что для выполнения посадки на ограниченную площадку контейнера автономного базирования требуется наличие достоверных сигналов навигационных спутников, что в ряде случаев, не может быть обеспечено инфраструктурой охраняемого объекта. Известный научно-методический аппарат (НМА) для решения задачи точной посадки использует следующие подходы повышения точности оценки параметров линейного движения на этапах посадки: режим Real time kinematic (RTK) для бортового приемника СРНС; система IR-Lock, основанная на применении инфракрасных меток; система технического зрения с использованием визуальных меток ArUco и AprilTag. НМА, способный обеспечить требуемую точность позиционирования и вероятность посадки БЛА на ограниченную площадку, использует описанные выше подходы. НМА с использованием RTK требует наличия достоверных сигналов навигационных спутников. IR-Lock имеет низкую устойчивость к ветровой нагрузке и не обеспечивает возможность продолжения посадки при потере инфракрасного маркера. Использование систем технического зрения с применением визуальных меток ArUco и AprilTag делает систему чувствительной к различного рода визуальным искажениям, (затенение, изменение условий освещенности, выпадение осадков). Дополнительно, требуется использование подсветки для обеспечения функционирования в ночное время. Системы на базе визуальных меток не позволяют выполнить захват маркера при заходе на посадку, с требуемой достоверностью задача решается только при нахождении БЛА над маркером с минимальным угловым отклонением от нормали к посадочной площадке. Таким образом, при размещении посадочной площадки вблизи сооружений, вызывающих искажение сигналов СРНС, известный НМА не может обеспечить взлёт, полет по маршруту, заход на посадку и посадку БЛА.

Вышеуказанные факторы позволили сформулировать актуальную **цель исследования** – повышение точности позиционирования БЛА на этапах взлёта посадки за счет разработки методов и алгоритма, учитывающих инструментальные

погрешности первичных измерителей и вычисления параметров линейного движения в условиях отсутствия достоверных сигналов СРНС.

Системный анализ ранее проведенных исследований в области навигации мультироторных БЛА показал, что известные работы не рассматривают задачу вычисления параметров движения в совокупности при следующих условиях:

- полного приборного обеспечения;
- отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников;
- отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников при заходе на посадку при наличии системы локального позиционирования.

В результате, в работе была поставлена научная задача по разработке методов и алгоритма, обеспечивающих взлёт в условиях отсутствия сигналов СРНС, полет по маршруту в условиях достоверных сигналов СРНС, а также заход на посадку и посадку в условиях отсутствия сигналов СРНС с возможностью переключения режимов навигации в бесшовном режиме в любой момент времени и последовательности.

Во втором разделе представлен метод компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей. Обеспечивается совместный учёт неортогонального расположения осей чувствительности, масштабных коэффициентов, смещений нуля, температурной зависимости блока чувствительных элементов ДУСа и акселерометра и наличия вибраций корпуса БЛА, вызванных работой винтомоторной группы. Введен показатель «декремент затухания» для интегральной оценки жесткости корпуса, показана его связь с амплитудно-частотной характеристикой корпуса БЛА и погрешностью инерциального метода счисления пути.

Третий раздел посвящен повышению точности позиционирования БЛА. Для решения поставленной задачи разработаны алгоритм и методы.

Алгоритм идентификации помехового воздействия на бортовой приемник СРНС позволяет с требуемой оперативностью и достоверностью определять

изменение состояния навигационного поля и отключать коррекцию инерциального метода счисления пути по данным бортового приемника СРНС.

При постепенном нарастании искажения сигналов СРНС будет присутствовать временная задержка определения помехового воздействия, в течение которой бортовой вычислитель использует недостоверные данные бортового приемника СРНС для коррекции инерциального метода счисления. Для уменьшения погрешности оценки параметров движения БЛА при переходе в зону помехового воздействия разработан **метод, исключающий недостоверные данные СРНС из контура навигационной системы за промежуток времени между фактическим началом помехового воздействия на бортовой приемник СРНС и идентификацией данного факта бортовым вычислителем.**

Заход БЛА в зону посадки и посадка являются наиболее ответственными этапами полетного задания. Эксплуатация БЛА в составе комплексной системы безопасности охраны объектов требует высокой точности позиционирования для выполнения посадки на площадку ограниченного размера. Инфраструктура охраняемого объекта, в ряде случаев, требует расположения контейнера базирования БЛА вблизи сооружений, затеняющих сигналы навигационных спутников. Таким образом, ответственные и технически сложные этапы полетного задания выполняются в условиях отсутствия достоверных сигналов СРНС. Для обеспечения точности позиционирования БЛА, требуемой для выполнения взлёта/посадки на площадку ограниченного размера разработан **метод вычисления параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников на этапе взлёта/посадки.**

В четвертом разделе представлены сравнительные характеристики основных научных результатов, а также практические рекомендации для повышения точности позиционирования БЛА на этапах взлёта/посадки в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников. Показано, что учёт в инерциальных измерителях

неортогонального расположения осей чувствительности, масштабных коэффициентов, смещений нуля, температурной зависимости блока чувствительных элементов ДУСа и акселерометра и наличия вибраций корпуса БЛА, вызванных работой винтомоторной группы, позволяет сократить погрешность инерциального метода счисления пути с 400 м через 80 с полёта до 50 м.

Показано, что при попадании БЛА в зону помехового воздействия на бортовой приемник СРНС погрешность оценки параметров линейного движения напрямую связана с величиной помехового воздействия, а также зависит от времени между фактическим началом помехового воздействия и идентификацией данного факта бортовым вычислителем. Использование предложенного алгоритма позволило повысить оперативность определения факта искажения на 7 с относительно оценки состояния навигационного поля бортовым приемником СРНС, а применение метода восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов в рассмотренном сценарии снизило погрешность на 55,75 м по направлению «Север-Юг» и на 5,27 м по направлению «Запад-Восток».

Для этапов взлёта/посадки предлагается использовать данные от локальной системы позиционирования в качестве замены бортового приемника СРНС. Приведены сравнительные характеристики точности позиционирования БЛА при использовании достоверных данных СРНС, искаженных данных СРНС и данных от предложенной системы локального позиционирования.

**В заключении** подведены итоги исследования, сделаны выводы по работе в целом, а также сформулированы дальнейшие направления работ.

## **Глава 1. Системный анализ процессов, влияющих на точность оценки параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата**

Проведем системный анализ методов и способов навигации БЛА в различных условиях, включающих полное приборное обеспечение и отсутствие достоверных сигналов навигационных спутников. К основным методам системного анализа относятся:

- методы анализа и синтеза;
- методы индукции и дедукции;
- методы декомпозиции и композиции;
- методы структуризации и деструктуризации и др.

Для постановки задачи на исследование на основе методов анализа, декомпозиции и дедукции, проведем декомпозицию способов повышения точности позиционирования БЛА на:

использование станций дифференциальной коррекции для повышения точности навигационного сигнала, получаемого от бортового приемника СРНС;

использование дополнительных источников информации на этапах взлёта/посадки для коррекции инерциального метода счисления пути, что в свою очередь, методом декомпозиции, подразделяется на использование систем технического зрения и систем с инфракрасными маркерами.

В дальнейшем на основе проведенного анализа (дедукции и декомпозиции) путем использования методов синтеза и индукции, сформулировано противоречие в практике, на разрешение которого направлено исследование, а также объект, предмет и цель диссертационной работы.

## 1.1. Анализ практических решений в области эксплуатации беспилотных летательных аппаратов в составе комплексной системы безопасности охраны объектов

В настоящее время благодаря информационному и технологическому развитию расширяется сфера применения комплексных решений на основе беспилотных авиационных систем [1-2, 40]. Одним из перспективных направлений развития является включение в состав комплексной системы безопасности объектов БЛА, что позволяет качественно улучшить возможности охраны, мониторинга и реагирования на сигнал тревоги [3, 41]. Рассматриваемые в диссертационной работе БЛА мультироторного типа относятся к малому классу [42] с дальностью действия менее 40 км и временем полета менее 4 часов. Данный тип БЛА широко используется в качестве подсистемы комплексов безопасности объектов [4] (рисунок 1.1).

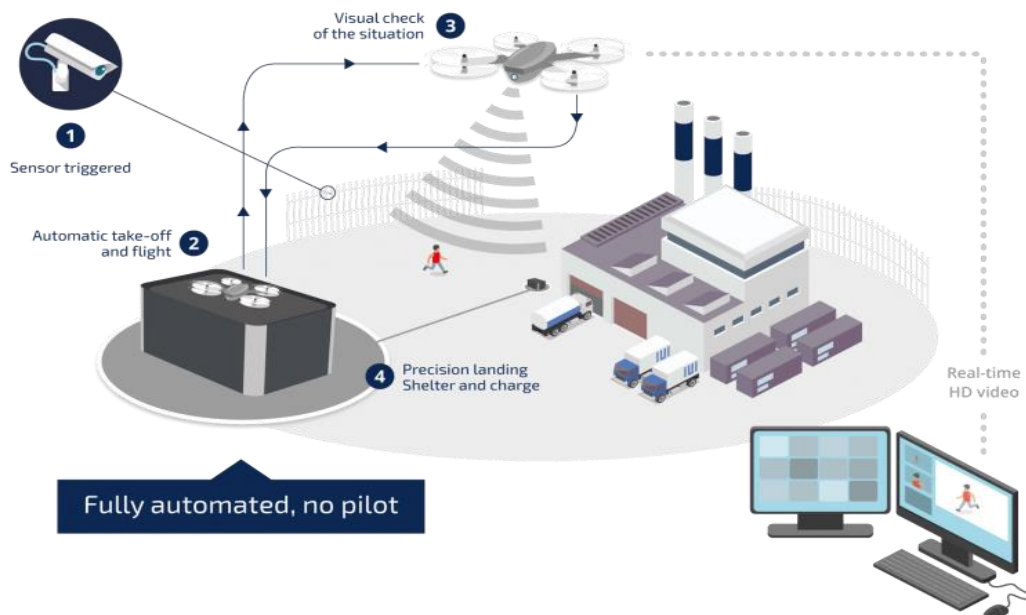


Рисунок 1.1 – Структура комплексной системы безопасности объекта с применением мультироторного БЛА

В состав комплекса безопасности входят видеокамеры и датчики, располагаемые на территории охраняемого объекта, БЛА, расположенный в контейнере автономного базирования, автоматизированное рабочее место (АРМ) оператора. Контейнер автономного базирования обеспечивает защиту БЛА от неблагоприятных условий внешней среды, а его системы – заряд или замену аккумуляторной батареи.

Вылет БЛА может быть инициирован получением информации о возможном проникновении на охраняемый объект, срабатыванием периметрового датчика, вызовом от группы наблюдения и др. [4]. После старта БЛА должен достичь зоны поиска, выполнить её облет под управлением оператора или в автоматическом режиме по заранее определенной программе. Во время полета на АРМ оператора транслируется видеопоток с целевой нагрузки. При обнаружении нарушителя, производится его идентификация и сопровождение до момента прибытия оперативной группы. По окончании выполнения полетного задания или исчерпания заряда аккумуляторной батареи (АКБ), БЛА должен вернуться в контейнер базирования и выполнить автоматическую посадку [4, 42].

Поиск нарушителя выполняется в зоне в виде полуокружности с центром в месте установки сработавшего датчика:

$$S = \pi r^2 / 2, \quad (1.1)$$

где:  $S$  – площадь поиска,  $r = v_n t_n$  – радиус полуокружности, равный произведению скорости перемещения нарушителя ( $v_n$ ) на время начала поиска от момента срабатывания датчика ( $t_n$ ).

На рисунке 1.2 приведены зависимости площади зоны поиска нарушителя от подлетного времени и скорости перемещения нарушителя. Пунктирными линиями показана просмотренная площадь зоны поиска. При скорости движения нарушителя 10 км/ч, оператор может просмотреть всю предполагаемую зону поиска только в том случае, если БЛА достигнет точки начала поиска менее чем за 120 с.

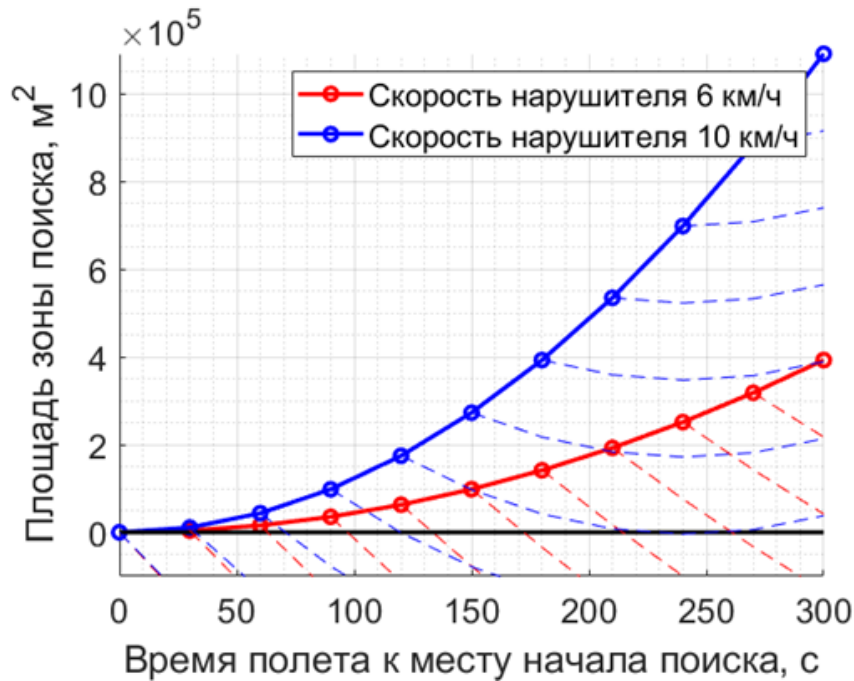


Рисунок 1.2 – Графики зависимости площади зоны поиска от скорости движения нарушителя и времени полета к месту начала поиска

Как показывает практика, после поступления сигнала тревоги располагаемое время прибытия БЛА в точку начала поиска составляет 180 с и при скорости движения предполагаемого нарушителя 6 км/ч площадь зоны поиска составит  $0,2 \text{ км}^2$  и будет увеличиваться с течением времени. При большем подлетном времени, использование БЛА для поиска нарушителя становится малоэффективным.

В целом эффективность использования БЛА в качестве компонента системы охраны определяется оперативностью реагирования на сигнал тревоги, а именно временем от поступления сигнала до момента достижения БЛА точки начала поиска нарушителя.

Примем время реакции комплексной системы безопасности объекта от момента поступления сигнала тревоги до момента вылета БЛА равным 40 с. Время набора высоты 200 м при вертикальной скорости 5 м/с составит 45 с. При располагаемом времени реакции 180 с, для полета в точку поиска остается 95 с. Расстояние при скорости полета 15 м/с составит менее 1,5 км за 95 с, что и будет являться максимальной дистанцией размещения контейнера базирования с БЛА от точки



начала поиска. Таким образом, целесообразным является размещение контейнера базирования на территории охраняемого объекта в месте, обеспечивающим минимальное время подлета к местам вероятного проникновения нарушителя (таблица 1.1)

Таблица 1.1 – Уменьшение площади зоны поиска в зависимости от сокращения времени подлета к точке начала поиска

Сокращение времени подлета на (с)	Уменьшение зоны поиска (раз)
10	1,0702
20	1,148
30	1,2346
40	1,3314
50	1,44
60	1,5625
70	1,701
80	1,895

Анализ рисунка 1.2 и таблицы 1.1 показывает, что уменьшение времени подлета на 1 мин уменьшает площадь зоны поиска в 1,5625 раза, что существенно увеличивает вероятность обнаружения нарушителя.

Сформируем требования к БЛА мультироторного типа для эксплуатации в составе комплексной системы безопасности объектов [4, 42]:

- возможность круглосуточного использования;
- радиус действия не менее 7 км;
- время полета не менее 35 мин;
- максимальную скорость полета не менее 15 м/с;
- минимальное время реакции на сигнал тревоги;
- автоматическую посадку в контейнер базирования при скорости ветра до 10 м/с [43-44];
- устойчивость к кратковременному пропаданию сигналов СРНС.

- эксплуатацию при выпадении осадков в виде дождя и снега слабой интенсивности (кроме условий возникновения обледенения);
- эксплуатацию в диапазоне температур от  $-20^{\circ}\text{C}$  до  $+40^{\circ}\text{C}$ ;

Рассмотрим приведенные требования с целью анализа характеристик БЛА мультироторного типа, эксплуатируемого в составе комплексной системы безопасности объекта.

Круглосуточная эксплуатация может быть обеспечена использованием полезной нагрузки в виде видеокамеры и тепловизора, размещенных на подвесе, стабилизированном в трех плоскостях [45-46].

Заданный радиус действия, скорость и время полета достигаются оптимизацией конструкции, выбором параметров винтомоторной группы (ВМГ), типом и емкостью АКБ и режимов полета [18, 47-60].

Время реакции на сигнал тревоги определяется временем: принятия решения оператором; предстартовой подготовки; набора высоты; полета в заданную точку. Время принятия решения может быть минимизировано автоматизированной системой, имеющей заранее сформированные полетные задания в зависимости от места расположения датчиков на охраняемом объекте, возможных маршрутов движения нарушителя и т.д. При поступлении сигнала тревоги, система предлагает готовое полетное задание и для инициирования вылета требуется только разрешение оператора.

Готовность БЛА к вылету после включения определяется временем «холодного» старта бортового приемника СРНС, которое составляет 40 секунд и временем начального прогрева блока первичных измерителей до 1 минуты. Для минимизации времени предстартовой подготовки, БЛА в контейнере базирования должен находиться во включенном состоянии при постоянной видимости созвездия спутников бортовым приемником СРНС. В этом случае время готовности к вылету ограничено только временем открытия контейнера, которое составляет около 20 секунд [61]. Однако, расчеты показывают, что БЛА типа «Скайрон-СО» имеет

требуемую для данного вида техники вероятность отказа равную  $10^{-4}$  на 1 час при времени наработки в 200 летных часов или при нахождении в дежурном режиме 400 часов. Наибольший вклад в снижении вероятности безотказной работы вносят инерциальные измерители – акселерометры и датчики угловых скоростей, структуры которых при работе находятся в подвижном состоянии. Данные измерители, выполнены по МЭМС и используются практически во всех БЛА малого класса. Таким образом нахождение БЛА в контейнере во включенном состоянии приводит к неэффективному расходованию его ресурса и снижению надежности эксплуатации.

Требование к постоянной видимости созвездия СРНС обеспечивается радиопрозрачностью конструкции контейнера базирования, ограничивая в выборе применяемых материалов и накладывая существенные ограничения на место его размещения. В реальных условиях здания и другие препятствия мешают приёму сигналов СРНС и могут привести к их потере (эффект многолучевого распространения, электромагнитный шум, создаваемый активными излучателями). Сигнал СРНС, отражённый от металлических конструкций и крыш строений, находящихся вблизи контейнера базирования, приводит к скачкообразному изменению определяемых координат и высоты полёта БЛА, что может привести к аварии на этапе взлета и посадки. Размещение контейнера базирования с соблюдений перечисленных выше условий может потребовать создания дополнительной инфраструктуры – прокладки линий электропитания и связи, оборудования специальной площадки на значительном удалении от естественных или искусственных препятствий, что на практике может оказаться трудноосуществимым.

Автоматическая посадка БЛА на площадку контейнера базирования является наиболее сложным этапом полета. Для БЛА «Скайрон СО» [61] размер посадочной зоны на площадке контейнера базирования составляет 750 x 750 мм (рисунок 1.3).



Рисунок 1.3 – Посадочная площадка контейнера автономного базирования БЛА

Автоматическая посадка обеспечивается системой управления БЛА, качество работы которой зависит от точности оценки местоположения. Основным источником данных о местоположении БЛА являются спутниковые радионавигационные системы. Точность определения координат приемником СРНС стандартной точности составляет 2-4 метра [62-63]. Прецизионный приемник СРНС, без поддержки RTK имеет точность 1-1,5 метра [64]. Использование режима RTK увеличивает точность до сантиметровых значений в неподвижном состоянии, однако, точность определения координат уменьшается с увеличением расстояния до стационарной станции коррекции [64]. Возможно использование локальной станции дифференциальной коррекции, располагаемой в непосредственной близости от контейнера базирования. В этом случае для получения заявленной точности требуется угол обзора неба не менее 30 градусов над горизонтом и полное отсутствие препятствий на пути распространения сигнала навигационных спутников, таких как деревья, здания, автомобили и т.д. На точность вычисления поправок RTK влияют различного рода индустриальные помехи: базовые станции мобильной связи, высоковольтные трансформаторы и т.д. [65]. Таким образом, использование режима RTK обеспечивает требуемую для посадки точность позиционирования БЛА только в условиях отсутствия помех распространению сигналов СРНС, что при эксплуатации БЛА в составе комплексов охраны в ряде случаев не может быть обеспечено. По этой

причине, с точки зрения практики необходимо использовать системы, способные обеспечить взлёт и посадку БЛА в условиях отсутствия достоверных сигналов СРНС.

Для работы в диапазоне температур  $-20^{\circ}\text{C}$  до  $+40^{\circ}\text{C}$  необходимо учитывать тепловые режимы работы бортового радиоэлектронного оборудования. Для обеспечения требуемой точности навигации, используемые инерциальные датчики должны быть откалиброваны с учётом диапазона рабочих температур.

Проведем анализ эксплуатируемых БЛА контейнерного базирования с позиций требований, рассмотренных выше.

В настоящее время в России разработаны и используются следующие комплексы с БЛА контейнерного базирования.

Комплекс с БЛА СОЕХ «Пеликан» обладает следующими характеристиками: полетное время до 45 минут, максимальная скорость полета 70 км/ч, полетная масса без полезной нагрузки 7,2 кг, максимальная масса полезной нагрузки 2,8 кг. Контейнер базирования оснащен метеостанцией, обеспечивает зарядку АКБ и всепогодную эксплуатацию. Данный комплекс предназначен для задач мониторинга и не используется для оперативного реагирования на сигнал тревоги [8]. Для обеспечения посадки на площадку контейнера базирования в БЛА СОЕХ «Пеликан», в дополнение к данным от СРНС, используется система локальной коррекции IR-Lock [66].

Комплекс NIVE Дронопорт использует БЛА DJI Matrice 300, контейнер базирования, оснащенный манипулятором для замены АКБ и зарядным устройством, выполняющим зарядку 2-х комплектов батарей [67]. Комплекс предназначен для мониторинга объектов, аэрофотосъемки, однако, он не интегрируется в комплексные системы охраны объектов и не обеспечивает оперативного реагирования на сигнал тревоги. Для повышения точности позиционирования БЛА на этапе посадки используется система технического зрения, работающая с визуальными метками ArUco, нанесенными на посадочную площадку, идентификация которых выполняется

на высотах до 10 м, что для эксплуатации БЛА, в условиях отсутствия СРНС является неудовлетворительным [68].

Компанией Стилсофт производится комплекс контроля прилегающей территории на основе БЛА «Скайрон-СО». Комплекс предназначен для охраны периметра объекта, участков государственной границы, крупных промышленных предприятий и интегрируется в комплексную систему безопасности объекта [61]. Комплекс состоит из БЛА с целевой нагрузкой, контейнера автономного базирования и АРМ оператора. БЛА имеет максимальную взлетную массу 4,2 кг, максимальную скорость полета 54 км/ч, время полета до 40 мин, радиус действия до 6 км. Контейнер базирования обеспечивает хранение БЛА и заряд его АКБ [44]. Для повышения точности позиционирования на этапе посадки используется нейросеть, получающая изображение БЛА с камеры, установленной в центре посадочной площадки. Нейросеть распознает БЛА с высоты ниже 11 метров, оценивает его положение в кадре, формирует команды, транслируемые на борт БЛА по радиоканалу [43]. Недостатком данного метода является необходимость обеспечения видимости горизонта не менее 20 градусов для обеспечения беспрепятственного распространения сигналов СРНС. Данная система требует подсветки БЛА в темное время суток, чувствительна к осадкам в виде дождя и снега (необходимо очищать объектив видеокамеры в процессе посадки), вероятность успешной посадки уменьшается при размещении контейнера базирования в условиях затенения надгоризонтных спутников и многолучевого распространения сигналов СРНС. На высотах менее 0,7 м БЛА занимает кадр видеопотока полностью, и оценка местоположения становится невозможной. Кроме этого, нейросеть требует достаточно длительного обучения и больших вычислительных мощностей для работы.

Зарубежными компаниями также разработаны и эксплуатируются БЛА с контейнерами базирования.

Комплекс воздушной безопасности Nightingale, предназначен для патрулирования заданного района, реагирования на нарушение периметра охраняемого объекта [5]. Он состоит из БЛА и базовой станции, устанавливаемой на крыше здания или в другом безопасном месте. Базовая станция обеспечивает заряд АКБ за 1 ч. БЛА имеет взлетную массу 5,5 кг, максимальное время полета 33 минуты; максимальную скорость полета до 80 км/ч. Радиус действия до 5,5 км. Для коррекции на этапе посадки используется система IR-Lock. Однако, в условиях отсутствия достоверных сигналов СРНС на этапах взлёта/посадки заявленные эксплуатационные характеристики не обеспечиваются.

Комплекс SENSYN Drone Hub предназначен для мониторинга безопасности крупных заводов и инспекции объектов, обеспечивает автоматический взлет и посадку БЛА на площадку контейнера базирования, в котором производится зарядка АКБ [7]. Для работы в составе комплекса используются 2 типа БЛА мультироторного типа: Mark-1 имеет полетное время 30 мин, при массе 6 кг, Mark-2 – 25 мин при полётной массе 7,5 кг. Для повышения точности определения местоположения на этапе посадки используется система, аналогичная IR-Lock. Недостатком рассмотренной системы является невозможность обеспечения взлёта/посадки без использования достоверных сигналов СРНС.

Интеллектуальная система воздушного мониторинга Smart Aerial Monitoring System состоит из контейнера базирования Easy Guard (EG), БЛА и программного обеспечения Easy Remote Monitoring [9]. В зависимости от выбранной полезной нагрузки, пользователи, находящиеся в любой точке мира, могут видеть то, что видит дрон в режиме реального времени. Беспилотный летательный аппарат может автоматически осуществлять вылет при срабатывании датчиков системы безопасности, а также приземляться на разных наземных станциях Easy Guard, что позволяет осуществлять мониторинг на большом расстоянии и подзарядку в нескольких местах. Полетное время БЛА составляет до 45 мин, полетная масса до 5,5 кг, скорость полета до 105 км/ч. Радиус действия составляет 5 км, в одном полете

может преодолеть до 14 км. На посадке используется система локального позиционирования на основе ИК маяка и бортовой видеокамеры. Особенностью данного комплекса является возможность установки контейнера базирования на автомобиле. Режимы взлёта/посадки требуют наличия достоверных сигналов навигационных спутников, что является недостатком.

Компания Asylon разработала комплекс мониторинга DroneSentry, являющейся воздушной частью системы безопасности объектов. Комплекс [69] обеспечивает плановый облет, реагирование на сигнал тревоги и время реакции до 4 мин. БЛА мультироторного типа имеет на борту камеру видимого диапазона и тепловизор, максимальная скорость полета составляет 57 км/ч, полетное время 25 мин с полезной нагрузкой. Конструкция контейнера базирования позволяет производить замену АКБ. Для повышения точности позиционирования на посадке используется система IR-Lock. К недостаткам относится требование наличия достоверных сигналов СРНС на этапах взлёта/посадки.

Компания Hextronics производит контейнеры базирования для работы с БЛА компании DJI. Контейнер Atlas 300 совместим с БЛА Matrice 300 RTK, обеспечивает заряд 8-ми АКБ и готовность к повторному вылету через 4 мин. Система технического зрения обеспечивает точность позиционирования на посадке 17 см при ветре до 7,5 м/с [70]. Контейнер Global Advanced работает с БЛА Mavic 2 компании DJI, обеспечивая заряд 6-ти АКБ и автоматическую их замену менее чем за 2 мин. Посадка в контейнер базирования обеспечивается системой технического зрения при ветре до 7,5 м/с [71]. В контейнерах компании Hextronics используется система технического зрения на основе распознавания визуальных меток ArUco [72]. Контейнеры базирования компании Hextronics могут интегрироваться в комплексные системы безопасности, обеспечивая реагирование на сигнал тревоги и патрулирование объектов. Для обеспечения взлёта/посадки, вблизи контейнера базирования должны отсутствовать препятствия, мешающие распространению сигналов СРНС, что является недостатком данных комплексов.



Контейнер IDIPLOYER от компании FlytNow предназначен для работы с БЛА компании DJI, отличается небольшой массой в 30 кг, обеспечивает базирование БЛА Mavic 2 и заряд его АКБ за 90 мин [73]. Программное обеспечение комплекса позволяет управлять несколькими БЛА, организуя патрулирование объектов и реагирование на инциденты. Для посадки БЛА на площадку контейнера базирования используется система компьютерного зрения [72]. Точность позиционирования, достаточная для выполнения взлёта/посадки на площадку ограниченного размера, заявлена в условиях достоверных сигналов навигационных спутников.

Автономная базовая станция для дронов FOXIT работает с БЛА серии Mavic компании DJI. Оборудование станции осуществляет заряд АКБ за 1 ч. Станция интегрируется в комплекс безопасности, обеспечивая реакцию на сигнал тревоги 45 с. Для посадки используется система технического зрения, работающая на высотах менее 4 м [74], что недостаточно для эксплуатации в условиях отсутствия прямой видимости спутников СРНС.

Анализ характеристик систем с БЛА контейнерного базирования показал возможность их использования в составе комплексных систем безопасности объектов в условиях наличия достоверных сигналов СРНС, однако, в условиях отсутствия достоверных сигналов СРНС на этапах взлёта/посадки заявленные эксплуатационные характеристики не обеспечиваются. Характер охраняемых объектов не всегда допускает применение оборудования зарубежного производства. Данное замечание актуально для продукции компании DJI, каждый БЛА которой имеет уникальный идентификатор, считываемый дистанционно при помощи производимого DJI оборудования [75]. Кроме этого, параметры полета и координаты точки посадки также могут быть получены свободно сторонним пользователем без оповещения оператора.

Таким образом, анализ эксплуатируемых комплексов показал, что из представленных на отечественном рынке только комплекс контроля прилегающей территории на основе БЛА «Скайрон-СО» может использоваться для охраны

объектов. Однако, характеристики системы, обеспечивающей посадку, накладывают существенные ограничения на место размещения контейнера базирования.

Из проведенного анализа следует **противоречие в практике**, которое заключается в том, что существующие комплексы не обеспечивают требуемой точности позиционирования БЛА на этапах взлёта и посадки в условиях отсутствия достоверных сигналов спутников навигации при минимальном времени реакции на сигнал тревоги и расходовании ресурса БЛА.

## **1.2. Анализ научно-методического аппарата повышения точности позиционирования беспилотного летательного аппарата на этапах взлета/посадки**

Летные и эксплуатационные характеристики мультироторных БЛА малого класса обусловили их широкое использование в гражданском и военном деле. Определяющим фактором для использования БЛА в составе автоматизированных логистических систем, комплексах мониторинга и охраны является возможность посадки на заданную площадку ограниченного размера. Для этой задачи точности навигационного решения стандартным приемником СРНС недостаточно. Данное обстоятельство требует развития методов вычисления параметров линейного движения, обеспечивающих повышение точности определения вектора скорости и местоположения.

Как показал анализ эксплуатируемых систем БЛА контейнерного базирования, для обеспечения необходимой точности позиционирования на этапе посадки наибольшее практическое применение получили два метода. Первый метод использует инфракрасный маяк на посадочной площадке и видеокамеру на борту БЛА, а второй – систему технического зрения.

Проведем анализ данных методов. Исторически система IR-Lock впервые использовалась в коммерческих системах для посадки БЛА на площадку ограниченных размеров [66]. Данная система построена на базе ИК маяка, размещаемого на посадочной площадке и камеры, установленной на борту БЛА. Используемая камера PIXY2 [76] с матрицей 1280 x 800 имеет поле зрения объектива 75° по горизонтали и 47° по вертикали. Обработка изображения осуществляется двухъядерным процессором NXP LPC4330 с частотой работы ядра 204 МГц. Камера предназначена для обработки изображений с использованием алгоритмов фильтрации по цвету, программное обеспечение является открытым. С целью уменьшить влияние оптических помех, на объектив камеры устанавливается полосовой ИК фильтр, кроме этого, оригинальное программное обеспечение оптимизировано для распознавания ИК маяка и выдачи его координат XY относительно центра кадра. Интеграция информационного обмена камеры выполнена в полетные контроллеры на базе проектов Pixhawk и ArduPilot с использованием физического интерфейса I2C [77]. Для увеличения помехозащищенности ИК маяк может работать в модулируемом режиме. Камера PIXY обнаруживает ИК маяк в дневное и ночное время на высотах до 15 метров при нахождении БЛА непосредственно над ним [66], обеспечивает посадку в условиях легкого тумана, дождя и снега малой интенсивности. Для корректной работы системы требуется измерение высоты над поверхностью, разработчиками рекомендуется использовать лазерный дальномер. Точность позиционирования при доступном сигнале СРНС позволяет осуществить посадку в радиусе 30 см от ИК маяка. Однако, в условиях отсутствия сигнала СРНС данная система обеспечивает погрешность оценки местоположения около 1 м от ИК маяка при высоте полета 5 м [78], что недостаточно для выполнения посадки на площадку ограниченного размера. Видимость ИК маяка ограничена углом обзора камеры и требует достаточно точного выхода БЛА в зону посадки. Жесткое крепление видеокамеры к корпусу БЛА приводит к увеличению ошибки позиционирования при усилении ветровой нагрузки, делая невозможной посадку при скорости ветра более 7 м/с. Использование данной

системы не позволяет обеспечить требуемую точность позиционирования для посадки в условиях реальной эксплуатации без использования сигналов СРНС.

Методы технического зрения основаны на поиске соответствий между точками в реальном пространстве и их проекцией на двумерное изображение. Для уменьшения вычислительной сложности при распознавании образов, используются синтетические или реперные маркеры [79]. Примером являются маркеры ArUco [80], получившие наибольшее распространение в системах, обеспечивающих посадку БЛА на площадку ограниченных размеров [68]. Маркер ArUco представляет собой синтетический квадратный маркер, состоящий из широкой черной рамки и внутренней бинарной матрицы, определяющей его идентификатор. Черная рамка необходима для быстрого его обнаружения, а двоичная кодировка уменьшает требования к вычислительным ресурсам. Размер маркера определяет размер внутренней матрицы [79] (рисунок 1.4).

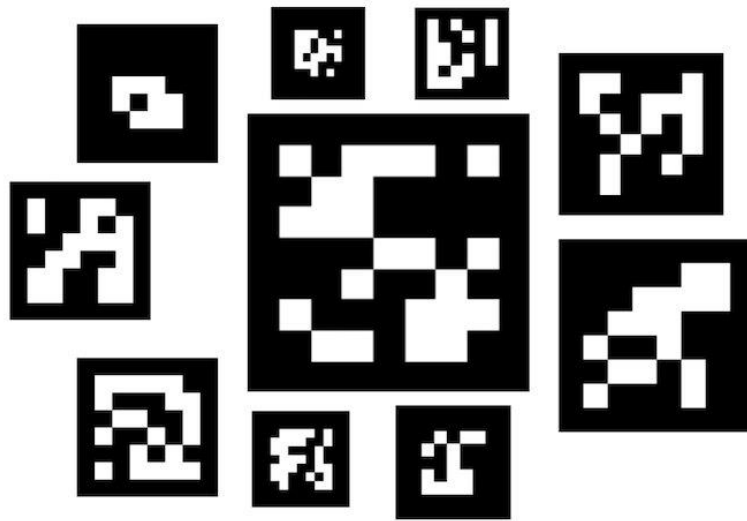


Рисунок 1.4 – Пример изображений маркеров ArUco

Маркер наносится на посадочную площадку, анализ изображения от бортовой камеры позволяет определить ориентацию и положение камеры относительно маркера. Для увеличения дистанции обнаружения на посадочной площадке размещают несколько маркеров разного размера, и по мере снижения БЛА, происходит переключение системы слежения на маркер меньшего размера, таким

образом увеличивается точность определения относительного положения (рисунок 1.5).



Рисунок 1.5 – Группа маркеров разного размера, нанесенных на посадочную площадку

Однако, если при воздействии ветра происходит смещение БЛА и потеря маркера, точная посадка становится невозможной.

Причиной популярности приложений, работающих с данными маркерами, является достаточная надежность этого метода и наличие готовой библиотеки для обработки изображений, включенной в пакет программ технического зрения с открытым исходным кодом OpenCV [79]. Массовое использование в эксплуатируемых системах БЛА контейнерного базирования метода технического зрения, работающего с метками ArUco, обусловлено разработкой коммерческой системы точной посадки [47]. Данная система интегрируется с БЛА компании DJI, а также в БЛА с полетными контроллерами Ardupilot и PX4. Система может использоваться в двух вариантах. В первом варианте применяется стабилизированная в пространстве бортовая видеокамера, являющаяся штатной полезной нагрузкой для большинства БЛА. Изображение с камеры по радиоканалу транслируется в компьютер, расположенный в контейнере базирования, где производится оценка положения метки в кадре, высоты над поверхностью и происходит формирование управляющего воздействия с последующей передачей по радиоканалу на борт БЛА.

Данное техническое решение в большинстве случаев используется с БЛА, производимыми компанией DJI [81]. Во втором варианте на борту устанавливается дополнительная видеокамера и так называемый «компьютер компаньон», подключаемый к полетному контроллеру по интерфейсу UART. Анализ изображения и формирование управляющих воздействий производится на борту БЛА. Данный вариант применяется в БЛА, использующих полетные контроллеры Ardupilot и PX4 [77, 82].

В отличие от IR-lock, система технического зрения обеспечивает погрешность позиционирования на этапе посадки без сигналов СРНС до 10 см. Однако, чувствительность к уровню освещения, необходимость подсветки в темное время суток и высота отслеживания маркера менее 10 м не позволяет выполнить заход на посадку вблизи высотных сооружений, вызывающих затенение сигналов навигационных спутников. Кроме этого, наличие тумана или выпадение осадков в виде слабого снега, делает посадку в контейнер базирования невозможной. Указанные недостатки существенно ограничивают место размещения контейнера автономного базирования, а также диапазон погодных условий, при которых возможна эксплуатация комплекса.

Преодолением указанных недостатков систем точного позиционирования БЛА занимаются многие отечественные и зарубежные исследователи Бондарев В. Г., Легович Ю. С., Сухачев Н. В., Khattak S., Nelson B., Wynn J. S. и др. Вопросам точности посадки мультироторных БЛА посвящено большое количество публикаций [3, 83-96].

Работа Севостьянова И. Е. и Девитт Д. В посвящена разработке системы визуального позиционирования с использованием расположенных на посадочной площадке групп излучателей с разной длиной волны, состоящих из четырёх светодиодов. Обнаружение групп выполняется в пространстве HSV, получаемого преобразованием из цветового пространства RGB снятого камерой [83]. Заявленная точность метода составляет 0,07 м и дистанция распознавания 10 м для тестов,

выполненных в помещении. Авторами использована жестко закрепленная на корпусе квадрокоптера видеокамера, что существенно уменьшает точность определения позиции при усилении ветровой нагрузки за счет наклона корпуса. Для применения данной работы в эксплуатируемых комплексах данная система не применима в виду отсутствия навигационного решения при потере визуальной метки.

В работах Бондарева В.Г. описана система технического зрения с лазерными инфракрасными маяками, размещенными вдоль взлетно-посадочной полосы. Алгоритмическое обеспечение позволяет осуществить поиск, захват, распознавание и сопровождение ИК-ориентиров, вычисление угловых и линейных координат относительно ВПП, обеспечивая тем самым посадку БЛА самолетного типа на необорудованную площадку [84-85].

Косова А. Е. и Кориков А. М. в работе [86] предложили алгоритм управления посадкой квадрокоптера. Вероятность посадки на площадку ограниченного размера с использованием сигналов СРНС составила около 80%. Однако, заявленные характеристики не обеспечиваются без использования достоверных сигналов СРНС.

Логачев В.Г. и Минин И.В. в работе [87] используется однообъективный метод одновременной навигации и составления карты (simultaneous localization and mapping – SLAM) с использованием библиотеки PTAM – Parallel Tracking and Mapping [88]. Для комплексирования и фильтрации данных применяется расширенный фильтр Калмана (EKF). Обработка данных, вычисление параметров движения и формирование управляющих воздействий осуществляется на наземном компьютере. Особенностью работы является использование EKF для компенсации различного рода временных задержек, возникающих при получении данных от бортового инерциального измерительного модуля и видеокамеры квадрокоптера Parrot AR.Drone 2.0. Однако данный метод крайне чувствителен к условиям освещения.

В работе [97] авторами предложена автономная система, позволяющая БЛА взлетать с движущейся платформы, определять её местонахождение с помощью

технического зрения, следовать за ней и выполнять посадку на платформу в движении. Система управления протестирована в симуляторе Gazebo [89] и на реальном оборудовании с использованием квадрокоптера Parrot AR.Drone 2.0. Несмотря на полученные результаты, система чувствительна к условиям освещения и требует наличия достоверных сигналов СРНС.

Работа [90] посвящена разработке метода посадки мультироторного БЛА на движущуюся платформу, оснащенную встроенной системой, сопряженной с GPS-приемником, инерциальным измерительным модулем (IMU) и модулем Wi-Fi, который может передавать данные о местоположении и скорости посадочной платформы на БЛА с частотой 10 Гц. В качестве летной платформы используется БЛА компании DJI Matrice 100, на борту которого размещается: камера на гиросtabilизированном подвесе, точка доступа Wi-Fi, модуль автопилота, IMU и приемник СРНС. Вычисление положения, скорости и ускорения БЛА с частотой 50 Гц обеспечивается использованием расширенного фильтра Калмана (ЕКФ). Бортовая видеокамера на гиросtabilизированном подвесе служит для обнаружения и отслеживания визуальных маркеров AprilTag, размещенных на посадочной платформе, использующихся для её локализации на расстоянии менее 5 м. Для обеспечения посадки по подвижную платформу используется подход модельного прогнозирующего управления. Результатом его работы является автономная посадка с погрешностью менее 37 см от центра мобильной платформы, движущейся со скоростью до 12 м/с, в условиях ветровых возмущений. Основным недостатком разработанного метода является обязательное наличие сигналов СРНС.

Размещение системы технического зрения на посадочной площадке рассматривается в работе [91]. Производится сравнение двух вариантов: определение положения БЛА относительно посадочной площадки; распознавание контуров конструкции и инфракрасных светодиодных маяков, закрепленных на нижней поверхности корпуса квадрокоптера. В первом случае, дистанция распознавания составила 3,08 м и была получена точность  $3,6 \pm 0,4$  см. В втором случае, дистанция



обнаружения составила 1,83 м с точностью  $3,4 \pm 0,3$  см. Эксперименты проводились в помещении в условиях отсутствия внешних возмущений. Однако, полученный результат не применим для эксплуатации БЛА вне помещений.

В [92] авторы используют распознавание меток ArUco различного размера расположенных на посадочной площадке, при помощи камеры и «компьютера компаньона». Отклонение от заданной точки составило от 3 до 18 см, однако в трех случаях из десяти из-за воздействия ветра произошло смещение БЛА и потеря маркера, что сделало посадку в заданную точку невозможной. Аналогичная система повышения точности рассмотрена в [93, 94].

В работе [95] для увеличения дальности и повышения устойчивости к задымлению и туману для распознавания маркеров ArUco применен тепловизионная камера FLIR Tau 2. Маркеры изготовлены из материала с низкой теплопроводностью – акрила и расположены на источнике теплового излучения. Обработка изображения производилась на борту БЛА квадрокоптер DJI Matrice 100 компьютером Intel NUCi7. Обработанные данные интегрировались с показаниями бортового IMU при помощи фильтра Калмана. Метод показал устойчивость работы в тумане и при низкой освещенности, однако достигнутые показатели точности определения положения не позволяют использовать его для обеспечения посадки в контейнер базирования.

Для обнаружения маркера ArUco в ночное время, авторы в [96] применили его подсветку 265 ИК светодиодами. Акриловая поверхность маркера служит рассеивателем света, обеспечивая равномерное освещение белых частей. При сопряжении со стандартной RGB-камерой и снятым ИК-фильтром, маркер становится видимым ночью. По результатам экспериментов, маркер размером 700x700 мм обнаруживался в ночное время с высоты 20 метров. На высотах менее 1 м, использовался маркер размером 120x120 мм. Заход на посадку выполнялся с высоты 13 м при условии точного нахождения БЛА над маркером. Обработка изображений и управление на основе изображений выполнялись на борту в режиме реального

времени с помощью NVIDIA® Jetson TX2. Точность позиционирования составила 0,07 м. Однако, применение камеры со снятым ИК фильтром делает невозможным её использование в дневное время, а также требование точного выхода БЛА в зону над маркером не позволяет применить полученный результат в условиях отсутствия достоверных сигналов СРНС.

Анализ известного НМА показал, что основные усилия исследователей сосредоточены на системах технического зрения. Применение средств обработки видеоизображения, расположенных на борту, обеспечивает частоту вычислений параметров движения относительно визуальных ориентиров 25-30 Гц и минимальную транспортную задержку в контуре управления, однако требует большого объема вычислительных ресурсов. Размещение средств обработки изображения в наземном сегменте увеличивает транспортную задержку в контуре управления, снижая точность управления и требует наличия достоверных сигналов СРНС. Кроме этого, все системы технического зрения, работающие в видимом диапазоне с визуальными метками, обеспечивают дистанцию обнаружения менее 10 м. Кроме этого, необходимо отметить, что в приведенных выше работах не рассматривается задача выполнения полетного задания комплексно с возможностью взлета в условиях отсутствия прямой видимости спутников навигации, выполнения полета в условиях полного приборного обеспечения, а также с возможности выхода в зону посадки и посадку БЛА на площадку ограниченного размера в условиях отсутствия достоверных сигналов СРНС.

Таким образом, разработка НМА, обеспечивающего требуемую для взлёта/посадки в контейнер автономного базирования точность позиционирования в условиях отсутствия достоверных сигналов СРНС с возможностью выполнения полетного задания в условиях полного приборного обеспечения является актуальной научной задачей. Исходя из проведенного анализа, возможно сделать вывод, что **существует следующее противоречие в науке** – известное математическое и алгоритмическое обеспечение, методы и алгоритмы обработки информации, а также

методы и алгоритмы прогнозирования качества сложной системы не позволяют выполнять посадку БЛА мультироторного типа на площадку ограниченного размера с требуемой точностью при отсутствии достоверных сигналов СРНС.

### **1.3. Выбор критериев и показателей точности позиционирования беспилотного летательного аппарата**

Рассмотрим критерии и показатели, влияющие на точность позиционирования БЛА.

При конструировании БЛА учитывается больше количество параметров, влияющих на точность позиционирования БЛА. Требуется обеспечить необходимую жесткость корпуса, которая должна обеспечить минимальный уровень вибраций, влияющих на погрешность выходного сигнала блока инерциальных измерителей.

На этапе взлёта в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников требуется обеспечить минимальное нарастание ошибки оценки местоположения при наборе высоты и определение валидности сигналов СРНС для перехода в корректируемый режим работы бортовой инерциальной навигационной системы.

Полет по маршруту начинается в условиях достоверных сигналов навигационных спутников и в процессе полета в режиме реального времени бортовой вычислитель анализирует состояние навигационного поля с целью определить попадание в зону искажения сигналов навигационных спутников.

Этап посадки требует выхода в зону посадки и выполнение снижения до момента касания посадочного шасси площадки контейнера автономного базирования. При этом, на завершающем этапе точность удержания заданного местоположения

должна удовлетворять условию, при котором посадочное шасси не выходит за габариты позиционирующего устройства на посадочной площадке.

Для этапа конструирования показателем качества является:

$$\begin{aligned} |A^\omega - U^\omega| &\leq \vec{\omega}_{\text{don}}, \\ |A^a - U^a| &\leq \vec{a}_{\text{don}}, \end{aligned} \quad (1.2)$$

где:  $A^\omega$  – эталонное измерение вектора угловой скорости;  $U^\omega$  – измерение вектора угловой скорости;  $A^a$  – эталонное измерение вектора линейных ускорений;  $U^a$  – измерение вектора линейных ускорений;  $\vec{\omega}_{\text{don}}$  и  $\vec{a}_{\text{don}}$  допустимая погрешность измерения вектора угловой скорости и линейных ускорений соответственно.

$$\begin{aligned} U^\omega &= f(S'_\omega, t_\omega^\circ, VRE), \\ U^a &= f(S'_a, t_a^\circ, VRE), \end{aligned} \quad (1.3)$$

где:  $S'_\omega$  и  $S'_a$  – погрешности ДУСа и акселерометра соответственно, связанные с неортогональным расположением осей чувствительности, масштабными коэффициентами и смещением нуля;  $t_\omega^\circ$  и  $t_a^\circ$  – температура блока чувствительных элементов ДУСа и акселерометра;  $VRE$  – погрешности ДУСа и акселерометра, связанные с вибрационным профилем корпуса БЛА.

Этап взлёта характеризуют следующие показатели:

$$K_{\text{takeoff}} = f(\Delta\vec{v}_{\text{ins}}, \Delta\vec{p}_{\text{ins}}, \delta_{\text{gnss}}), \quad (1.4)$$

где:  $\Delta\vec{v}_{\text{ins}}$  и  $\Delta\vec{p}_{\text{ins}}$  – погрешность инерциального метода счисления пути;  $\delta_{\text{gnss}}$  – состояние навигационного поля;

Этап выполнения полетного задания характеризуют следующие показатели:

$$K_{\text{fly}} = f(\Delta\vec{v}_{\text{ins}}, \Delta\vec{p}_{\text{ins}}, \delta_{\text{gnss}}, \Delta t_{\text{gnss}}), \quad (1.5)$$

где:  $\Delta t_{\text{gnss}}$  – время идентификации факта искажения навигационного поля.

Показателями этапа посадки являются:

$$K_{\text{land}} = f(\Delta\vec{p}_{\text{land}}^{\text{max}}, \Delta\vec{v}_{\text{ins}}, \Delta\vec{p}_{\text{ins}}, \delta_{\text{gnss}}, \Delta t_{\text{gnss}}, \Delta\vec{p}_{\text{loc}}), \quad (1.6)$$

где:  $\Delta\vec{p}_{loc}$  – погрешность оценки местоположения относительно центра посадочной площадки;  $\Delta\vec{p}_{land}^{max} = r_{land} - r_{gear}$ ;  $r_{land}$  – радиус вписанной в посадочную площадку окружности;  $r_{gear}$  – радиус окружности описанной вокруг посадочного шасси БЛА.

Критерием выполнения посадки на площадку контейнера автономного базирования является следующее соотношение:

$$\Delta\vec{p} \leq \Delta\vec{p}_{land}^{max}, \quad (1.7)$$

где:  $\Delta\vec{p}$  – погрешность местоположения БЛА.

Таким образом определены основные критерии и показатели, необходимые для решения общей научной задачи.

#### 1.4. Формализация и постановка общей научной задачи и частных научных задач исследования

Будем считать, что при выполнении полетного задания бортовому вычислителю БЛА доступны следующие параметры:

$$\vec{\omega}_b, \vec{a}_b, \vec{v}_w^{gnss}, \vec{p}_w^{gnss}, \delta_{gnss}, h_{gnss_{acc}}, v_{gnss_{acc}}, s_{gnss_{acc}}, \vec{p}_w^{loc}, h_w^{baro}, \quad (1.8)$$

где:  $\vec{\omega}_b$  – вектор угловой скорости в связанной с БЛА СК;  $\vec{a}_b$  – вектор линейных ускорений в связанной с БЛА система координат (СК);  $\vec{v}_w^{gnss}$  – оценка вектора скорости бортовым приемником СРНС;  $\vec{p}_w^{gnss}$  – оценка вектора местоположения бортовым приемником СРНС;  $h_{gnss_{acc}}$  – оценка точности определения позиции в горизонтальной плоскости;  $v_{gnss_{acc}}$  – оценка точности определения высоты;  $s_{gnss_{acc}}$  – оценка точности определения вектора скорости в горизонтальной плоскости;  $\vec{p}_w^{loc}$  – оценка

местоположения относительно центра посадочной площадки;  $h_w^{baro}$  – барометрическая высота.

Для выполнения взлёта/посадки на площадку контейнера автономного базирования в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников требуется:

- обеспечить минимальную погрешность выходного сигнала первичных измерителей за счёт учета неортогонального расположения осей чувствительности, смещений нуля, температурной зависимости блока чувствительных элементов ДУСа и акселерометра и наличия вибраций корпуса БЛА;

- выполнить оценку состояния навигационного поля бортовыми средствами;
- исключить недостоверные данные бортового модуля СРНС из оценки параметров линейного движения БЛА за промежутки времени между фактическим началом помехового воздействия и идентификацией данного факта бортовым вычислителем;

- обеспечить требуемую точность для посадки в контейнер автономного базирования в условиях отсутствия достоверных сигналов СРНС.

Постановка общей научной задачи формулируется следующим образом:

При доступных измерениях угловой скорости, вектора линейных ускорений, вектора скорости и местоположения, оценки состояния навигационного поля, точности определения местоположения и точности определения скорости требуется разработать НМА, обеспечивающий посадку БЛА на площадку ограниченного размера контейнера автономного базирования в условиях отсутствия достоверных сигналов спутниковых навигационных систем.

Выполним формализацию общей научной задачи исследования:

Дано:  $\vec{\omega}_b, \vec{a}_b, \vec{v}_w^{gnss}, \vec{p}_w^{gnss}, \delta_{gnss}, h_{gnss_{acc}}, v_{gnss_{acc}}, s_{gnss_{acc}}, \vec{p}_w^{loc}, h_w^{baro}$ .

Найти:

$$\Delta \vec{p} \{ \Delta \vec{\omega}^* \subset \Delta \vec{\omega}; \Delta \vec{a}^* \subset \Delta \vec{a}; \Delta VRE^* \subset \Delta VRE; \dots$$

$$\dots U^*(\vec{\omega}_b, \vec{a}_b, \vec{v}_w^{gnss}, \vec{p}_w^{gnss}, \delta_{gnss}, h_{gnss_{acc}}, v_{gnss_{acc}}, s_{gnss_{acc}}, \vec{p}_w^{loc}, h_w^{baro}) \subset \dots$$

$$\dots \subset U(\vec{\omega}_b, \vec{a}_b, \vec{v}_w^{gnss}, \vec{p}_w^{gnss}, \delta_{gnss}, h_{gnss_{acc}}, v_{gnss_{acc}}, s_{gnss_{acc}}, \vec{p}_w^{loc}, h_w^{baro}) \} \leq \Delta \vec{p}_{land}^{max}.$$

При следующих ограничениях:  $\delta_{gnss} \geq \delta_{gnss}^{don}$ ;  $h_{gnss_{acc}} \geq h_{gnss_{acc}}^{don}$ ;  $v_{gnss_{acc}} \geq v_{gnss_{acc}}^{don}$ ;

$$s_{gnss_{acc}} \geq s_{gnss_{acc}}^{don},$$

где:  $VRE$  – множество вибрационных профилей конструкции, при которых обеспечивается допустимая погрешность выходного сигнала первичных измерителей;

$U$  – методы вычисления навигационных параметров;  $\delta_{gnss}^{don}$  – допустимое для коррекции инерциального метода счисления пути состояние навигационного поля;

$h_{gnss_{acc}}^{don}$  – допустимая погрешность оценки местоположения бортовым модулем СРНС;

$v_{gnss_{acc}}^{don}$  – допустимая погрешность оценки высоты бортовым модулем СРНС;

$s_{gnss_{acc}}^{don}$  – допустимая погрешность оценки вектора скорости бортовым модулем СРНС;

$\vec{p}_{land}^{max}$  – максимально допустимый размер посадочной площадки.

Для решения общей научной задачи, выполним её декомпозицию на частные научные задачи:

1) разработка метода компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей;

2) разработка алгоритма идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов;

3) разработка метода восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов;

4) разработка метода вычисления параметров линейного движения БЛА мультироторного типа в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников на этапе посадки;

### **1.5. Обоснование последовательности решения научной задачи и логической взаимосвязи научных результатов**

Связь частных научных задач исследования для достижения общей научной задачи представлена на рисунке 1.6.

Для вычисления параметров линейного движения БЛА используется инерциальный метод счисления пути. Накапливающуюся при этом погрешность оценки вектора скорости и местоположения корректируют с использованием данных от другой системы, не подверженной накоплению ошибки. В современных БЛА в качестве источника коррекции используют данные от бортового приемника СРНС, частота выдачи навигационной информации от которого составляет до 25 Гц, чего недостаточно для системы управления БЛА. При этом, частота обновления данных инерциальным методом может составлять до нескольких кГц. Выполнив мультиплексирование инерциального метода счисления пути и данных бортового приемника СРНС, обеспечивается частота обновления параметров линейного движения до нескольких кГц без накопления ошибки.

Современные сценарии эксплуатации БЛА требуют обеспечить возможность преодоления зон помехового воздействия на бортовой приемник СРНС. Для этого необходимо бортовыми средствами выполнять мониторинг состояния навигационного поля и при обнаружении факта его искажения отключать коррекцию навигационного решения по сигналам СРНС. При отсутствии достоверных сигналов спутников навигации, используется только инерциальный метод счисления пути с накоплением ошибки, скорость роста которой напрямую связана с погрешностью выходного сигнала инерциальных измерителей. Из этого следует, что преодоление зон помехового воздействия на бортовой приемник СРНС требует обеспечить погрешность выходного сигнала инерциальных измерителей не более допустимого



значения, которое определяется классом точности используемых датчиков, скоростью полета БЛА и радиусом зоны помехового воздействия.

Для повышения точности инерциального метода счисления пути сформулирована **первая частная научная задача**, посвященная разработке метода компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей.

Для мониторинга состояния навигационного поля бортовым вычислителем в режиме реального времени, сформулирована **вторая частная научная задача** – разработка алгоритма идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов.

В реальных сценариях эксплуатации БЛА, определение факта искажения сигналов СРНС происходит с задержкой, в течение которой навигационная система использует недостоверные данные навигационных спутников для коррекции инерциального метода счисления пути, тем самым ухудшая точность навигационного решения на этапе преодоления зоны помехового воздействия. Для исключения недостоверных данных СРНС из контура навигационной системы БЛА за временной интервал между фактическим началом помехового воздействия и идентификацией данного факта бортовым вычислителем, сформулирована **третья частная научная задача**, посвященная разработке метода восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов.

Сценарии применения БЛА контейнерного базирования в составе комплексной системы безопасности требует обеспечить их взлёт/посадку на площадку ограниченного размера в условиях искажения сигналов СРНС. Для этого сформулирована **четвертая частная научная задача** – разработка метода вычисления параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата в условиях отсутствия сигналов спутниковых радионавигационных систем на этапе посадки.

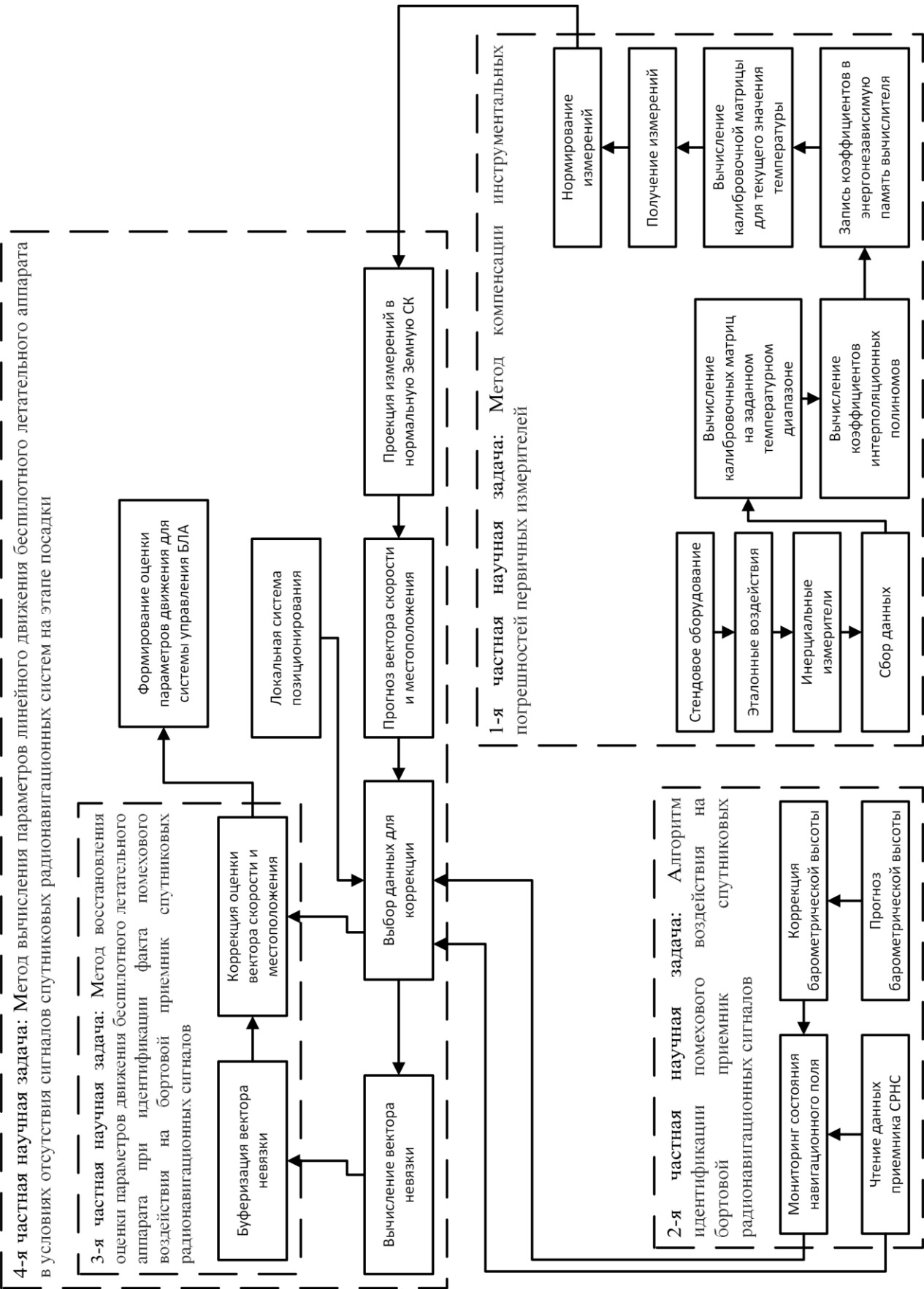


Рисунок 1.6 – Взаимосвязь частных задач исследования

## Выводы по первому разделу

1) Системный анализ используемых навигационных систем БЛА показал, что навигационное решение вычисляется с использованием инерциальных измерителей и данных бортового приемника СРНС, которые не обеспечивают требуемую точность позиционирования при посадке на площадку ограниченного размера контейнера автономного базирования.

2) Для повышения точности позиционирования БЛА на этапе посадки используют: станции дифференциальной коррекции для уточнения навигационного решения, формируемого бортовым приемником СРНС; системы технического зрения с визуальными метками; системы позиционирования на основе инфракрасных меток.

3) Известные комплексы автономного базирования БЛА, независимо от способов повышения точности позиционирования, требуют наличия достоверных сигналов навигационных спутников для обеспечения требуемой для этапа посадки точности позиционирования БЛА.

4) При анализе инфраструктуры охраняемого объекта, место размещения контейнера автономного базирования с БЛА должно выбираться исходя из критерия минимального времени подлета БЛА к точкам наиболее вероятного проникновения на объект, а также по критерию минимальных издержек на эксплуатацию и обслуживание комплекса.

5) Наилучшее с точки зрения инфраструктуры охраняемого объекта место размещения комплекса может находиться вблизи сооружений, затеняющих сигналы навигационных спутников.

6) Указанные выше факторы позволили сформулировать **противоречие в практике** – существующие комплексы автономного базирования БЛА в составе комплексной системы безопасности не обеспечивают требуемой точности

позиционирования в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников.

7) Для разрешения данного противоречия в работе сформулирована **цель исследования** – повышение точности позиционирования БЛА на этапах взлёта посадки за счет разработки методов и алгоритма, учитывающих инструментальные погрешности первичных измерителей и вычисления параметров линейного движения в условиях искажения сигналов СРНС.

8) Системный анализ известных публикаций и исследований в рассматриваемой предметной области, а также научно-методического аппарата, используемого для повышения точности позиционирования БЛА, показал следующее: в известных работах системы технического зрения и инфракрасных меток рассматриваются как дополнительный источник информации повышения точности позиционирования на этапе посадки БЛА. Работы, в которых рассматриваются пути обеспечения требуемой точности позиционирования на этапе посадки без использования сигналов СРНС не показывают, как осуществлять переключение источников коррекции инерциального метода счисления пути на различных этапах полетного задания, что не позволяет применять предложенные результаты в эксплуатируемых комплексах.

9) Проведенный анализ ранее опубликованных работ в исследуемой предметной области позволил сформулировать **противоречие в науке** – известное математическое и алгоритмическое обеспечение, методы и алгоритмы обработки информации, а также методы и алгоритмы прогнозирования качества сложной системы не позволяют выполнять посадку БЛА мультироторного типа на площадку ограниченного размера с требуемой точностью при отсутствии достоверных сигналов СРНС в условиях реальной эксплуатации.

10) Для разрешения указанного противоречия в науке в работе была поставлена **научная задача** – разработка научно-методического аппарата, обеспечивающего повышение точности позиционирования БЛА мультироторного типа на этапах

взлёта/посадки по показателю ошибки определения параметров линейного движения в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников.

**Объектом исследования** является БЛА мультироторного типа малого класса, а **предметом исследования** – научно-методический аппарат повышения точности позиционирования БЛА на этапе взлёта/посадки в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников.

11) Выполнена формализация научной задачи. В общей вербальной форме, постановка научной задачи исследования может быть сформулирована так – повышение точности позиционирования БЛА на этапах взлёта посадки за счет разработки методов и алгоритма, учитывающих инструментальные погрешности первичных измерителей и вычисления параметров линейного движения в условиях отсутствия достоверных сигналов спутников навигации.

12) Для решения общей научной задачи в целях достижения поставленной цели, проведена её декомпозиция на частные научные задачи:

- разработка метода компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей;

- разработка алгоритма идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов;

- разработка метода восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов;

- разработка метода вычисления параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата в условиях отсутствия сигналов спутниковых радионавигационных систем на этапе посадки.

## Глава 2. Разработка метода компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей

### 2.1. Постановка частной научной задачи исследования

Ошибки изготовления блока чувствительных элементов ДУСа и акселерометров и его установки в корпус инерциального измерительного модуля приводят к неортогональному расположению осей чувствительности относительно их идеального направления (рисунок 2.1). Во время монтажа датчиков на печатную плату МЭМС структуры испытывают воздействие высокой температуры, что приводит к дополнительной погрешности выходного сигнала.

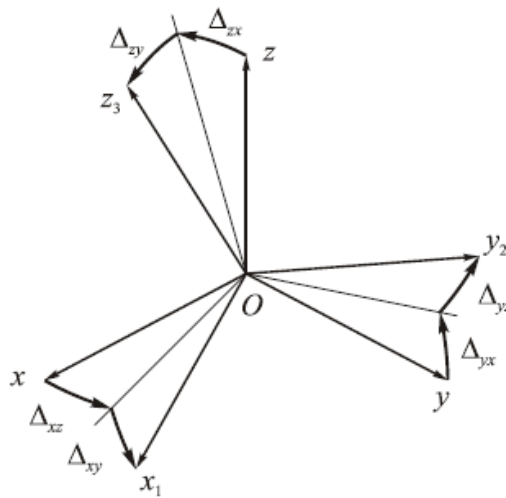


Рисунок 2.1 – Неортогональное расположение осей чувствительности инерциальных измерителей

Корпус мультироторного БЛА подвержен вибрациям, которые вызваны работой винтомоторной группы. Данный тип БЛА представляет собой конструкцию с разнесенными массами, имеющими между собой упругие связи – длинные балки (лучи), с установленными винтомоторными группами. Двигатели и воздушные винты

не являются идеально сбалансированными и при вращении вызывают механические колебания упругих балок. Управление движением мультироторного БЛА осуществляется за счет изменения тяги каждого воздушного винта, которая пропорциональна квадрату частоты его вращения. Двигатели имеют различную частоту вращения, и вынужденная частота колебаний каждой балки отличаются друг от друга. Кроме того, наиболее часто применяемые на мультироторных БЛА двухлопастные воздушные винты в горизонтальном полете создают пульсацию тяги, что является дополнительным источником колебаний [98]. Кроме того, корпус мультироторного БЛА не является абсолютно жестким. Колебания, возбуждаемые винтомоторными группами, на концах упругих балок передаются на корпус, вызывая его колебания в некоторой полосе частот [99]. В силу того, что блок инерциальных измерителей установлен внутри корпуса БЛА, вибрация корпуса воздействует на блок чувствительных элементов ДУС и акселерометра, вызывая дополнительные погрешности в выходном сигнале измерителей.

Использование БЛА осуществляется при различных погодных условиях и температуре окружающей среды. При постановке данной научной задачи необходимо учитывать погрешность выходного сигнала, связанную с эксплуатацией БЛА в различных климатических и температурных условиях.

Для компенсации погрешностей инерциальных измерителей нашли широкое применение следующие подходы [100-106]. С целью проведения калибровки инерциальных измерителей БЛА малого класса будем использовать подходы на основе метода наименьших квадратов (МНК), так как они позволяют обеспечить компенсацию погрешностей с требуемой точностью [106-107].

Таким образом, 1-я частная научная задача требует осуществления компенсации погрешностей, связанных с неортогональным расположением осей чувствительности, масштабными коэффициентами, смещениями нуля, температурной зависимостью блока чувствительных элементов ДУСа и акселерометра и наличием вибраций корпуса БЛА.

Будем считать, что доступными для измерений являются: температура блока чувствительных элементов, значения выходного сигнала ДУС и акселерометра.

В качестве эталонных сигналов задаются угловая скорость и углы поворота корпуса инерциального измерительного модуля относительно местной вертикали для каждой из трех осей. Направление местной вертикали и значение ускорения свободного падения будем считать известными.

Выполним формальную постановку 1-й частной научной задачи исследования:

Дано:  $\Delta_{\omega}^{xyz}, \Delta_a^{xyz}$  – углы неортогонального расположения осей чувствительности ДУС и акселерометра;  $\Delta c_{\omega}, \Delta c_a$  – масштабные коэффициенты ДУС и акселерометра;  $\Delta o_{\omega}, \Delta o_a$  – смещения нуля ДУС и акселерометра;  $t_{\omega}^{\circ}, t_a^{\circ}$  – температура блока чувствительных элементов ДУС и акселерометра.

Требуется определить:

$$\begin{cases} S'_{\omega}, S'_a, t_{\omega}^{\circ}, t_a^{\circ}, VRE; \\ \vec{U}_{\omega} = f(S'_{\omega}, t_{\omega}^{\circ}, VRE); \\ \vec{U}_a = f(S'_a, t_a^{\circ}, VRE), \end{cases} \quad (2.1)$$

где:  $S'_{\omega}, S'_a$  – неортогональное расположение осей чувствительности, масштабные коэффициенты и смещения нуля ДУС и акселерометра

При ограничениях:

$$\begin{aligned} \Delta \vec{\omega} &= \sum \left| f(\vec{A}_{\omega}) - f(\vec{U}_{\omega}) \right| \leq \Delta \vec{\omega}_{\text{дон}}, \\ \Delta \vec{a} &= \sum \left| f(\vec{A}_a) - f(\vec{U}_a) \right| \leq \Delta \vec{a}_{\text{дон}}, \\ t_{\omega}^{\circ} &\in [t_{\omega}^{\circ \min}, t_{\omega}^{\circ \max}]; \\ t_a^{\circ} &\in [t_a^{\circ \min}, t_a^{\circ \max}]; \\ \vec{\omega} &\in [\vec{\omega}^{\min}; \vec{\omega}^{\max}]; \\ \vec{a} &\in [\vec{a}^{\min}; \vec{a}^{\max}]. \end{aligned}$$

Для решения 1-й частной научной задачи, выполним её декомпозицию на 3 частных подзадачи:



- компенсация погрешностей, связанных с неортогональным расположением осей чувствительности, масштабной шкалы и смещением нуля датчика угловой скорости;
- компенсация погрешностей, связанных с изменением температуры блока чувствительных элементов;
- компенсация погрешностей, связанных с вибрацией корпуса.

## 2.2. Компенсация погрешностей, связанных с неортогональным расположением осей чувствительности, масштабной шкалы и смещением нуля датчика угловой скорости

В общем виде задача компенсации погрешностей измерителей угловой скорости может быть представлена в следующем виде:

$$\omega_{norm} = \omega_{raw} \cdot \omega_{cal}, \quad (2.2)$$

где:  $\omega_{norm}$  – нормированные измерения угловой скорости;  $\omega_{raw}$  – исходные измерения угловой скорости, полученные от ДУСа;  $\omega_{cal}$  – поправочные коэффициенты.

Перепишем уравнение (2.2) для 3-х осевого ДУСа в матричном виде:

$$\begin{pmatrix} \omega_x^{norm} \\ \omega_y^{norm} \\ \omega_z^{norm} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \omega_{11} & \omega_{12} & \omega_{13} \\ \omega_{21} & \omega_{22} & \omega_{23} \\ \omega_{31} & \omega_{32} & \omega_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \omega_x^m & 0 & 0 \\ 0 & \omega_y^m & 0 \\ 0 & 0 & \omega_z^m \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \omega_x^{raw} - \omega_x^{off} \\ \omega_y^{raw} - \omega_y^{off} \\ \omega_z^{raw} - \omega_z^{off} \end{pmatrix}, \quad (2.3)$$

где:  $\omega_x^{norm}$ ,  $\omega_y^{norm}$ ,  $\omega_z^{norm}$  – нормированные измерения 3-х осей ДУСа;  $\omega_{11}$  -  $\omega_{33}$  – перекрестные связи осей чувствительности;  $\omega_x^m$ ,  $\omega_y^m$ ,  $\omega_z^m$  – масштабные коэффициенты;  $\omega_x^{off}$ ,  $\omega_y^{off}$ ,  $\omega_z^{off}$  – смещение нуля выходного сигнала ДУСа;  $\omega_x^{raw}$ ,  $\omega_y^{raw}$ ,  $\omega_z^{raw}$  – выходной сигнал ДУСа.

Равенство (2.3) можно переписать:

$$\begin{pmatrix} \omega_x^{norm} \\ \omega_y^{norm} \\ \omega_z^{norm} \end{pmatrix}^T = (\omega_x^{raw}, \omega_y^{raw}, \omega_z^{raw}, 1) \cdot \begin{pmatrix} \omega_{11} & \omega_{12} & \omega_{13} \\ \omega_{21} & \omega_{22} & \omega_{23} \\ \omega_{31} & \omega_{32} & \omega_{33} \\ \omega_{41} & \omega_{42} & \omega_{43} \end{pmatrix}, \quad (2.4)$$

где:  $\omega_{11}, \omega_{22}, \omega_{33}$  – масштабные коэффициенты;  $\omega_{41}, \omega_{42}, \omega_{43}$  – смещения нулей;  $\omega_{12}, \omega_{13}, \omega_{23}, \omega_{21}, \omega_{31}, \omega_{32}$  – перекрестные связи осей чувствительности.

В соответствии с (2.4), уравнение задающее связь между исходными данными ДУСа и его нормированным значением примет вид:

$$A_\omega = U_\omega \cdot M_\omega^{cal}, \quad (2.5)$$

где:  $A_\omega$  – нормированные измерения ДУСа, представленные в виде вектор-столбца;  $U_\omega$  – исходные измерения ДУСа, представленные в виде вектор-столбца;  $M_\omega^{cal}$  – искомая калибровочная матрица.

Матрицу  $M_\omega^{cal}$  найдем методом наименьших квадратов (МНК):

$$M_\omega^{cal} = ((U_\omega)^T \cdot U_\omega)^{-1} \cdot (U_\omega)^T \cdot A_\omega. \quad (2.6)$$

Таким образом, уравнение (2.6) обеспечивает нахождение калибровочной матрицы по эталонным воздействиям  $A_\omega$  и измеренным выходным сигналам  $U_\omega$ .

### 2.2.1. Вычисление матрицы эталонных воздействий для датчика угловой скорости

Для минимизации суммы квадрата отклонений выходного сигнала ДУСа от фактического, необходимо составить матрицу эталонных воздействий  $A_\omega$  и сопоставить ей матрицу выходных сигналов ДУСа  $U_\omega$ . Под эталонным воздействием

будем понимать вращение ДУСа с постоянной угловой скоростью вдоль одной из 3-х осей чувствительности.

Вращение вдоль оси X с постоянной угловой скоростью задается следующей вектор–строкой:

$$(\omega, 0, 0). \quad (2.7)$$

Для обеспечения учета погрешности выходного сигнала ДУСа на всем диапазоне измерений, необходимо использовать несколько значений угловой скорости:  $\omega \in [\omega^{\min}; \omega^{\max}]$ . Тогда матрицы эталонных воздействий для положительного и отрицательного направлений вращения вдоль оси X будут иметь размерность  $n \times 3$  и принимают вид:

$$A_{\omega}^x = \begin{pmatrix} \omega_1^{\min} & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots \\ \omega_n^{\max} & 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad A_{\omega}^{-x} = \begin{pmatrix} -\omega_1^{\min} & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots \\ -\omega_n^{\max} & 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad (2.8)$$

где:  $A_{\omega}^x$  – матрица эталонных воздействий для положительного направления вращения ДУСа вдоль оси X;  $A_{\omega}^{-x}$  – матрица эталонных воздействий для отрицательного направления вращения ДУСа вдоль оси X;  $n$  – количество промежуточных точек для проведения калибровки.

Для вращения вдоль оси Y:

$$A_{\omega}^y = \begin{pmatrix} 0 & \omega_1^{\min} & 0 \\ \dots & \dots & \dots \\ 0 & \omega_n^{\min} & 0 \end{pmatrix}, \quad A_{\omega}^{-y} = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_1^{\min} & 0 \\ \dots & \dots & \dots \\ 0 & -\omega_n^{\min} & 0 \end{pmatrix}, \quad (2.9)$$

где:  $A_{\omega}^y$  – матрица эталонных воздействий для положительного направления вращения ДУСа вдоль оси Y;  $A_{\omega}^{-y}$  – матрица эталонных воздействий для отрицательного направления вращения ДУСа вдоль оси Y.

Для вращения вдоль оси Z:

$$A_{\omega}^z = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \omega_1^{\min} \\ \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & \omega_n^{\min} \end{pmatrix}, \quad A_{\omega}^{-z} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -\omega_1^{\min} \\ \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & -\omega_n^{\min} \end{pmatrix}, \quad (2.10)$$

где:  $A_{\omega}^z$  – матрица эталонных воздействий для положительного направления вращения ДУСа вдоль оси Z;  $A_{\omega}^{-z}$  – матрица эталонных воздействий для отрицательного направления вращения ДУСа вдоль оси Z.

Тогда, результирующая матрица эталонных воздействий будет иметь размерность  $2n \times 3$ :

$$A_{\omega} = \begin{pmatrix} A_{\omega}^x \\ A_{\omega}^{-x} \\ A_{\omega}^y \\ A_{\omega}^{-y} \\ A_{\omega}^z \\ A_{\omega}^{-z} \end{pmatrix} \quad (2.11)$$

Сопоставляя матрицу эталонных воздействий  $A_{\omega}$  и матрицу измерений ДУСа  $U_{\omega}$ , с помощью (2.6) находится калибровочная матрица  $M_{\omega}^{cal}$  размера  $4 \times 3$ , содержащая масштабные коэффициенты, смещения нуля и перекрестные связи осей чувствительности.

### **2.3. Компенсация погрешностей, связанных с неортогональным расположением осей чувствительности, масштабной шкалы и смещением нуля датчика линейных ускорений**

Определим задачу компенсации погрешностей датчика линейных ускорений в виде:

$$a_{norm} = a_{raw} \cdot a_{cal}, \quad (2.12)$$

где:  $a_{norm}$  – нормированные измерения вектора линейных ускорений;  $a_{raw}$  – исходные измерения вектора линейных ускорений, полученные от акселерометра;  $a_{cal}$  – поправочные коэффициенты.

С учетом (2.3), перепишем (2.12) для акселерометра в матричной форме:

$$\begin{pmatrix} a_x^{norm} \\ a_y^{norm} \\ a_z^{norm} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} a_x^m & 0 & 0 \\ 0 & a_y^m & 0 \\ 0 & 0 & a_z^m \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} a_x^{raw} - a_x^{off} \\ a_y^{raw} - a_y^{off} \\ a_z^{raw} - a_z^{off} \end{pmatrix}, \quad (2.13)$$

где:  $a_x^{norm}$ ,  $a_y^{norm}$ ,  $a_z^{norm}$  – нормированные измерения 3-х осей акселерометра;  $a_{11}$ - $a_{33}$  – перекрестные связи осей чувствительности;  $a_x^m$ ,  $a_y^m$ ,  $a_z^m$  – масштабные коэффициенты;  $a_x^{off}$ ,  $a_y^{off}$ ,  $a_z^{off}$  – смещение нуля выходного сигнала акселерометра;  $a_x^{raw}$ ,  $a_y^{raw}$ ,  $a_z^{raw}$  – выходной сигнал акселерометра;

Перепишем (2.13):

$$\begin{pmatrix} a_x^{norm} \\ a_y^{norm} \\ a_z^{norm} \end{pmatrix}^T = (a_x^{raw}, a_y^{raw}, a_z^{raw}, 1) \cdot \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} \end{pmatrix}, \quad (2.14)$$

где:  $a_{11}$ ,  $a_{22}$ ,  $a_{33}$  – масштабные коэффициенты;  $a_{41}$ ,  $a_{42}$ ,  $a_{43}$  – смещения нулей;  $a_{12}$ ,  $a_{13}$ ,  $a_{21}$ ,  $a_{23}$ ,  $a_{31}$ ,  $a_{32}$  – перекрестные связи осей чувствительности.

В соответствии с (2.14) уравнение, задающее связь между измеренным значением вектора линейных ускорений и его нормированным значением, определяется выражением:

$$A_a = U_a \cdot M_a^{cal}, \quad (2.15)$$

где:  $A_a$  – нормированные измерения акселерометра, представленные в виде вектор-столбца;  $U_a$  – исходные измерения акселерометра, представленные в виде вектор-столбца;  $M_a^{cal}$  – искомая калибровочная матрица.

Тогда калибровочную матрицу  $M_a^{cal}$  найдем МНК, аналогично уравнению (2.6)

$$M_a^{cal} = ((U_a)^T \cdot U_a)^{-1} \cdot (U_a)^T \cdot A_a. \quad (2.16)$$

Таким образом, уравнение (2.16) обеспечивает нахождение калибровочной матрицы по эталонным воздействиям линейных ускорений  $A_a$  и выходному сигналу акселерометра  $U_a$ , которое соответствует эталонному воздействию.

### 2.3.1. Вычисление матрицы эталонных воздействий для датчика линейных ускорений

Применение МНК требует наличия матрицы эталонных воздействий  $A_a$  которой сопоставляется матрица измерений калибруемого акселерометра  $U_a$ . Для 3-х осевого акселерометра требуется вращение вдоль каждой из 3-х осей. Изменение оси вращения будем называть установом. Для каждого установка, когда вращение датчика выполняется с шагом  $\Delta\varphi$ , количество положений определяется  $i = 360 / \Delta\varphi$ .

Для первого установка, когда вращение датчика выполняется вдоль оси X, каждая строка матрицы эталонных воздействий принимает вид:

$$\begin{pmatrix} 0 \\ \sin(n \cdot \Delta\varphi) \\ \cos(n \cdot \Delta\varphi) \end{pmatrix}^T, \quad (2.17)$$

где:  $n \in [0; i]$ ;  $(n \cdot \Delta\varphi)$  – угол поворота датчика вдоль оси вращения.

Матрица эталонных воздействий для каждого установка имеет размерность  $n \times 3$ . Тогда матрица эталонных воздействий  $A_a^x$  для вращения вдоль оси X будет иметь размерность  $n \times 3$ , где каждая строка вычисляется с использованием (2.17).

$$A_a^x = \begin{pmatrix} 0 & \sin(0 \cdot \Delta\varphi) & \cos(0 \cdot \Delta\varphi) \\ 0 & \sin(1 \cdot \Delta\varphi) & \cos(1 \cdot \Delta\varphi) \\ \dots & \dots & \dots \\ 0 & \sin(n \cdot \Delta\varphi) & \cos(n \cdot \Delta\varphi) \end{pmatrix}. \quad (2.18)$$

Для второго установка, когда вращение акселерометра выполняется вдоль оси Y с шагом  $\Delta\varphi$ , матрица эталонных воздействий примет вид:

$$A_a^y = \begin{pmatrix} -\sin(0 \cdot \Delta\varphi) & 0 & \cos(0 \cdot \Delta\varphi) \\ -\sin(1 \cdot \Delta\varphi) & 0 & \cos(1 \cdot \Delta\varphi) \\ \dots & \dots & \dots \\ -\sin(n \cdot \Delta\varphi) & 0 & \cos(n \cdot \Delta\varphi) \end{pmatrix}. \quad (2.19)$$

Матрица эталонных воздействий для третьего установка, когда вращение акселерометра выполняется вдоль оси Z с шагом  $\Delta\varphi$  градусов:

$$A_a^z = \begin{pmatrix} \sin(0 \cdot \Delta\varphi) & -\cos(0 \cdot \Delta\varphi) & 0 \\ \sin(1 \cdot \Delta\varphi) & -\cos(1 \cdot \Delta\varphi) & 0 \\ \dots & \dots & \dots \\ \sin(n \cdot \Delta\varphi) & -\cos(n \cdot \Delta\varphi) & 0 \end{pmatrix}. \quad (2.20)$$

Тогда результирующая матрица эталонных воздействий для акселерометра будет иметь размерность  $3n \times 3$  и примет вид:

$$A_a = \begin{pmatrix} A_a^x \\ A_a^y \\ A_a^z \end{pmatrix}. \quad (2.21)$$

Сопоставляя матрицу эталонных воздействий  $A_a$  и матрицу измерений акселерометра  $U_a$ , с помощью (2.16) находится калибровочная матрица  $M_a^{cal}$  размера

4x3, содержащая масштабные коэффициенты, смещения нуля и перекрестные связи осей чувствительности.

Таким образом, решением 1-й частной научной подзадачи являются уравнения (2.15 – 2.16) и (2.21).

#### **2.4. Компенсация погрешностей, связанных с изменением температуры блока чувствительных элементов**

Погрешность выходного сигнала инерциальных измерителей зависит от температуры блока чувствительных элементов. Вычисления калибровочных матриц ДУСов и акселерометров, рассмотренные в разделах 2.2 и 2.3, соответствуют температуре измерителя, при которой была проведена калибровка. При увеличении разницы между температурой измерителя, при которой была получена матрица поправочных коэффициентов и текущей его температурой, увеличивается погрешность калибровки. Температурный диапазон эксплуатации БЛА составляет от  $-20^{\circ}$  до  $+40^{\circ}$ , что увеличивает погрешность инерциального метода счисления пути (рисунок 2.2). По этой причине, применение температурной компенсации позволяет существенно сократить погрешность инерциального метода счисления пути.



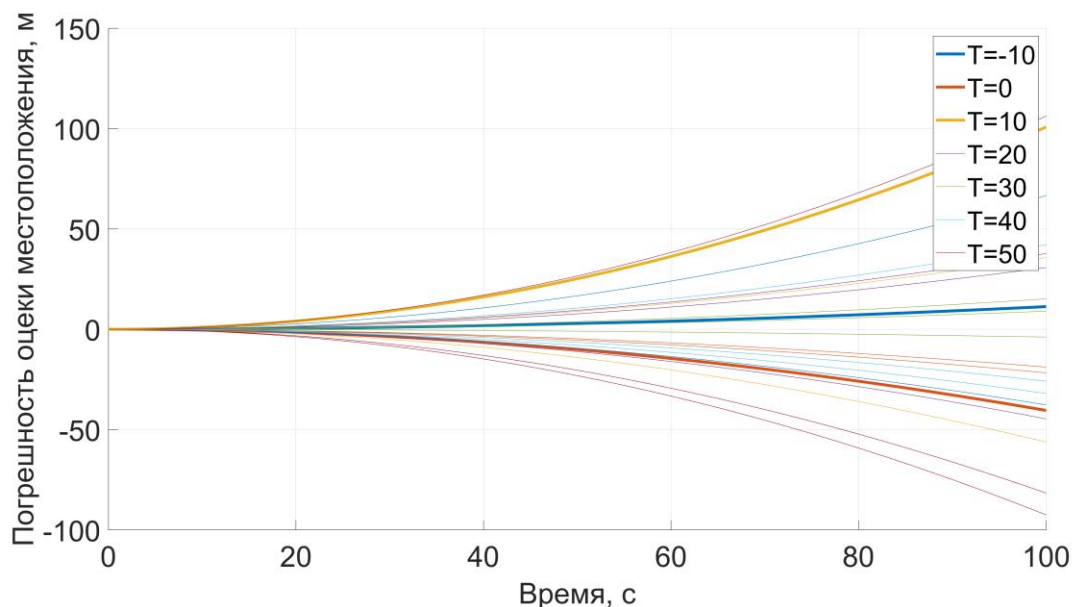


Рисунок 2.2 – Погрешность оценки местоположения инерциальным методом счисления пути при различной температуре для ДУС «CRM100/200» и акселерометра «ADXL 354»

МЭМС-устройства в своем составе имеют микроэлектронные и микромеханические компоненты (рисунок 2.3). Чувствительные элементы МЭМС измерителей представляют собой сложную многослойную структуру, помещенную внутри вакуумированной капсулы что, в частности, определяет температурную зависимость их параметров [108-109]. Это, прежде всего, связано с тем, что измерительные зазоры в конденсаторах, выполненных из кремния, составляют 2 - 3 мкм, а регистрируемые минимальные перемещения имеют значения менее нанометра. При столь малых значениях и сложности микромеханической структуры даже применение дифференциальных методов измерений не позволяет исключить влияние температуры.

Температурной зависимостью обладает также электроника, обрабатывающая сигнал с чувствительных элементов. В рассматриваемом варианте МЭМС (рисунок 2.3), датчик температуры находится непосредственно на кристалле микросхемы, которая установлена на теплопроводящем основании

металлокерамического корпуса, через который осуществляется тепловая связь с капсулированным микромеханическим элементом. Так как микросхема-обработчик в процессе работы выделяет значительно больше тепла чем микромеханический элемент, то в первые секунды после подачи питания показания датчика будут соответствовать температуре кристалла микросхемы.

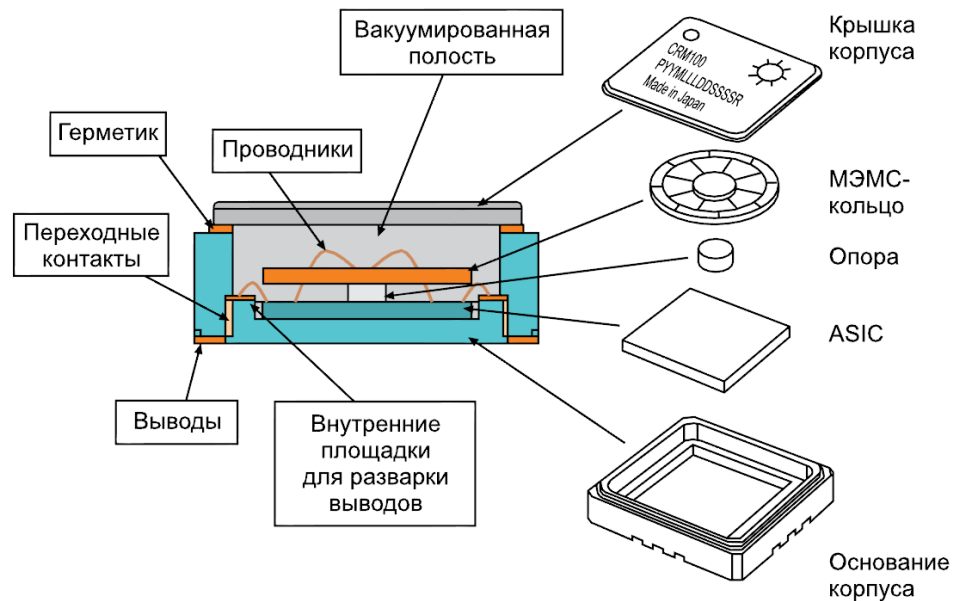


Рисунок 2.3 – Конструкция ДУС семейства CRM производства Silicon Sensing Systems Limited

Эти изменения приводят к отклонению значений собственных частот колебаний чувствительных элементов [92, 97-98] и, как следствие, изменению значений тока на выходе. Поэтому измерители имеют погрешности, зависящие от температуры.

Выполнение температурной компенсации требует определить зависимость изменения выходного сигнала датчика от его температуры.

В соответствии с уравнением (2.1), зависимость погрешности выходного сигнала для ДУСа и акселерометра может быть представлена в виде:

$$\begin{cases} \Delta U_{\omega}^{\circ} = f(t_{\omega}^{\circ}); \\ \Delta U_{a}^{\circ} = f(t_{a}^{\circ}), \end{cases} \quad (2.22)$$

где:  $t_{\omega}^{\circ}, t_a^{\circ}$  – температура блока чувствительных элементов ДУСа и акселерометра соответственно.

Дано:

$$\begin{aligned} M_{\omega}^{cal} &\in [t_{\omega}^{\min}; t_{\omega}^{\max}]; \\ M_a^{cal} &\in [t_a^{\min}; t_a^{\max}]. \end{aligned}$$

Требуется найти:

$$f(p_{\omega}), f(p_a). \quad (2.23)$$

Ограничения:

$$\begin{aligned} f(t_{\omega}^{\circ}) - f(P_{\omega}^{\circ}) &\leq \Delta t_{\omega_{\text{дон}}}^{\circ}, \\ f(t_a^{\circ}) - f(P_a^{\circ}) &\leq \Delta t_{a_{\text{дон}}}^{\circ}, \\ t_{\omega}^{\circ} &\in [t_{\omega}^{\min}, t_{\omega}^{\max}], \\ t_a^{\circ} &\in [t_a^{\min}, t_a^{\max}], \end{aligned}$$

где:  $f(t_{\omega}^{\circ})$  и  $f(t_a^{\circ})$  – фактическая температурная зависимость ДУСа и акселерометра;  $f(P_{\omega}^{\circ})$  и  $f(P_a^{\circ})$  – вычисленная температурная зависимость ДУСа и акселерометра;  $\Delta t_{\omega_{\text{дон}}}^{\circ}$  и  $\Delta t_{a_{\text{дон}}}^{\circ}$  – допустимое расхождение между фактической температурной зависимостью и вычисленной.

Зависимость погрешности сигнала от температуры может быть выражена с помощью полинома  $n$ -й степени:

$$\begin{aligned} f(t_{\omega}^{\circ}) &= k_0^{\omega} + k_1^{\omega} t_{\omega} + k_2^{\omega} t_{\omega}^2 \dots k_n^{\omega} t_{\omega}^n, \\ f(t_a^{\circ}) &= k_0^a + k_1^a t_a + k_2^a t_a^2 \dots k_b^a t_a^n, \end{aligned} \quad (2.24)$$

где:  $k_i$  – коэффициенты полинома;  $t$  – температура блока чувствительных элементов.

Компенсация температурной зависимости требует нахождения калибровочных матриц  $M_{\omega}^{cal}$  и  $M_a^{cal}$  для нескольких точек внутри температурного диапазона работы ДУСа  $t_{\omega} \in [t_{\omega}^{\min}; t_{\omega}^{\max}]$  и акселерометра  $t_a \in [t_a^{\min}; t_a^{\max}]$ .

Тогда, для нахождения коэффициентов интерполяционного полинома найденных матриц  $M_{\omega}^{cal}$  используем матрицу Вандермонда:

$$V \cdot p = t, \quad (2.25)$$

где:  $p$  – искомые коэффициенты полинома;  $t$  температурные точки, в которых были найдены калибровочные матрицы  $M_{\omega}^{cal}$ ;  $V$  – матрица Вандермонда;

Используя (2.25), определим коэффициенты полинома интерполяции температурной зависимости ДУСа:

$$\begin{pmatrix} \omega_{11}^{t-20^{\circ}} & 1 \\ \omega_{11}^{t-10^{\circ}} & 1 \\ \vdots & 1 \\ \omega_{11}^{t+40^{\circ}} & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} p_1^{\omega_{11}} \\ p_2^{\omega_{11}} \\ \vdots \\ p_n^{\omega_{11}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} t_{\omega}^{-20} \\ t_{\omega}^{-10} \\ \vdots \\ t_{\omega}^{+40} \end{pmatrix}, \quad (2.26)$$

где:  $\omega_{11}^{t-20^{\circ}}$  калибровочный коэффициент из (2.4), соответствующей температуре окружающей среды  $-20^{\circ}$ ;  $p_n^{\omega_{11}}$  – искомые коэффициенты полинома для параметра калибровочной матрицы  $\omega_{11}$ ;  $t_{\omega}^{-20}$  – температура блока чувствительных элементов ДУСа при температуре окружающей среды  $-20^{\circ}$ .

Тогда, для нахождения искоемых коэффициентов  $p_n^{\omega_{11}}$  используем:

$$p = V / y. \quad (2.27)$$

Аналогично уравнениям (2.26) и (2.27) находятся коэффициенты полиномов для всех 12-ти параметров калибровочной матрицы  $M_{\omega}^{cal}$  от  $\omega_{11}$  до  $\omega_{43}$ .

Таким образом, каждой ячейке калибровочной матрицы ДУСа соответствует собственный интерполяционный полином, позволяющий рассчитать калибровочную матрицу  $M_{\omega}^{cal}$  для текущего значения температуры блока чувствительных элементов в диапазоне от  $-20^{\circ}\text{C}$  до  $+40^{\circ}\text{C}$ .

Результатом компенсации температурной зависимости ДУСа является матрица  $M_{\omega}^{poly}$  размера  $12 \times n$ :

$$M_{\omega}^{poly} = \begin{pmatrix} p_1^{\omega_{11}} & p_2^{\omega_{11}} & \cdots & p_n^{\omega_{11}} \\ p_1^{\omega_{12}} & p_2^{\omega_{12}} & \cdots & p_n^{\omega_{12}} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ p_1^{\omega_{43}} & p_2^{\omega_{43}} & \cdots & p_n^{\omega_{43}} \end{pmatrix}, \quad (2.28)$$

где:  $n$  – количество температурных точек, для которых были вычислены калибровочные матрицы ДУСа;  $p_1^{a_{11}}, p_2^{a_{11}}, \dots, p_n^{a_{11}}$  – коэффициенты полинома для первой ячейки калибровочной матрицы;  $p_1^{a_{43}}, p_2^{a_{43}}, \dots, p_n^{a_{43}}$  – коэффициенты полинома для крайней ячейки калибровочной матрицы ДУСа.

Нахождение коэффициентов полинома для акселерометра выполняется аналогично. Используя уравнение (2.25) определим коэффициенты полинома интерполяции температурной зависимости акселерометра.

$$\begin{pmatrix} a_{11}^{t-20^\circ} & 1 \\ a_{11}^{t-10^\circ} & 1 \\ \vdots & 1 \\ a_{11}^{t+40^\circ} & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} p_1^{a_{11}} \\ p_2^{a_{11}} \\ \vdots \\ p_n^{a_{11}} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} t_a^{-20} \\ t_a^{-10} \\ \vdots \\ t_a^{+40} \end{pmatrix}, \quad (2.29)$$

где:  $a_{11}^{t-20^\circ}$  калибровочный коэффициент из (2.14), соответствующей температуре окружающей среды  $-20^\circ$ ;  $p_n^{a_{11}}$  – искомые коэффициенты полинома для параметра калибровочной матрицы  $a_{11}$ ;  $t_a^{-20}$  – температура блока чувствительных элементов акселерометра при температуре окружающей среды  $-20^\circ$ .

Используя уравнения (2.27 – 2.29) вычисляются коэффициенты полинома для каждой из 12-ти ячеек массива  $M_a^{cal}$  от  $a_{11}$  до  $a_{43}$ .

Для акселерометра, результатом компенсации температурной зависимости является матрица  $M_a^{poly}$  размера  $12 \times n$ :

$$M_a^{poly} = \begin{pmatrix} p_1^{a_{11}} & p_2^{a_{11}} & \dots & p_n^{a_{11}} \\ p_1^{a_{12}} & p_2^{a_{12}} & \dots & p_n^{a_{12}} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ p_1^{a_{43}} & p_2^{a_{43}} & \dots & p_n^{a_{43}} \end{pmatrix}. \quad (2.30)$$

Матрицы (2.28) и (2.30) загружаются в бортовой вычислитель при проведении калибровки и записываются в его энергонезависимую память. В процессе работы, при изменении температуры блока чувствительных элементов больше порогового значения, бортовой вычислитель выполняет пересчёт калибровочных матриц ДУСа

$M_{\omega}^{cal}$  и акселерометра  $M_a^{cal}$  с помощью  $M_{\omega}^{poly}$ ,  $M_a^{poly}$  и уравнения (2.24). Каждое измерение ДУСа и акселерометра представляется в виде вектор-строки:

$$\begin{aligned} U_{\omega} &= [\omega_x, \omega_y, \omega_z, 1], \\ U_a &= [a_x, a_y, a_z, 1]. \end{aligned} \quad (2.31)$$

Измерения ДУСа и акселерометра с учётом неортогональности осей чувствительности, масштабной шкалы, смещения нуля и зависимости выходного сигнала от температуры блока чувствительных элементов принимают вид:

$$\begin{cases} A_{\omega}^t = U_{\omega} \cdot M_{\omega}^t, \\ A_a^t = U_a \cdot M_a^t, \end{cases} \quad (2.32)$$

где:  $A_{\omega}^t$ ,  $A_a^t$  – нормированные измерения ДУСа и акселерометра соответственно размерностью  $1 \times 3$  с компенсацией неортогонального расположения осей чувствительности, масштабных коэффициентов, смещений нуля и температурной зависимости;  $M_{\omega}^t$ ,  $M_a^t$  калибровочные матрицы ДУСа и акселерометра, полученные для текущего значения температуры блока чувствительных элементов на базе полиномов  $M_{\omega}^{poly}$  и  $M_a^{poly}$ .

Таким образом,  $A_{\omega}^t$  – содержит измерение ДУСа с учетом неортогонального расположения его осей чувствительности, смещений нуля для каждой из 3-х осей, масштабного коэффициента, а также температурной зависимости. Аналогичные скомпенсированные измерения акселерометра содержит вектор-строка  $A_a^t$ .

Результатом решения 2-й частной научной подзадачи являются уравнения (2.24 – 2.32)

## 2.5. Компенсация погрешностей, связанных с вибрацией корпуса

Интенсивность колебаний объекта может быть снижена с использованием следующих способов [110]:

1. Уменьшением уровней механических воздействий, возбуждаемых источником, такой способ виброзащиты называется снижением виброактивности источника.

2. Изменением конструкции объекта, при котором заданные механические воздействия будут вызывать менее интенсивные колебания объекта или отдельных его частей; этот метод называется внутренней виброзащитой объекта.

3. Установкой между объектом и источником дополнительной системы, защищающей объект от механических воздействий, возбуждаемых источником. Этот метод виброзащиты называется виброизоляцией, а устройства, устанавливаемые между источником и объектом – виброизоляторами.

На БЛА мультироторного типа источником колебаний является винтомоторная группа, снижение виброактивности которой достигается балансировкой роторов двигателей и воздушных винтов.

Виброизоляторы уменьшают амплитуду вибраций в некоторой полосе частот и являются аппаратными аналогами фильтра нижних частот [77].

Смещение выходного сигнала датчиков угловой скорости чувствительно к частоте вибраций. Необходимо учесть, что чувствительность ДУСов к линейному ускорению находится в пределах своих номинальных характеристик, но изменяется в несколько раз при варьировании частоты вибраций от 1 до 100 Гц, что не позволяет выполнить компенсацию смещения выходного сигнала измеряя чувствительность ДУСов к линейному ускорению в условиях отсутствия вибраций [111]. В противном случае, необходимо применять сложные схемы компенсации смещения в зависимости от частоты вибраций.

Снижение погрешности, связанной с VRE, возможно за счёт применения цифровых фильтров высокого порядка [112], но их использование увеличивает

задержку выходного сигнала, что критично для системы управления БЛА мультироторного типа.

Варьирование параметров конструкции корпуса для повышения его жесткости и смещения собственной резонансной частоты за пределы полосы пропускания бортовых инерциальных измерителей позволяет уменьшить погрешность позиционирования в условиях отсутствия достоверных сигналов СРНС без существенного увеличения массогабаритных параметров и дополнительной транспортной задержки в выходном сигнале.

При эксплуатации БЛА необходимо знать верхний предел энергии возбуждения, при котором его корпус обеспечивает требуемые характеристики. Превышение допустимого уровня энергии возбуждения уменьшает интервал межсервисного обслуживания, а также вносит дополнительную погрешность в выходной сигнал блока инерциальных измерителей, что увеличивает ошибку оценки параметров вращательного и линейного движений.

Собственная резонансная частота корпуса при разном количестве приложенной энергии изменяется на несколько процентов, что не позволяет с требуемой достоверностью определить наличие нелинейной зоны отклика конструкции на возбуждающее воздействие.

Таким образом, необходим показатель для контроля конструкционного исполнения БЛА, который с требуемой достоверностью позволит определить зону нелинейного отклика конструкции на внешнее воздействие.

В качестве такого показателя используем параметр «декремент затухания». Для корпуса БЛА, декремент затухания описывает степень диссипации энергии от её приложенного количества. Источником колебаний является ВМГ, изменение частоты  $f_{\text{вмг}} \in [f_{\text{вмг}}^{\min}; f_{\text{вмг}}^{\max}]$  и мощности  $W_{\text{вмг}} \in [W_{\text{вмг}}^{\min}; W_{\text{вмг}}^{\max}]$  работы которой происходит в заранее известной области.

Тогда декремент затухания на заданном интервале вычисляется по формуле [110]:



$$\sigma^i = \frac{pi}{\sqrt{3}} \frac{f_2^i - f_1^i}{f_0^i}, \quad \text{где } i \in [W_{\text{вмг}}^{\min}; W_{\text{вмг}}^{\max}], \quad (2.33)$$

где:  $f_0^i$  – собственная резонансная частота корпуса, соответствующая  $i$ -й энергии возбуждения;  $f_1^i$  – частота ниже  $f_0^i$ , соответствующая половине амплитуды вибрации на резонансной частоте;  $f_2^i$  – частота выше  $f_0^i$ , соответствующая половине амплитуды вибрации на резонансной частоте.

Для линейной системы, графическое представление уравнения (2.33) будет иметь вид, представленный на рисунке 2.4.

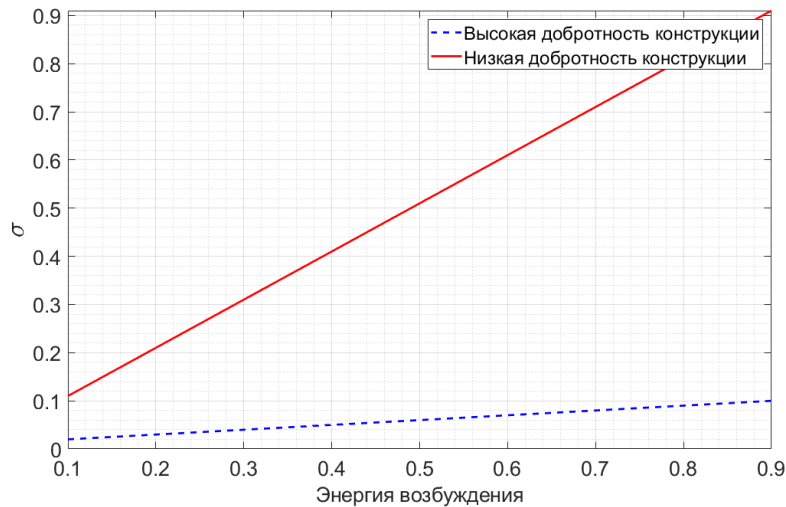


Рисунок 2.4 – Декремент затухания для механической конструкций с разной добротностью и линейным откликом

Высокая добротность характеризует узкую полосу частот внешнего воздействия, которое может вызвать интенсивные колебания системы, но при совпадении частоты возбуждения с собственной резонансной частотой в конструкции с высокой добротностью возникает большая амплитуда вибраций. Конструкция с низкой добротностью наоборот, имеет меньшую амплитуду вибраций при совпадении частоты возбуждения с собственной резонансной частотой, но при этом обладает меньшей избирательностью – больший диапазон частот может вызывать интенсивные колебания системы. Из этого следует, что для корпуса БЛА мультироторного типа добротность, и как следствие, декремент затухания, не является абсолютным

показателем оценки качества конструкции. Необходимо для каждого типа конструкции сопоставлять характеристику «декремент затухания» с его амплитудно-частотной характеристикой (АЧХ) и погрешностью выходного сигнала блока инерциальных измерителей. Таким образом, если декремент затухания для исследуемого образца находится в заданном допуске относительно эталонной характеристики, возможно показать, что данный образец корпуса обеспечивает требуемый отклик на заданном диапазоне приложенной энергии.

Покажем связь декремента затухания, погрешности выходного сигнала инерциальных измерителей и АЧХ корпуса. Для экспериментальных исследований используем БЛА «Альбатрос СКФУ», разработанный ООО «Основа безопасности» совместно с СКФУ.

Исходный вариант корпуса имеет следующую АЧХ (рисунок 2.5).

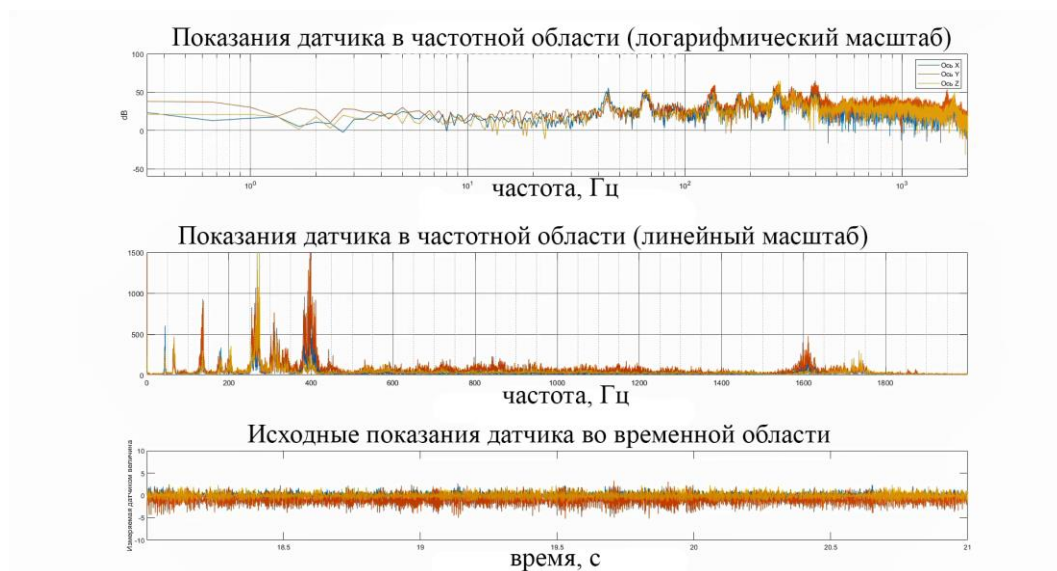


Рисунок 2.5 – АЧХ исходного варианта корпуса с недостаточной жесткостью

Анализ АЧХ в частотной области рисунка 2.5 показал, что для исходного варианта корпуса характерна высокая амплитуда вибраций с первой по третью гармонику. Дополнительно, присутствуют колебания на частоте 1600 Гц. Далее, для исходного варианта корпуса определим декремент затухания (рисунок 2.6).

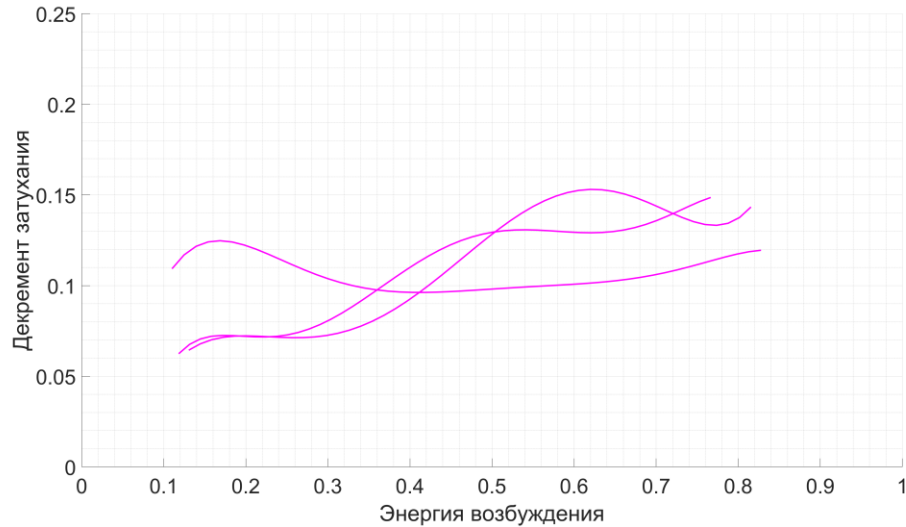


Рисунок 2.6 – Декремент затухания для исходного варианта корпуса

Анализ характера изменения декремента затухания от количества приложенной энергии показывает изменение знака производной на исследуемом диапазоне, что говорит о наличии нелинейных свойств в конструкционном исполнении.

Покажем погрешность инерциального метода счисления пути. Для этого проведем серию лётных экспериментов, в которых точка посадки совпадает с точкой взлёта. В этом случае оценка местоположения инерциальным методом счисления пути будет её ошибкой (рисунок 2.7). Среднее значение ошибки местоположения составило 102 м через 80 с эксперимента. Воспользуемся основным уравнением инерциальной навигации:

$$\vec{p} = \int_0^t \int_0^t \vec{a} \cdot dt \quad (2.34)$$

По условиям эксперимента, точка посадки совпадает с точкой взлёта, поэтому:

$$\vec{p} = \Delta\vec{p} = \int_0^t \int_0^t \Delta\vec{a} \cdot dt \quad (2.35)$$

Тогда, для вычисления  $\Delta\vec{a}$  используем:

$$\Delta\vec{a} = \frac{\Delta\vec{p}}{t^2 / 2} \quad (2.36)$$

Подставляя в  $\Delta\vec{r}$  значение 102,  $t=80$ , найдем погрешность выходного сигнала акселерометра  $\Delta\vec{a} = 0,032 \text{ м / с}^2$ .

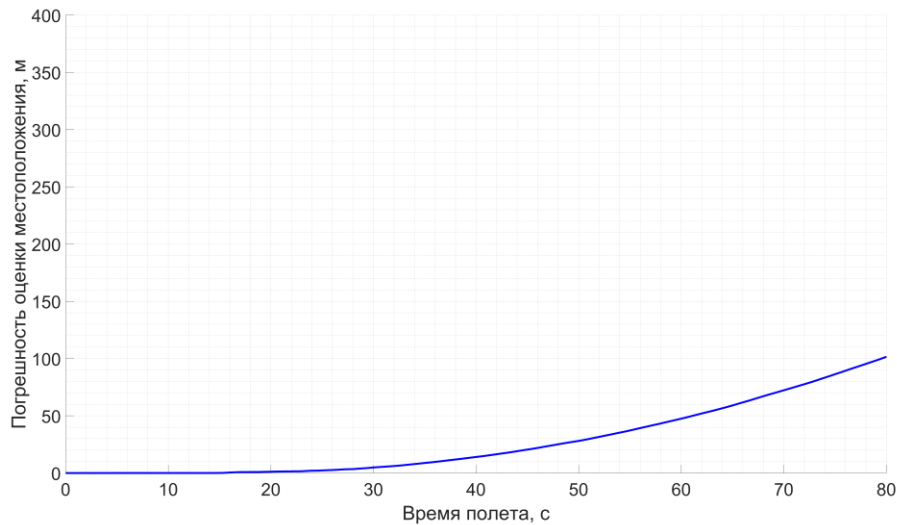


Рисунок 2.7 – Погрешность инерциального метода счисления пути для исходного варианта корпуса

Таким образом, для группы корпусов исходного варианта исполнения (рисунок 2.5 – 2.7) характерны наличие высокой амплитуды с первой по третью гармонику, вибрации в высокочастотной области и нелинейный характер декремента затухания с изменением знака её производной на исследуемом диапазоне энергии возбуждения. При этом усреднённая погрешность выходного сигнала акселерометра составила  $0,032 \text{ м / с}^2$ .

После проведенного анализа, были внесены изменения в силовую часть корпуса, а также применена объемно-замкнутая конструкция для увеличения жесткости БЛА и длины заделки лучей. АЧХ модифицированного варианта корпуса представлена на рисунке 2.8.

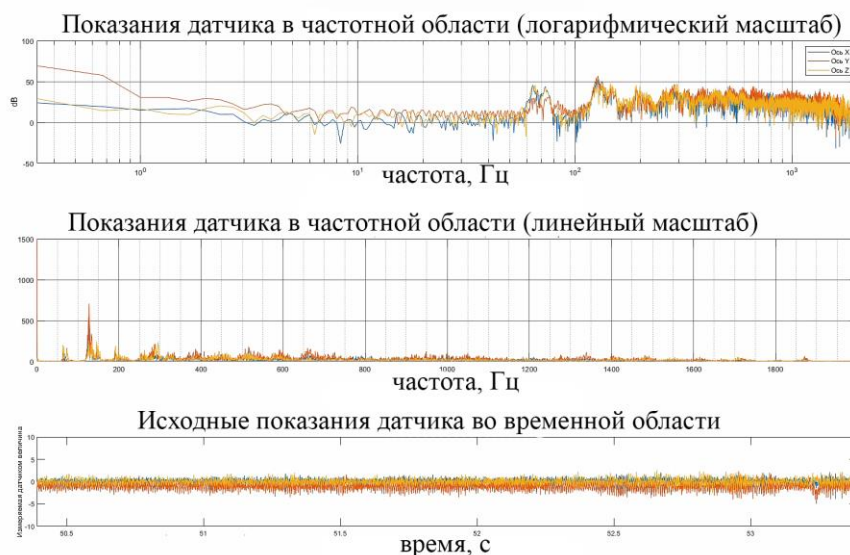


Рисунок 2.8 – АЧХ для модифицированного варианта корпуса БЛА

Анализ сигнала в частотной области (рисунок 2.8) показал существенное уменьшение амплитуды с первой по третью гармонику. Увеличение жесткости корпуса привело к уменьшению амплитуды вибраций в высокочастотной области.

Для модифицированных корпусов декремент затухания имеет характеристику, представленную на рисунке 2.9. Пунктирной линией выделен допуск для характеристики «декремент затухания», которая обеспечивает допустимую погрешность инерциального метода счисления пути. Необходимо отметить близкую к линейной зависимость изменения декремента затухания от величины приложенной энергии на исследуемом диапазоне.

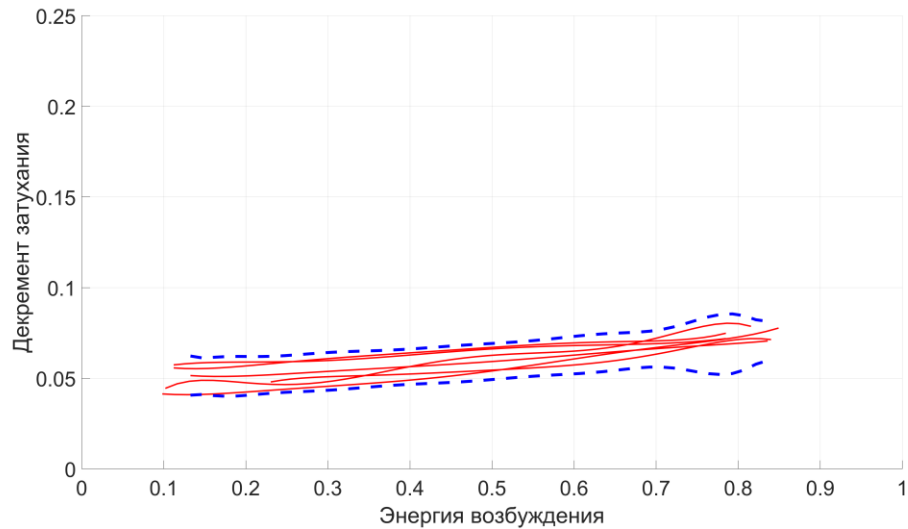


Рисунок 2.9 – Декремент затухания для усиленного корпуса

Определим погрешность выходного сигнала акселерометра для модифицированного корпуса. Для этого проведем серию летных экспериментов, обобщённый результат которых представлен на рисунке 2.10. Среднее значение ошибки местоположения составило 50 м через 80 с эксперимента. Воспользовавшись уравнением (2.36), найдем погрешность выходного сигнала акселерометра, которая составила  $0,016 \text{ м} / \text{с}^2$ .

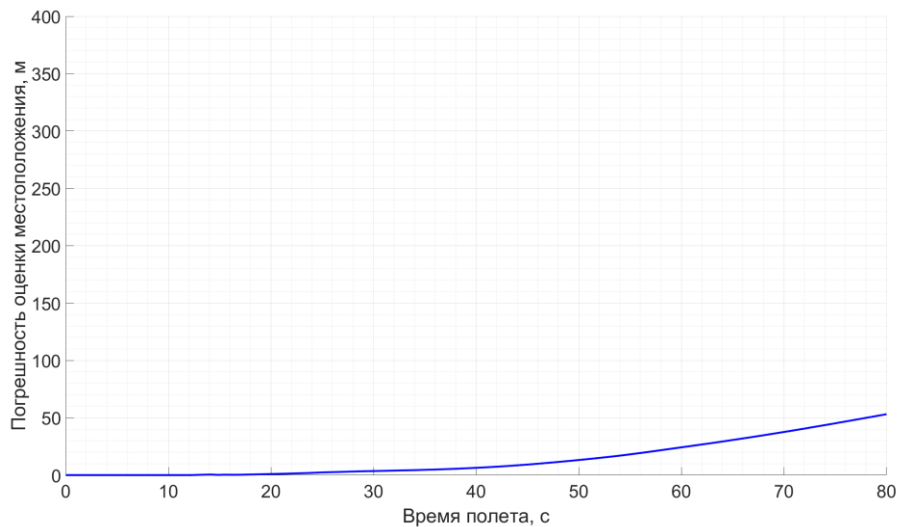


Рисунок 2.10 – Погрешность инерциального метода счисления пути, которую обеспечивает усиленный корпус

Для корпусов БЛА мультироторного типа с недостаточной жесткостью характерны высокие амплитуды вибраций на частотах работы ВМГ, которые проявляются в высокочастотной области до 1600 Гц. При этом, декремент затухания не имеет линейного характера и меняет знак производной на исследуемом диапазоне. После внесения изменений в конструкцию корпуса с целью увеличения его жесткости, уменьшилась амплитуда вибраций на всем наблюдаемом диапазоне от 0 до 2000 Гц. Декремент затухания имеет близкую к линейной зависимость от приложенной энергии (рисунок 2.9). При этом погрешность выходного сигнала акселерометра уменьшилась в два раза, что привело к уменьшению погрешности инерциального метода счисления пути на 52 м через 80 с полета.

Учитывая проведенные исследования, можно сделать вывод об адекватности использования показателя «декремент затухания» для оценки качества конструкционного исполнения корпуса БЛА мультироторного типа.

Решением 3-й частной научной подзадачи являются уравнения (2.33 – 2.36).

## **2.6. Метод компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей**

Разработан метод, обеспечивающий совместный учёт неортогонального расположения осей чувствительности, масштабных коэффициентов, смещений нуля, температурной зависимости блока чувствительных элементов ДУСа и акселерометра и наличия вибраций корпуса БЛА.

Для ДУС с целью компенсации неортогонального расположения осей чувствительности, масштабных коэффициентов, смещений нуля и температурной зависимости метод включает следующую последовательность действий:

1.1 Найти матрицу эталонных воздействий для ДУСа с использованием уравнений (2.8 – 2.11);

1.2 Выполнить сбор данных калибруемого ДУСа с учётом матрицы эталонных воздействий (2.11);

1.3 На основе полученных от ДУСа данных составить матрицу измерений  $U_{\omega}$ ;

1.4 Используя МНК из (2.6) найти калибровочную матрицу  $M_{\omega}^{cal}$ ;

1.5 Повторить пункты 1.1-1.5 для выбранных значений температуры ДУСа;

1.6 Используя полученные матрицы  $M_{\omega}^{cal} \in [t_{\min}^{\circ}; t_{\max}^{\circ}]$ , найти коэффициенты полиномов  $M_{\omega}^{poly}$  для каждой из 12-ти ячеек используя (2.25 – 2.27);

1.7 Выполнить запись в энергонезависимую память бортового вычислителя матрицы полиномов ДУСа  $M_{\omega}^{poly}$ ;

1.8 В бортовом вычислителе, на основе матрицы полиномов  $M_{\omega}^{poly}$  и текущего значения температуры блока чувствительных элементов ДУСа выполнить расчет калибровочной матрицы  $M_{\omega}^t$  для текущего значения температуры;

1.9 Каждое полученное измерение ДУСа представить в виде вектор-строки (2.31) и умножить на матрицу  $M_{\omega}^t$  в соответствии с (2.4);

Пункты 1.1-1.7 выполняются при изготовлении БЛА. Пункт 1.8 выполняется периодически, при изменении температуры блока чувствительных элементов более установленного значения. Пункт 1.9 выполняется при получении новых данных от ДУС.

Для акселерометра с целью компенсации неортогонального расположения осей чувствительности, масштабных коэффициентов, смещений нуля и температурной зависимости метод включает следующую последовательность действий:

2.1 Найти матрицу эталонных воздействий для акселерометра с использованием уравнений (2.17 – 2.21);

2.2 Выполнить сбор данных калибруемого акселерометра с учётом матрицы эталонных воздействий (2.21);



2.3 На основе полученных от акселерометра данных составить матрицу измерений  $U_a$ ;

2.4 Используя МНК из (2.16) найти калибровочную матрицу  $M_a^{cal}$ ;

2.5 Повторить пункты 1-5 для выбранных значений температуры акселерометра;

2.6 Используя полученные матрицы  $M_a^{cal} \in [t_{\min}^{\circ}; t_{\max}^{\circ}]$ , найти коэффициенты полиномов  $M_a^{poly}$  для каждой из 12-ти ячеек  $M_a^{cal}$  используя (2.28 – 2.30).

2.7 Выполнить запись в энергонезависимую память бортового вычислителя матрицы полиномов акселерометра  $M_a^{poly}$ ;

2.8 В бортовом вычислителе, на основе матрицы полиномов  $M_a^{poly}$  и текущего значения температуры блока чувствительных элементов выполнить расчет калибровочной матрицы  $M_a^t$  для текущего значения температуры;

2.9 Каждое полученное измерение акселерометра представить в виде вектор-строки (2.31) и умножить на матрицу  $M_a^t$  в соответствии с (2.4);

Пункты 2.1-2.7 выполняются при изготовлении БЛА. Пункт 2.8 выполняется периодически, при изменении температуры блока чувствительных элементов акселерометра более установленного значения. Пункт 2.9 выполняется при получении новых данных от акселерометра.

Обеспечение погрешности выходного сигнала блока инерциальных измерителей, связанной с наличием вибраций корпуса БЛА не более допустимой, требует выполнить проверку отклика механической системы на внешнее возбуждение и определить погрешность инерциального метода счисления пути, которая соответствует данному отклику. Для этого метод предполагает следующие шаги:

3.1 Выполнение компенсации  $S'_{\omega}$  и  $S'_a$  с температурной зависимостью для ДУСа и акселерометра используя шаги 1.1-1.9 и 2.1-2.9;

3.2 В соответствии с уравнением (2.33) необходимо вычислить декремент затухания для исследуемого диапазона энергии возбуждения  $W_{\text{вмг}} \in [W_{\text{вмг}}^{\min}; W_{\text{вмг}}^{\max}]$ ;

3.3 Провести летный эксперимент, в котором точка взлёта и точка посадки будут совпадать;

3.4 Определить погрешность инерциального метода счисления пути, используя основное уравнение инерциальной навигации (2.34);

3.5 Используя уравнение (2.36) определить погрешность выходного сигнала акселерометра;

3.6 Сопоставить декремент затухания и погрешность инерциального метода счисления пути;

3.7 На основании серии проведенных экспериментов определить верхний и нижний пределы декремента затухания на заданном диапазоне энергии возбуждения, при котором обеспечивается погрешность инерциального метода счисления пути не более заданной для данного вида конструкторского исполнения корпуса БЛА мультироторного типа;

3.8 Проверка полученной характеристики на соответствие допустимому диапазону.

Пункты 3.1-3.7 выполняются на этапах конструирования и проведения летных экспериментов для получения статистических данных. В дальнейшем, на этапе производства, каждый экземпляр БЛА проверяется с использованием пунктов 3.2 и 3.8.

## Выводы по второму разделу

Во втором разделе проведена разработка метода компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей. По результатам исследования, с применением системного анализа, сделаны следующие выводы:

– компенсации подлежат погрешности, связанные: с неортогональным расположением осей чувствительности, смещением нуля выходного сигнала, масштабными коэффициентами, температурной зависимостью и наличием вибраций корпуса БЛА;

– для компенсации погрешностей, связанных с неортогональным расположением осей чувствительности, масштабными коэффициентами и смещением нуля необходимо использовать метод наименьших квадратов, который позволяет скомпенсировать инструментальные погрешности инерциальных измерителей до значений, удовлетворяющих требованиям практической эксплуатации БЛА при преодолении зон помехового воздействия на приемник СРНС;

– с целью компенсации ошибок, связанных с изменением температуры блока чувствительных элементов, использована интерполяция коэффициентов калибровочных матриц заданного температурного диапазона. Показано, как изменение температуры блока чувствительных элементов влияет на погрешность оценки местоположения инерциальным методом счисления пути (рисунок 2.2);

– для оценки влияния вибраций корпуса на погрешность инерциального метода счисления пути впервые использован параметр «декремент затухания», который является интегральной оценкой жесткости корпуса, позволяющий выбрать такой вариант корпуса, вибрации которого вносят минимальную погрешность в выходной сигнал инерциальных измерителей. Показана связь декремента затухания, АЧХ корпуса БЛА и погрешности инерциального метода счисления пути (рисунки 2.5 – 2.7 и 2.8 – 2.10). Определен диапазон допустимых значений декремента затухания,

обеспечивающий погрешность выходного сигнала блока инерциальных измерителей не более установленного значения.

В отличие от известных [100 - 110], разработанный метод обеспечивает совместный учет неортогонального расположения осей чувствительности, смещений нуля и масштабных коэффициентов, температурной зависимости и наличия вибраций корпуса БЛА.

Последовательность действий для использования на практике разработанного метода, представлена в разделе 2.6. На отдельные элементы метода получены свидетельства о регистрации программы для ЭВМ [31] а также патенты на изобретения [37-39].

### **Глава 3. Методы и алгоритмы повышения точности позиционирования беспилотного летательного аппарата на этапах взлёта/посадки в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников**

#### **3.1. Разработка алгоритма идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов**

Навигационная система БЛА построена с использованием инерциальных датчиков, выполненных по МЭМС технологии, отличающихся малым энергопотреблением, низкой стоимостью при небольшой массе. В силу низкой точности инерциальных измерителей требуется периодическая коррекция навигационного решения, полученного инерциальным методом счисления пути. В качестве источника корректирующей информации в навигационных системах БЛА используются данные от бортовых приемников СРНС, приемный тракт которых обладает чувствительностью до  $-167$  дБм в режиме слежения и навигации. При высокой чувствительности приемника, низкоэнергетическая помеха или многолучевое распространение радиосигналов влияют на точность вычисления навигационного решения процессором приемника и вызывают увеличение погрешности оценки местоположения БЛА.

В [29] показано, что в процессе выполнения полетного задания навигационное поле СРНС принимает следующие состояния (таблица 3.1).

Таблица 3.1 – Классификация состояний навигационного поля

Состояние навигационного поля	Режим работы системы управления	Погрешность навигационного решения
Нормальное (неискаженное) состояние	Корректируемый	Базовая

Продолжение таблицы 3.1

Состояние навигационного поля	Режим работы системы управления	Погрешность навигационного решения
Незначительно искаженное состояние	Корректируемый	Повышенная
Нарастающая преднамеренная помеха	Корректируемый с переходом в автономный	Нарастающая во времени
Скачкообразное энергетическое подавление	Автономный	Нарастающая во времени
Спуфинг	Автономный	Нарастающая во времени

Для снижения погрешности местоположения, вычисляемого навигационной системой, необходимо использовать только достоверные данные СРНС, что требует контроля целостности навигационного поля бортовыми средствами во время полета. С этой целью в программное обеспечение приемника СРНС встроена функция, выполняющая оценку состояния навигационного поля и формирующая для потребителя маркер, характеризующий возможность использования навигационного решения. Однако, при помеховом воздействии, обновление маркера происходит только через несколько секунд, в течение которых навигационная система БЛА использует недостоверные данные СРНС для коррекции оценки вектора скорости и местоположения, что может привести к аварии [26].

### **3.1.1. Анализ известного научно-методического аппарата контроля достоверности данных спутниковых навигационных сигналов**

Для идентификации искажения навигационного поля используется информация от следующих источников [113]:

- наземного контрольного сегмента навигационной системы;
- геостационарных спутников;
- аппаратуры контрольных станций и других навигационных систем с последующей передачей информации о целостности навигационных данных потребителям;
- собственно аппаратуры потребителей (способы автономного контроля).

Наибольший интерес представляют алгоритмы, реализующие вычисления на борту летательного аппарата, что позволяет определять локальные зоны искажения сигналов спутников навигации и иметь высокую оперативность идентификации помехового воздействия.

В работе [114] описан алгоритм автономного контроля целостности навигационного поля с использованием избыточной навигационной информации от сети спутников. Однако автором не указано время, необходимое для идентификации искажения навигационного поля при различных видах воздействий. В главе «Контроль целостности радионавигационного поля ГЛОНАСС» указано, что время определения контроля целостности навигационного поля (НП) составляет до 10 с. За этот временной промежуток, погрешность оценки местоположения БЛА может достигать нескольких сотен метров, что не удовлетворяет требованиям их практического применения.

Результаты моделирования, представленные в [115], идентифицируют факт искажения НП за счет суммирования вектора невязки. При этом погрешность оценки местоположения БЛА может достигать нескольких сотен метров за счет обработки недостоверных данных, получаемых от модуля СРНС за временной промежуток, превышающий допустимую величину, что не удовлетворяет требованиям эксплуатации БЛА при решении практических задач.

В [17, 29] предложен способ определения факта искажения и идентификации помехового воздействия навигационного поля. Для его реализации требуется накопление статистической информации размером не менее 30 выборок, что занимает

временной отрезок 3 с при получении данных от СРНС модуля с частотой 10 Гц. Предполагается зависание БЛА в одной точке для идентификации помехового воздействия.

В работе [116] использован алгоритм на основе линейного фильтра Калмана для оценки параметров движения БЛА. Он позволяет идентифицировать отказ одного из датчиков высоты в случае скачкообразного изменения выходного сигнала. В [1] утверждается, что при плавном нарастании погрешности измерений высотомера, используемый алгоритм только с 50% вероятностью отбраковывает недостоверные данные. Таким образом, рассматриваемая работа не применима для случаев, в которых происходит постепенное нарастание погрешностей измерителя и не позволяет на её основе построить алгоритм идентификации отказа бортового модуля СРНС с требуемой для практики достоверностью.

Известны работы, в которых решается задача оценки параметров движения БЛА [117-122]. Однако, в них не рассматриваются случаи, в которых система навигации идентифицирует недостоверные измерения модуля СРНС.

Таким образом, можно сделать вывод о том, что существующий научно-методический аппарат либо не позволяет идентифицировать факт искажения НП за минимальное время с требуемой достоверностью в реальных сценариях применения БЛА, либо не рассматривает подобные сценарии их эксплуатации вообще.

Для повышения летно-эксплуатационных характеристик малых БЛА при преодолении зон глушения/искажения сигналов навигационных спутников, необходимо разработать алгоритм, позволяющий определить помеховое воздействие на бортовой приемник СРНС с требуемой оперативностью и достоверностью.



### 3.1.2. Постановка частной научной задачи

При навигации БЛА актуальной задачей является определение в режиме реального времени возможности использования данных СРНС для коррекции инерциального метода счисления пути. На различных этапах полетного задания требования к точности позиционирования могут отличаться: например, на этапах взлёта/посадки требуется погрешность позиционирования до 2-х метров (без необходимости выполнения точной посадки), при полете на высотах более 100 м допустимая погрешность может составлять до 20 м.

Достоверное состояние навигационного поля позволяет использовать данные бортового приемника СРНС для коррекции инерциального метода счисления пути на любом этапе полетного задания и обеспечивать требуемую погрешность позиционирования. При полете на высотах более 100 м, допустимым является использование данных бортового приемника СРНС в условиях незначительного искажения навигационного поля, т.к. при длительном полете использование только инерциального метода счисления пути обеспечит большую погрешность оценки местоположения. Использование СРНС для коррекции в условиях искаженного состояния навигационного поля приведет к существенному увеличению ошибки определения скорости и местоположения, что может привести к аварийному завершению полетного задания с потерей БЛА.

Таким образом, в отличие от [17, 29], для практики эксплуатации БЛА необходимо определять следующие состояния навигационного поля:

- нормальное состояние, при котором данные СРНС используются для коррекции инерциального метода счисления пути на любом этапе полетного задания;
- незначительное искажение, при котором данные СРНС используются для коррекции инерциального метода счисления пути на высотах более 100 м;

– искаженное состояние, при котором коррекция инерциального метода счисления пути по данным СРНС не используется независимо от участка полетного задания.

Будем считать, что для алгоритма идентификации помехового воздействия известны следующие параметры:

$$\delta t, P_{dop}, \tilde{y}_k, p_{gnss}^{alt}, p_{baro}^{alt}, h_s \quad (3.1)$$

где:  $\delta t$  – погрешность оценки метки времени;  $\tilde{y}_k$  – вектор невязки измерений;  $p_{alt}^{gnss}$  – оценка высоты, полученная мультиплексированием вертикального канала акселерометра и бортового приёмника СРНС;  $p_{alt}^{baro}$  – оценка высоты, полученная мультиплексированием вертикального канала акселерометра и барометрического высотомера;  $P_{dop}$  – геометрический фактор снижения точности определения местоположения;  $h_s$  – соотношение сигнал/шум в канале приема спутниковых данных.

Требуется разработать алгоритм, позволяющий:

- определять факт помехового воздействия на бортовой приемник СРНС;
- классифицировать следующие состояния навигационного поля: нормальное (неискаженное); незначительное искажение; искаженное.

При ограничениях:  $\Delta t \leq \Delta t_{don}$ ;  $h_s \geq h_{s\_norm}$ , где  $\Delta t_{don}$  – допустимое время идентификации факта помехового воздействия;  $h_{s\_norm}$  – нормальное соотношение сигнал/шум в канале при отсутствии помех сигналам СРНС.

### 3.1.3. Алгоритм идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов

В качестве основы алгоритма идентификации помехового воздействия использован способ [17, 29], позволяющий выполнять мониторинг состояния навигационного поля бортовым вычислителем в режиме реального времени и идентифицировать следующие состояния навигационного поля:

- нормальное (неискаженное);
- незначительное искажение;
- искаженное.

Способ [17, 29] использует вероятностный подход для классификации 6-ти состояний навигационного поля:

- нормальное состояние навигационного поля;
- незначительное искажение;
- искаженное состояние навигационного поля;
- нарастающая преднамеренная помеха;
- скачкообразное энергетическое подавление;
- спуфинг.

При эксплуатации БЛА достаточно идентифицировать первые 3 состояния, при этом, спуфинг рассматривается как погрешность данных СРНС больше допустимого значения. Таким образом, спуфинг координат можно классифицировать как искаженное состояние навигационного поля.

Нормальное состояние навигационного поля характеризуется соотношением сигнал помеха на входе канала измерения равное  $h_{s\_norm} = 45$  дБм/Гц. В этом случае оценка местоположения бортовым приемником СРНС имеет незначительные отклонения от истинных значений. Наиболее сложным с точки зрения обнаружения

является незначительное уменьшение соотношения сигнал/шум (на 10...15 дБм/Гц). В этом случае погрешность оценки местоположения будет увеличиваться незначительно, что не позволяет легко обнаружить изменение состояния навигационного поля и предъявляет высокие требования к чувствительности и достоверности способов.

С целью устранить данный недостаток, предлагается использовать байесовский вероятностный подход для решения задачи обнаружения факта искажения. В качестве признаков идентификации выступают оценки местоположения БЛА бортовым приемником СРНС  $R = (R_1, R_2, \dots, R_j, \dots, R_N)$ .

Для вероятности оценки состояния навигационного поля использует формулу Байеса:

$$p(D_k / R_j) = \frac{p(D_k) \cdot p(R_j / D_k)}{p(R)} = \frac{p(D_k) \cdot p(R_j / D_k)}{\int_D p(D_k) \cdot p(R_j / D_k) dD} \quad (3.2)$$

где:  $p(D_k / R_j)$  – апостериорная вероятность нахождения навигационного поля в состоянии  $D_k$  при получении измерений  $R_j$ ;  $p(R_j / D_k)$  – априорная плотность распределения случайной величины  $R_j$  при условии, что навигационное поле находится в состоянии  $D_k$ ;  $p(D_k)$  – априорная плотность распределения конкретного состояния  $D_k$  навигационного поля, определяется путем статистической обработки выборки из  $N$  оцениваемых координат как частоту такого события  $N_k$ , при котором оценка местоположения входит в установленный доверительный интервал состояния навигационного поля  $D_k$ , т.е.  $p(D_k) = N_k / N$ ;  $P(R)$  – априорная вероятность появления конкретной реализации  $R$  комплекса признаков для всех возможных состояний НП.

Используя статистически рассчитанную функцию правдоподобия  $p(R_j / D_k)$  выполняется оценка насколько правдоподобно получены значения конкретной

реализации признаков  $R_j$ , содержащихся в выборке из  $N$  элементов при известном априорном состоянии навигационного поля  $D_k$ .

Для обеспечения статистически значимой выборки, её объем устанавливается  $N \leq 30$ . При частоте выдачи навигационного решения бортовым приемником СРНС от 2 до 15 Гц, время формирования выборки составляет от 2 до 15 с. В этом случае для мультироторного БЛА предлагается удерживать позицию (зависать) в одной точке.

Применение байесовского подхода позволяет после статистической обработки признаков получить апостериорную плотность распределения возможных значений вероятностей нахождения НП в одном из классов его состояний. За счет применения формулы Байеса, априорная плотность распределения, установленная до анализа данных из принятой выборки признаков, превращается в апостериорную. Это позволяет оценить достоверность попадания состояния НП в зону, относящуюся к какому-либо определенному классу. При этом следует учитывать, что уравнение (3.2) применяют итерационно после поступления каждой новой порции данных. Тогда текущее распределение считают априорным, а с поступлением новых данных получают апостериорное распределение, становящееся априорным для следующей итерации. Для применения байесовского подхода требуется дополнительное время, которое расходуется на машинное обучение вычислителя статистически оценивать текущее состояние навигационного поля по полученным признакам в виде эмпирического распределения оценок координат местоположения БЛА.

С целью получить достоверную апостериорную вероятность  $p(D_k / R_j)$  использован метод максимизации апостериорной плотности, что позволяет найти точку, в которой она максимальна. Для этого логарифмируем формулу Байеса:

$$\ln(p(D_k / R_j)) = \ln(p(D_k)) + \ln(p(R_j / D_k)) - \ln(p(R)) \quad (3.3)$$

Тогда задача максимизации уравнения (3.2) по параметру  $D_k$  примет вид:

$$L = \ln(p(R_j / D_k)) + \ln(p(D_k)) \rightarrow \max \quad (3.4)$$

Из выражения (3.4) следует, что максимизируют логарифмы правдоподобия и априорного распределения вероятности конкретного состояния навигационного поля. Второе слагаемое выступает в роли своеобразного регулятора машинного обучения, т.к. чем выше вероятность  $p(D_k)$ , тем меньший объем выборки необходим для получения точного значения доверительной вероятности.

Для решения задачи обнаружения факта искажения навигационного поля воспользуемся методом максимизации апостериорной плотности. В отличие от способа [17, 29], в алгоритме предлагается использовать вектор невязки навигационного решения вместо экстраполяции данных бортового приемника СРНС для прогноза местоположения. Замена экстраполяционного полинома на вектор невязки позволяет исключить ложные срабатывания определения помехового воздействия при маневрировании БЛА.

Будем считать, что погрешности оценки местоположения распределены по нормальному закону, тогда:

$$\begin{aligned} \ln(p(R_j / D_k)) &= \ln\left(\frac{1}{\sqrt{2\pi \cdot \sigma_k^2}} \cdot \exp\left(-\frac{\tilde{y}_k^2}{2\sigma_k^2}\right)\right) = \\ &= -\frac{1}{2} \ln(2\pi \cdot \sigma_k^2) - \frac{\tilde{y}_k^2}{2\sigma_k^2} \end{aligned} \quad (3.5)$$

где:  $\tilde{y}_k = z_k - H_k \hat{x}_{k|k-1}$ ;  $z_k$  – оценка местоположения бортовым приемником СРНС;  $\hat{x}_{k|k-1}$  – прогноз местоположения инерциальным методом счисления пути;  $H_k$  – матрица приведения единиц измерения  $\hat{x}_{k|k-1}$  к размерности измерений  $z_k$ .

Первое слагаемое в формуле (3.5) есть постоянная величина для текущего распределения, следовательно, максимизация логарифма правдоподобия выполняется за счет минимизации второго слагаемого. В результате задача максимизации логарифма правдоподобия обучающей выборки сводится к минимизации квадратичной погрешности, т.е.:

$$\tilde{y}_k^2 \rightarrow \min \quad (3.6)$$

Для принятия решения о наличии факта искажения навигационного поля и идентификации типа помехового воздействия определим пороговые значения. С учетом нормальности распределения оценок местоположения, устанавливают предельное среднеквадратичную погрешность для доверительного интервала  $\pm 2\sigma$ , как удвоенное минимально возможное отклонение для текущего состояния навигационного поля.

Вычислим предельную среднеквадратичную погрешность, зависящую от соотношения сигнал/шум  $h_k$  на входе измерительных каналов приемника СРНС:

$$\Delta_k = 2 \cdot P_{dop} \sqrt{(\delta t \cdot c)^2 + \frac{(c)^2}{2h_k \cdot F^2}} \quad (3.7)$$

где:  $P_{dop}$  – геометрический фактор снижения точности оценки координат;  $F$  – эффективная (среднеквадратическая) ширина спектра навигационного сигнала;  $\delta t$  – погрешность оценки метки времени;  $c$  – скорость света.

На основе полунатурного эксперимента различных видов помехового воздействия на приемник СРНС «u-blox M8» и статистической обработки навигационных параметров установлены предельные значения среднеквадратической погрешности для нескольких типовых состояний навигационного поля [29]:

- $\Delta_1 = 1,5 \cdot P_{dop}$  – нормальное состояние навигационного поля;
- $\Delta_2 = 5 \cdot P_{dop}$  – незначительное искажение состояния навигационного поля при  $h_s = 40 \dots 33$  дБм/Гц, вызванное интерференционными замиранием вследствие наличия многолучевого распространения сигнала навигационных спутников;
- $\Delta_3 = 8 \cdot P_{dop}$  – искаженное состояние навигационного поля  $h_s = 33 \dots 10$  дБм/Гц, вызванное ионосферными и (или) тропосферными возмущениями;

Построение решающего правила по критерию минимизации среднеквадратичной погрешности выполняется с использованием следующего неравенства:

$$\frac{1}{2} \ln(2\pi \cdot \sigma_k^2) + \frac{\tilde{y}_k^2}{2\sigma_k^2} \leq \Delta_k \quad (3.8)$$

Тогда, согласно данному критерию, для обнаружения факта искажения навигационного поля выполняется проверка неравенства (3.9), а для идентификации видов помехового воздействия используется неравенство (3.10), т.е.

$$\tilde{y}_k \leq \theta_1 = \sqrt{2\sigma_k^2 (\Delta_1 - 0,5 \ln(2\pi\sigma_k^2))} \quad (3.9)$$

$$\tilde{y}_k > \theta_k = \sqrt{2\sigma_k^2 (\Delta_k - 0,5 \ln(2\pi\sigma_k^2))}, \quad \text{где } k = \overline{2, K} \quad (3.10)$$

Таким образом, если погрешность определения координат превосходит минимальное пороговое значение  $\theta_1$ , то обнаружен факт помехового воздействия. Дальнейшим сравнением погрешности определения координат с другими пороговыми значениями  $\theta_k (k = 2 \dots K)$  идентифицируется вид помехового воздействия.

В способе [17, 29] идентификация спуфинга осуществляется путем зависания БЛА в одной точке пространства. Если в процессе контроля установлено, что соотношение сигнал/шум соответствует значению достоверного сигнала навигационных спутников, но не выполняется условие (3.9), то данная ситуация расценивается как активное навязывание ложны координат. Недостатком предложенного условия является тот факт, что требуется зависание БЛА в одной точке. Формирование траектории полета БЛА, включая зависание в одной точке, выполняется на основе разности между текущей оценкой местоположения БЛА и заданной точкой пространства. При спуфинге погрешность оценки местоположения будет постепенно увеличиваться. Тогда, в режиме зависания, система управления БЛА будет удерживать минимальную разницу между заданной точкой пространства и текущей оценкой местоположения, однако, по причине постепенного увеличения



погрешности оценки местоположения бортовым приемником СРНС, фактически БЛА будет перемещаться. Таким образом, невозможно обеспечить удержание БЛА в одной точке пространства без визуальных средств контроля при спуфинге сигналов навигационных спутников.

В данном алгоритме, в отличие от способа [17, 29], предлагается выполнять контроль вертикального канала местоположения БЛА без требования к зависанию БЛА в одной точке пространства. С целью получения абсолютной оценки высоты, предлагается использовать барометрический высотомер. Для уменьшения дисперсии шума, барометрическая высота мультиплексируется с вертикальным каналом акселерометра, используя одноосевой фильтр Калмана. Тогда, контроль вертикального канала выразим:

$$\begin{cases} \Delta p^{alt} = p_{baro}^{alt} - p_{gnss}^{alt}; \\ \Delta p^{alt} \leq \Delta p_{threshold}^{alt}, \end{cases} \quad (3.11)$$

где:  $p_{baro}^{alt}$  – мультиплексируемая оценка высоты;  $p_{gnss}^{alt}$  – оценка высоты бортовым приемником СРНС;  $\Delta p_{threshold}^{alt}$  – пороговое значение расхождения барометрической высоты и высоты, полученной от приемника СРНС.

Оценка барометрической высоты выполняется бортовым вычислителем независимо от состояния навигационного поля и не требует выполнения специальных маневров БЛА, что позволяет выполнять сравнение каждые полученных данных приемника СРНС используя (3.11). Превышение  $\Delta p^{alt}$  порога  $\Delta p_{threshold}^{alt}$  позволяет идентифицировать состояние навигационного поля как искаженное независимо от выполнения условия (3.9).

Блок-схема разработанного алгоритма идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов приведена на рисунке 3.1.

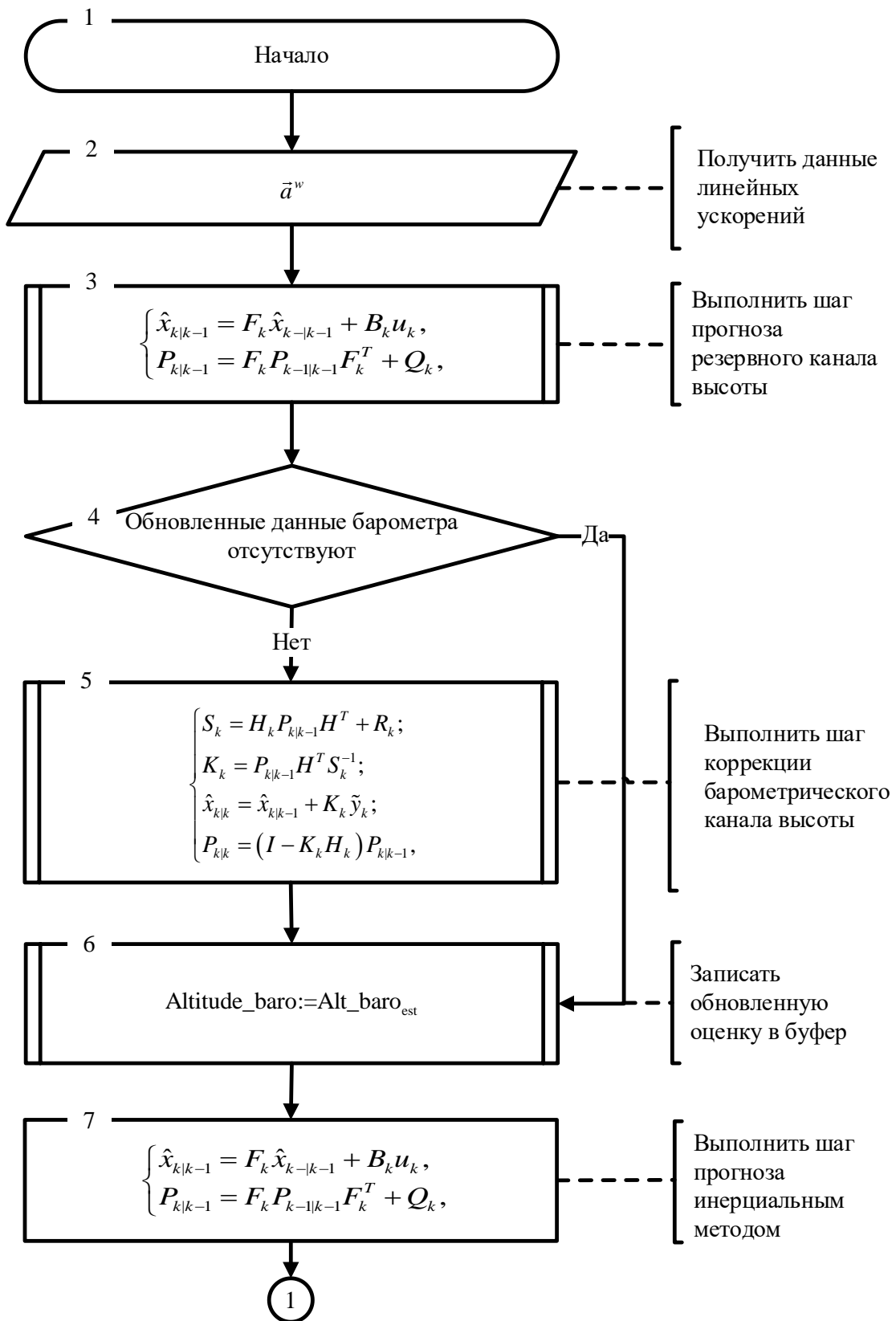


Рисунок 3.1 – Блок-схема алгоритма идентификации помехового воздействия на бортовой приемник СРНС

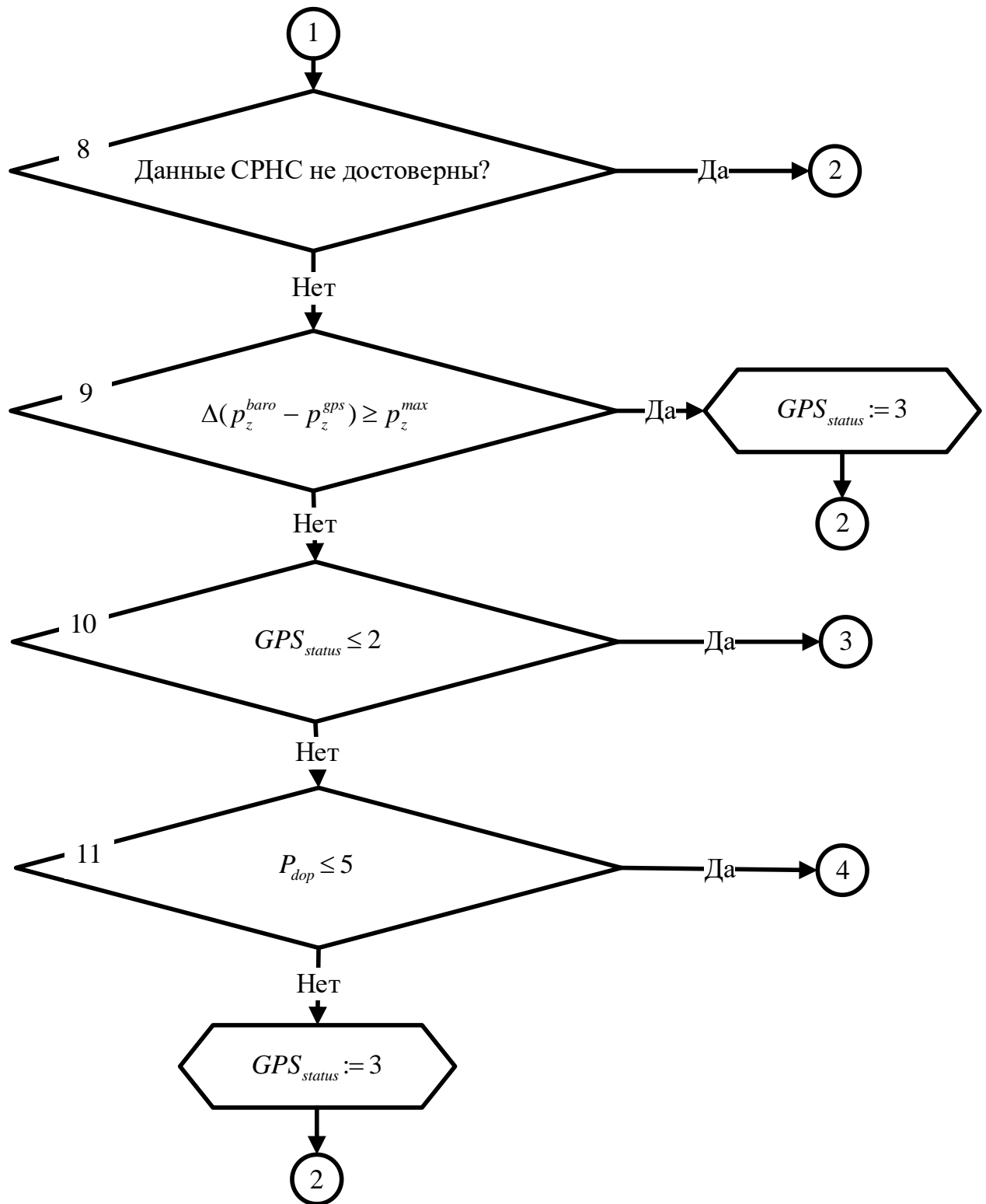


Рисунок 3.1 – Блок-схема алгоритма идентификации помехового воздействия на бортовой приемник СРНС (продолжение)

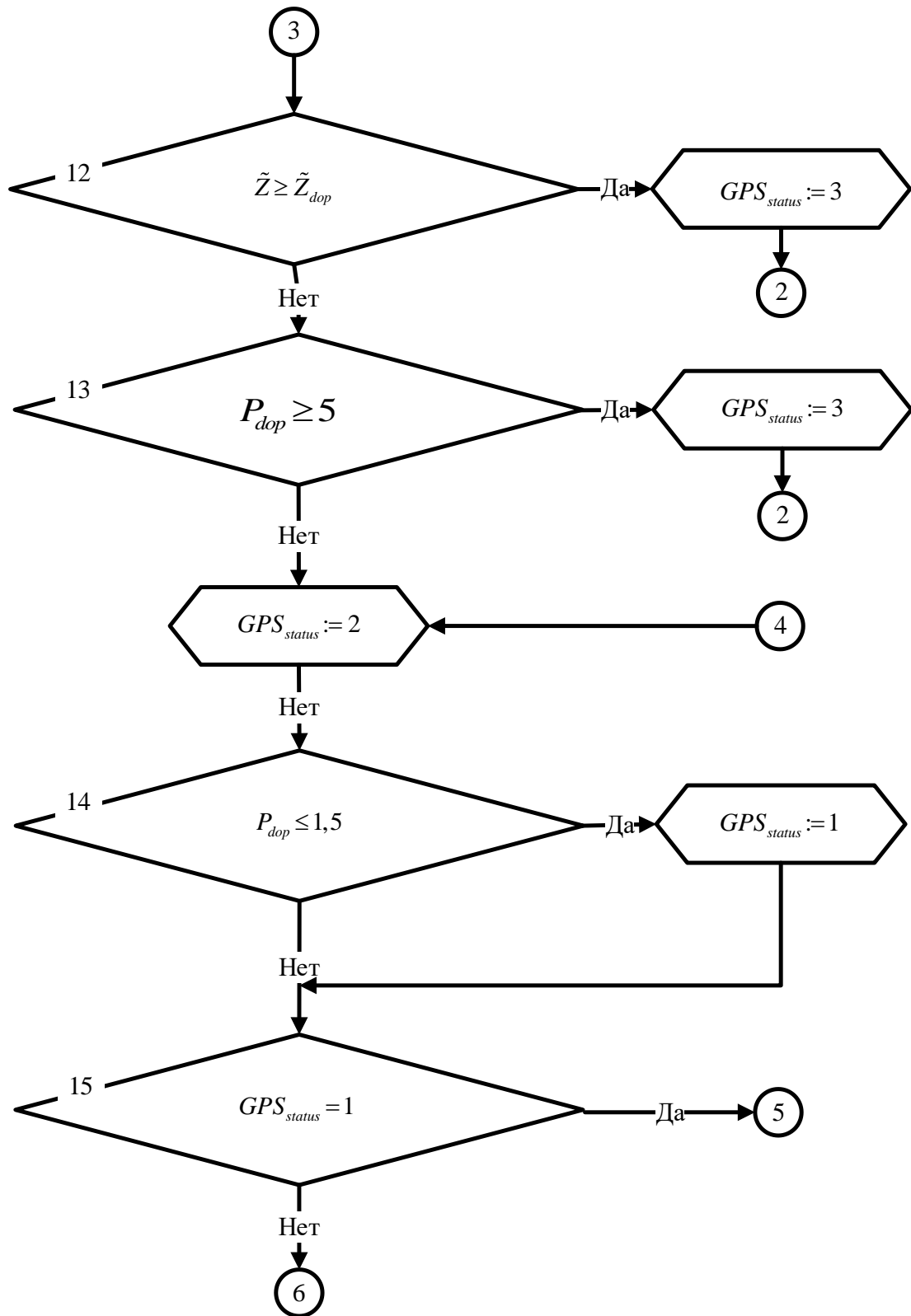


Рисунок 3.1 – Блок-схема алгоритма идентификации помехового воздействия на бортовой приемник СРНС (продолжение)

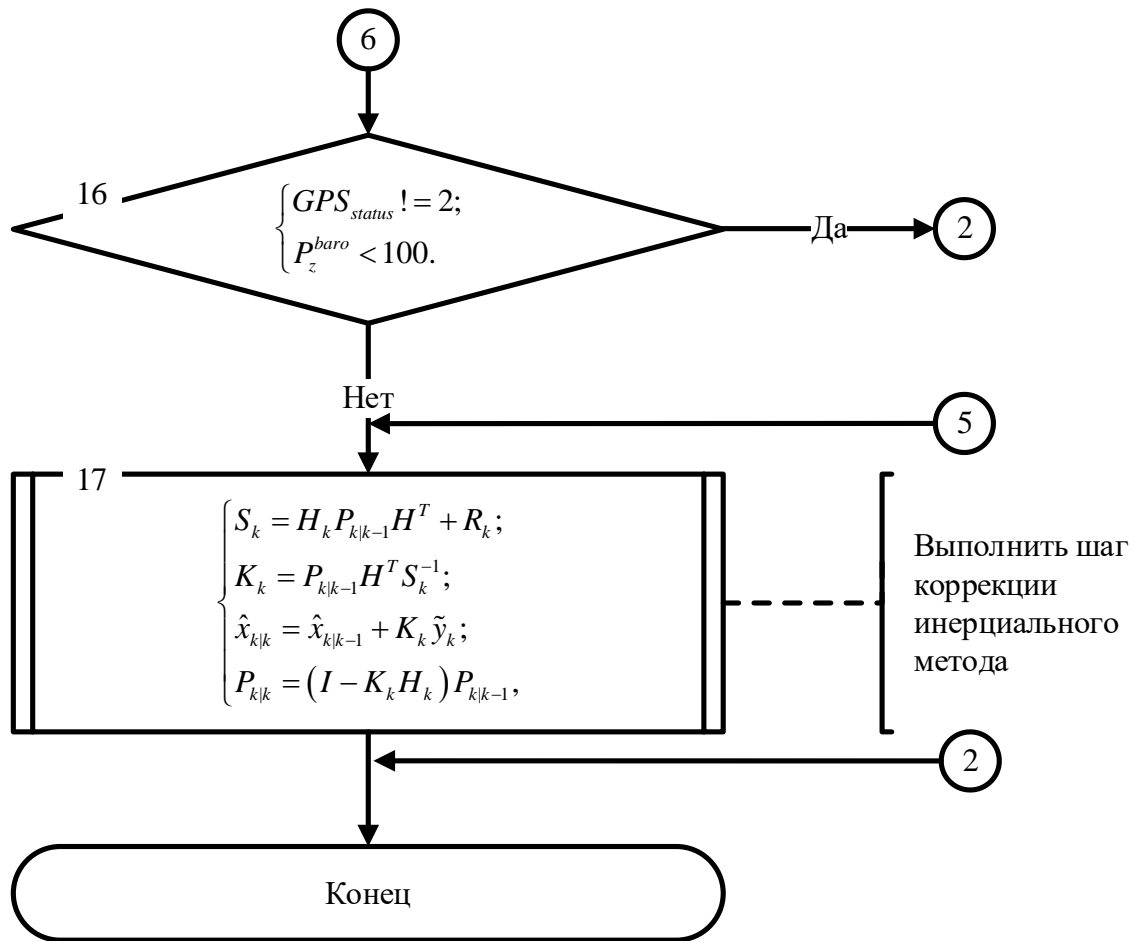


Рисунок 3.1 – Блок-схема алгоритма идентификации помехового воздействия на бортовой приемник СРНС (продолжение)

В отличие от способа [17, 29], предложенный алгоритм использует инерциальный метод счисления пути для прогноза местоположения БЛА. Данное решение, в отличие от экстраполяции измерений бортового приемника СРНС, обеспечивает точный прогноз местоположения БЛА при маневрировании и исключает ложные срабатывания идентификации факта помехового воздействия. Кроме того, алгоритм использует контроль вертикального канала местоположения в качестве дополнительного критерия определения искаженного состояния навигационного поля.

Способ [17, 29], требует зависания в одной точке для определения спуфинга координат, что трудноосуществимо без средств визуального контроля положения БЛА в условиях реальной эксплуатации. Для преодоления указанного недостатка, в

алгоритме использована оценка барометрической высоты в качестве дополнительного критерия определения искаженного состояния навигационного поля.

### **3.2. Разработка метода восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов**

В данном подразделе решается третья частная научная задача, а именно разработка метода восстановления оценки параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов.

Оценка параметров движения мультироторного БЛА выполняется инерциальным методом счисления пути [123-124] с коррекцией по сигналам СРНС [113]. В условиях отсутствия помех распространения сигналов навигационных спутников погрешность оценки вектора местоположения не превышает двух метров, но при искажении СРНС может увеличиться до сотен метров [17, 115, 125-128]. Поэтому при идентификации бортовым вычислителем факта помехового воздействия, происходит отключение коррекции для обеспечения приемлемой точности позиционирования. Известные работы, описывающие алгоритмы функционирования БЛА в условиях помеховой обстановки, не рассматривают промежуток времени между фактическим началом помехового воздействия на приемник СРНС и идентификацией этого факта бортовым вычислителем, что не позволяет обеспечить требуемую для эксплуатации БЛА точность удержания заданной траектории полета при преодолении зон помехового воздействия.

### 3.2.1. Постановка частной научной задачи

Будем считать, что в системе управления БЛА комплексирование данных производится при помощи фильтра Калмана, алгоритм работы которого состоит из двух шагов: прогноза и коррекции.

Шаг прогноза запишем в следующем виде [129]:

$$\begin{aligned}\hat{x}_{k|k-1} &= F_k \hat{x}_{k-1|k-1} + B_k u_k, \\ P_{k|k-1} &= F_k P_{k-1|k-1} F_k^T + Q_k,\end{aligned}\quad (3.12)$$

где:  $x_{k|k-1}$  – вектор пространства состояний, содержащий оценку параметров движения инерциальным методом;  $F$  – матрица перехода состояний, которая применяется к состоянию за предыдущий квант времени  $x_{k-1|k-1}$ ;  $u_k$  – вектор управления;  $B_k$  – матрица перехода вектора управления в вектор пространства состояний;  $P_{k|k-1}$  – априорная ковариационная матрица;  $Q_k$  – матрица шумов шага прогноза.

Шаг коррекции предполагает использование следующих вычислений [129]:

$$\begin{aligned}\tilde{y}_k &= z_k - H_k \hat{x}_{k|k-1}, \\ S_k &= H_k P_{k|k-1} H_k^T + R_k, \\ K_k &= P_{k|k-1} H_k^T S_k^{-1}, \\ \hat{x}_{k|k} &= \hat{x}_{k|k-1} + K_k \tilde{y}_k, \\ P_{k|k} &= (I - K_k H_k) P_{k|k-1},\end{aligned}\quad (3.13)$$

где:  $\tilde{y}_k$  – вектор невязки измерений;  $z_k$  – вектор, содержащий измерения бортового модуля СРНС;  $H_k$  – матрица приведения вектора  $\hat{x}_{k|k-1}$  к размерностям вектора  $z_k$ ;  $S_k$  – ковариационная матрица вектора ошибки;  $R_k$  – матрица шумов измерителя;  $K_k$  – оптимальная по Калману матрица коэффициентов усиления.

На вербальном уровне задача исключения недостоверных данных модуля СРНС из оценки параметров движения БЛА выполняет буферизацию вектора невязки в режиме скользящего окна в условиях наличия достоверных сигналов СРНС. При

определении факта искажения бортовым вычислителем, необходимо вычесть буферизированное в режиме скользящего окна значение вектора невязки из вектора пространства состояний фильтра Калмана и отключить коррекцию по данным СРНС до выхода из зоны помехового воздействия.

Декомпозируем данную задачу в следующем виде:

– необходимо осуществить буферизацию вектора невязки  $K_k \tilde{y}_k$  в режиме скользящего окна за промежуток времени, необходимый бортовому вычислителю для идентификации помехового воздействия с требуемой достоверностью;

– после идентификации факта искажения, исключить из  $\hat{x}_{k|k}$  вектор  $K_k \tilde{y}_k$  за указанный промежуток времени.

Формальную постановку данной задачи представим в виде:

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} - \sum K_k \tilde{y}_k, \text{ где: } \sum K_k \tilde{y}_k \in [t_1; t_2],$$

при ограничениях:  $\Delta(t_2 - t_1) \leq \Delta t_{\max}$ ,

где:  $\Delta t_{\max}$  – максимальное время, необходимое для идентификации факта помехового воздействия с требуемой достоверностью.

### **3.2.2. Метод восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов**

Выразим буферизированные данные вектора невязки через сумму:

$$B_{\Delta t_{\max}} = \sum_0^{n-1} K_k \tilde{y}_k, \quad (3.14)$$

где:  $n = f_{\text{срнс}} \Delta t_{\max}$ ;  $f_{\text{срнс}}$  – частота получения данных от модуля СРНС.



При обнаружении факта искажения, вычтем  $B_{\Delta t_{\max}}$  из  $\hat{x}_{k|k-1}$ :

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} - B_{\Delta t_{\max}}, \quad (3.15)$$

До выхода из зоны помехового воздействия, данные СРНС не используются, поэтому уравнения (3.13) заменяются на  $\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1}$  т.к. отсутствует необходимость в шаге коррекции.

При выполнении полетного задания время начала помехового воздействия на бортовой приемник СРНС неизвестно, однако, основываясь на алгоритме идентификации помехового воздействия, разработанном при решении второй частной научной задачи и введенных ограничениях, зададим максимальное время, которое может затратить бортовой вычислитель для идентификации помехового воздействия  $\Delta t_{\max}$ . В бортовом вычислителе буферизация  $K_k \tilde{y}_k$  выполняется в режиме скользящего окна за промежутки  $\Delta t_{\max}$ . Это гарантирует наличие вектора невязки в буфере для восстановления оценки параметров движения при идентификации помехового воздействия.

В качестве целевой платформы для разрабатываемого метода выступает бортовой вычислитель БЛА, который относится к классу встраиваемых систем. Он имеет низкую стоимость, малое энергопотребление, ограниченные вычислительные ресурсы, а также малый объем оперативной и постоянной памяти. С целью минимизации потребляемой оперативной памяти, используем режим буферизации с дискретным сдвигом скользящего окна через промежутки  $\Delta t_{\max}$ . Для этого используем двумерный массив:

$$B_{L \times 2} = \begin{pmatrix} b_{11} & b_{12} \\ \vdots & \vdots \\ b_{L1} & b_{L2} \end{pmatrix}, \quad (3.16)$$

где:  $L$  – длина вектора пространства состояний  $\hat{x}_{k|k}$ .

Каждый столбец в  $B_{L \times 2}$  соответствует  $B_{\Delta t_{\max}}$ . Время заполнения столбца составляет  $\Delta t_{\max}$ ,

Переключение индекса столбца в (3.16) выполняется через равные промежутки  $\Delta t_{\max}$  для обеспечения буферизации в режиме скользящего окна. Т.к. буферизация выполняется через операцию суммирования, то величина  $\Delta t_{\max}$  не влияет на размер требуемой памяти для хранения данных. В любой момент времени, данные в буфере соответствуют временному интервалу  $[\Delta t_{\max}; 2\Delta t_{\max}]$ .

При обнаружении факта искажения, данные в буфере суммируются:

$$B_{imp} = \sum_0^{i-1} B_{i,1} + B_{i,2}, \quad (3.17)$$

Применение (3.17) для восстановления коррекции изменит параметры в векторе пространства состояний на  $B_{imp}$ , что дискретно увеличит рассогласование между заданной навигационной точкой полетного задания и текущей оценкой параметров движения БЛА. С целью уменьшения влияния восстановления коррекции на движение БЛА, увеличим время переходного процесса восстановления вектора пространства состояний. Для этого разделим  $B_{imp}$  на скалярную величину, определяемую как  $(\Delta t_{\max} \cdot f_{CPHC}) + (\Delta t_{idx\_update} \cdot f_{CPHC})$ . Получим:

$$B_{imp\_1} = \sum_0^{i-1} \frac{B_{i,1} + B_{i,2}}{(\Delta t_{\max} \cdot f_{CPHC}) + (\Delta t_{idx\_update} \cdot f_{CPHC})}, \quad (3.18)$$

При обнаружении факта искажения используется  $\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} - B_{imp\_1}$  в течение  $(\Delta t_{\max} \cdot f_{CPHC}) + (\Delta t_{idx\_update} \cdot f_{CPHC})$  тактов коррекции. Затем, коррекция вектора пространства состояний по сигналам СРНС отключается до выхода из зоны помехового воздействия.

Опишем предложенный метод с использованием конечного автомата для следующих событий (рисунок 3.2):

- данные для коррекции достоверны;
- данные для коррекции недостоверны.

В условиях наличия достоверных данных для шага коррекции, система находится в нормальном состоянии и выполняет буферизацию вектора невязки в режиме скользящего окна. При получении события «данные для коррекции недостоверны», система извлекает накопленные данные вектора невязки из буфера и выполняет их вычитание из вектора пространства состояний в соответствии с (3.18). Далее, система использует только инерциальный метод счисления пути до получения события «данные СРНС достоверны».

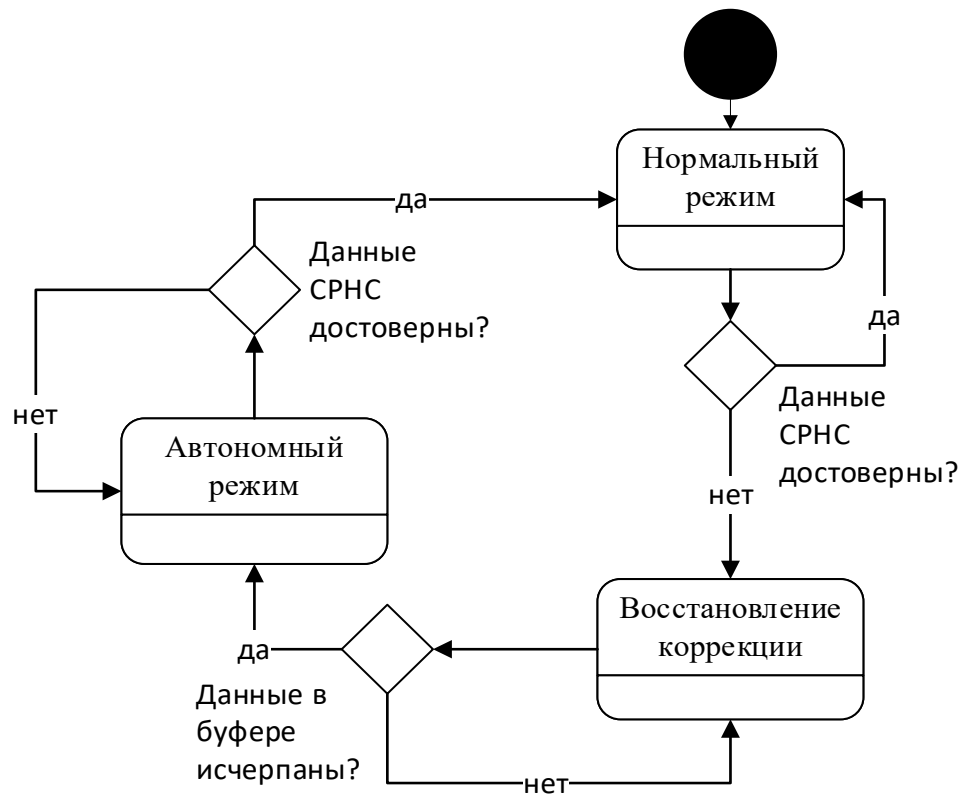


Рисунок 3.2 – Конечный автомат состояний системы коррекции параметров движения БЛА

### 3.3. Разработка метода вычисления параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата в условиях отсутствия сигналов спутниковых радионавигационных систем на этапе посадки

#### 3.3.1. Постановка частной научной задачи

Будем считать, что для решения задачи вычисления местоположения с использованием модели плоской Земли используются следующие системы координат:

– земная система координат  $F^I$  – начало которой совпадает с опорной точкой, заданной при формировании полётного задания. Ось  $OX$  направлена на географический Север, ось  $OY$  – на Восток, ось  $OZ$  – вниз по местной вертикали;

– подвижная земная система координат БЛА  $F^U$  – начало расположено в центре масс БЛА, оси совпадают по направлению с осями земной системы координат  $F^I$ ;

– связанная с БЛА система координат  $F^b$  – начало расположено в центре масс БЛА, ось  $OX$  – расположена в плоскости симметрии БЛА и направлена к носовой его части. Ось  $OY$  – перпендикулярна плоскости симметрии БЛА и направлена к правой его части. Ось  $OZ$  – расположена в плоскости симметрии и направлена к нижней части БЛА.

Требуется разработать метод, обеспечивающий вычисление параметров линейного движения БЛА контейнерного базирования в следующих условиях:

- наличия достоверных сигналов СРНС;
- отсутствия достоверных сигналов СРНС;

– отсутствия достоверных сигналов СРНС при использовании данных от локальной системы позиционирования контейнера базирования.

В качестве ограничения при решении задачи будем использовать погрешность позиционирования БЛА на этапе посадки, которая не должна превышать  $\Delta p_{land}^{err} = r_{land} - r_{gear}$ , где:  $r_{land}$  – радиус вписанной в посадочную площадку окружности;  $r_{gear}$  – радиус окружности описанной вокруг посадочного шасси БЛА.

Для уменьшения погрешности перепроектирования географических координат в плоские координаты предлагается использовать в качестве опорной координаты целевую навигационную точку полётного задания.

### **3.3.2. Метод вычисления параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата в условиях отсутствия сигналов спутниковых радионавигационных систем на этапе посадки**

Для управления полётом мультироторного БЛА его навигационная система должна выполнять оценку параметров вращательного и линейного движения. В работах [118] данная задача решается в едином алгоритме, что увеличивает точность оценки параметров вращательного и линейного движения за счёт использования большого объёма данных от бортовых датчиков и учёта их перекрёстных связей. Однако, в случае искажения сигналов СРНС возрастает погрешность оценки углов ориентации, что снижает адекватность управляющего воздействия. В случае отдельного решения задач вычисления параметров вращательного и линейного движения недостоверные данные СРНС не влияют на определение пространственной ориентации БЛА.

Для описания пространственной ориентации БЛА по измерениям датчиков угловой скорости, линейных ускорений и напряжённости магнитного поля Земли предлагается использовать подход, описанный в [15].

Ориентация связанной с БЛА системы координат  $F^b$  относительно подвижной Земной системы координат  $F^U$  описывается кватернионом  $\Lambda$ , который используется для отображения измерений датчика линейных ускорений из  $F^b$  в  $F^U$ .

Основным режимом работы навигационной системы является использование сигналов СРНС для коррекции оценки скорости и местоположения БЛА. При попадании БЛА в зону подавления или искажения сигналов СРНС используется только инерциальный метод счисления пути. Для выполнения посадки в контейнер базирования вместо данных бортового приёмника СРНС используется локальная система позиционирования.

Для вычисления параметров линейного движения требуется осуществлять их прогноз с использованием фильтра Калмана (3.12). При наличии достоверных данных от СРНС используем шаг коррекции (3.13).

На шаге прогноза (3.12) используется основное уравнение инерциальной навигации для обновления оценки вектора скорости и местоположения БЛА [27]. Для шага коррекции необходимо обеспечить согласование измерений бортового приёмника и инерциального метода счисления пути в модели плоской Земли. С этой целью выполним проекцию географических координат, полученных от бортового приёмника СРНС в модель плоской Земли [27]:

$$\left\{ \begin{array}{l} d\mu = \mu - \mu_0, \\ d\iota = \iota - \iota_0, \\ R_N = \frac{R}{\sqrt{1 - (2c - c^2)\sin^2 \mu}}, \\ R_M = R_N \frac{1 - (2c - c^2)}{1 - (2c - c^2)\sin^2 \mu}, \\ P_x = \frac{d\mu}{\arctan(1/R_M)}, \\ P_y = \frac{d\iota}{\arctan(1/R_N \cos(\mu_0))}, \end{array} \right. \quad (3.19)$$

где:  $\mu_0$  и  $\iota_0$  – опорные значения долготы и широты соответственно;  $\mu$  и  $\iota$  – значения долготы и широты, проекцию которых необходимо выполнить в модель плоской Земли;  $c$  – коэффициент «сплющивания» планеты;  $R$  – экваториальный радиус Земли;  $R_N$  и  $R_M$  – вспомогательные коэффициенты для выполнения проекции;  $P_x$  и  $P_y$  – проекция долготы и широты в модель плоской Земли относительно опорных координат  $\mu_0, \iota_0$ .

Полученные координаты  $P_x$  и  $P_y$  используются в (3.13) как измерения местоположения БЛА в векторе  $z_k$ . Выполнение проекции географических координат в плоские координаты за пределами фильтра Калмана позволяет упростить его реализацию, а также использовать другие источники информации о местоположении для уточнения параметров линейного движения.

Погрешность проекции при переходе из географических координат в плоские увеличивается с удалением БЛА от опорной точки. Для минимизации погрешности перехода из географических координат в плоские, координаты целевой точки полётного задания используются в качестве опорной.

Для обновления координат опорной точки, необходимо выполнить переход от плоских координат в географические [27]:

$$\begin{cases} \mu_{uav}^{old} = P_x^{old} \arctan\left(\frac{1}{R_M}\right) + \mu_0^{old}; \\ \iota_{uav}^{old} = P_y^{old} \arctan\left(\frac{1}{R_N \cos(\mu_0)}\right) + \iota_0^{old}. \end{cases} \quad (3.20)$$

Далее вычислим значения опорных координат  $\mu_0^{new}$  и  $\iota_0^{new}$  и выполним проекцию географических координат  $\mu_{uav}^{old}$  и  $\iota_{uav}^{old}$  в плоские координаты относительно значений координат новой опорной точки:

$$\begin{cases} d\mu^{new} = \mu_0^{new} - \mu_{uav}^{old}; \\ d\iota^{new} = \iota_0^{new} - \iota_{uav}^{old}; \\ P_x^{new} = \frac{d\mu^{new}}{\arctan\left(\frac{1}{R_M}\right)}; \\ P_y^{new} = \frac{d\iota^{new}}{\arctan\left(\frac{1}{R_N \cos(\mu_0)}\right)}, \end{cases} \quad (3.21)$$

где:  $P_x^{new}$  – оценка местоположения в плоских координатах по оси X;  $P_y^{new}$  – оценка местоположения в плоских координатах по оси Y.

Обновление оценки параметров линейного движения происходит с частотой дискретизации инерциального измерителя согласно уравнению (3.12). При наличии достоверных данных для коррекции от бортового приёмника СРНС используется уравнение (3.19) для перехода из географических в плоские координаты и, затем, уравнение (3.13) для уточнения оценки параметров линейного движения БЛА.

В случае отсутствия достоверных данных СРНС (искажение, затенение, подавление и т.д.), навигационное решение обновляется в штатном режиме с нарастающей во времени ошибкой определения местоположения из-за погрешностей измерений датчиков угловой скорости и линейных ускорений. При появлении достоверных данных СРНС, возобновляется вычисление шага коррекции с



использованием фильтра Калмана, что обеспечивает минимизацию ошибки оценки параметров линейного движения БЛА.

На этапе посадки БЛА в качестве опорной точки используются географические координаты центра посадочной площадки. Поскольку в фильтре Калмана коррекция параметров линейного движения выполняется в плоских координатах относительно опорной точки, возможно выполнить замену данных бортового приёмника СРНС данными локальной системы позиционирования, которая определяет координаты относительно центра посадочной площадки. С этой целью введём локальную систему позиционирования, обеспечивающую вычисление местоположения БЛА относительно центра посадочной площадки. Для посадки БЛА в контейнер автономного базирования необходимо знать кратчайшее расстояние от центра БЛА до центра посадочной площадки (линия визирования), а также её проекцию на оси СК  $F^U$ .

Пусть ориентация связанной с линией визирования правосторонней системы координат  $F^v$  относительно подвижной Земной системы координат  $F^u$  описывается кватернионом  $M$ . Начало  $F^v$  совпадает с центром масс БЛА, ось  $X$  совпадает с линией визирования (рисунок 3.3).

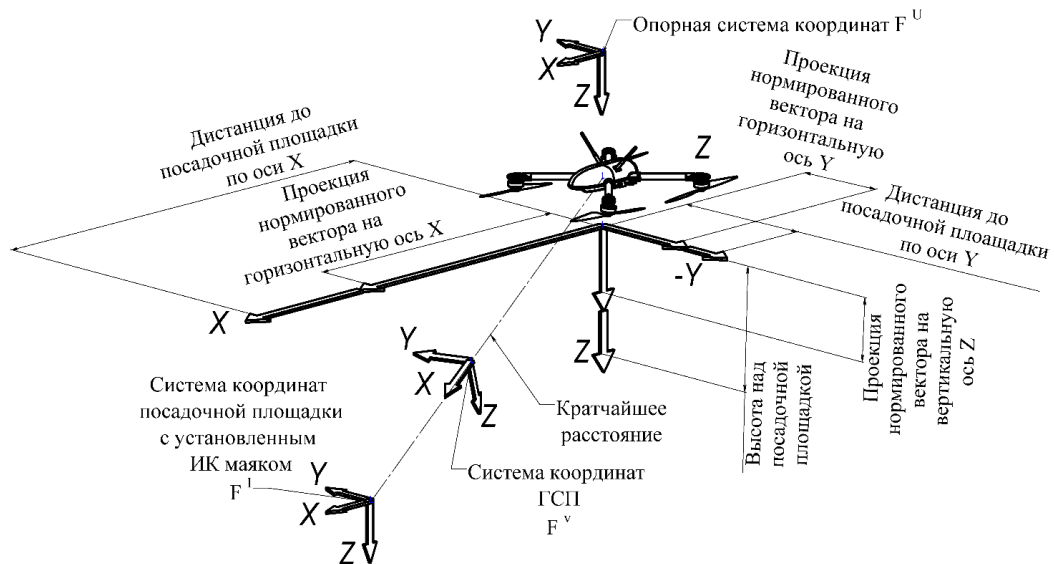


Рисунок 3.3 – Определение координат БЛА относительно посадочной площадки

Кратчайшее расстояние в проекции на оси  $F^v$  выражается вектором:

$$\vec{R}^v = (l, 0, 0), \quad (3.22)$$

где:  $l$  – расстояние от центра БЛА до центра посадочной площадки.

Определим проекцию линии визирования на оси подвижной Земной СК:

$$\vec{R}^U = \tilde{M} \circ \vec{R}^v \circ M, \quad (3.23)$$

где:  $\vec{R}^U$  – искомые координаты БЛА относительно посадочной площадки.

Однако, в условиях реальной эксплуатации БЛА параметр  $l$  неизвестен. Поэтому необходимо по косвенным измерениям оценить вектор  $\vec{R}^U$ . Для этого выполним проекцию единичного вектора на оси подвижной Земной СК:

$$\vec{r}^u = \tilde{M} \circ \vec{r}^v \circ M, \quad (3.24)$$

где  $\vec{r}^v = (1, 0, 0)$ .

Осуществим переход от проекции единичного вектора  $\vec{r}^u$  на оси  $F^U$  к искомым координатам относительно посадочной площадки  $\vec{R}^U$ :

$$\vec{R}^U = \vec{r}^u \cdot b, \quad (3.25)$$

где:  $b$  – масштабный коэффициент.

Зная значение любой из компонент вектора  $\vec{R}^U$  можно вычислить коэффициент  $b$ . Вертикальную компоненту вектора  $\vec{R}_z^U$  определим с помощью высотомера (барометрического, лазерного, ультразвукового). Тогда:

$$b = R_z^U / r_z^U \quad (3.26)$$

где:  $r_z^U$  – высота БЛА над посадочной площадкой.

Таким образом, уравнение (3.24) используется для проекции единичного вектора на оси подвижной Земной СК, уравнение (3.26) – для нахождения масштабного коэффициента, уравнение (3.25) – для вычисления фактической дальности БЛА от центра посадочной площадки.

Для реализации предложенного метода на практике, предлагается использовать:

– ИК маяк, размещённый в центре посадочной площадки;

- размещённый на БЛА гиростабилизированный подвес (ГСП), имеющий 3 вращательные степени свободы;
- квадрантный датчик.

Квадрантный датчик состоит из 4-х фоточувствительных элементов с взаимно перекрывающимися диаграммами направленности (рисунок 3.4), что позволяет выполнить его наведение на источник инфракрасного излучения по сигналам фоточувствительных элементов.

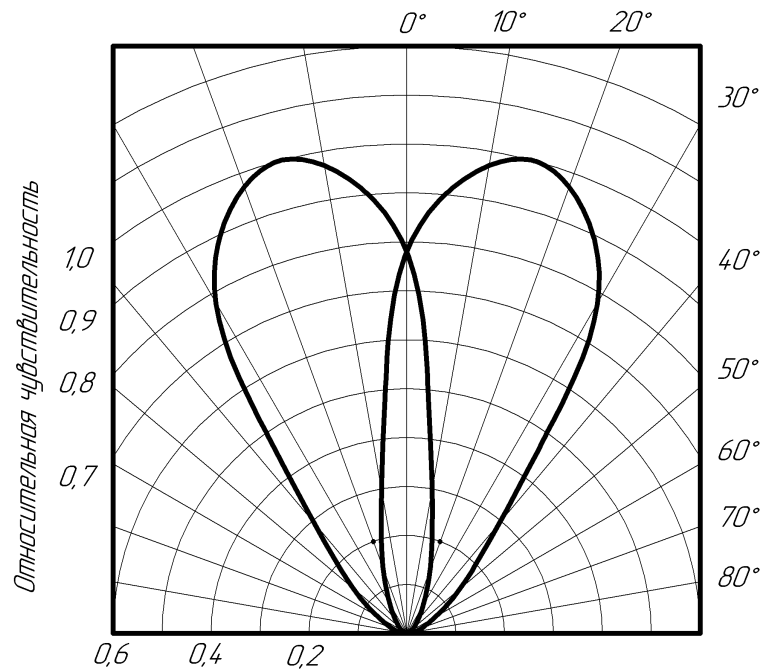


Рисунок 3.4 – Диаграмма направленности квадратного датчика в горизонтальной и вертикальной плоскостях

Гиростабилизированный подвес является электромеханическим устройством, выполняющим удержание заданного углового положения независимо от перемещений БЛА. С целью определения ориентации линии визирования на ИК маяк в режиме реального времени, установим квадрантный датчик на ГСП.

При выходе БЛА в зону посадки на заданной высоте необходимо выполнить поиск ИК маяка и его сопровождение для обеспечения вычисления местоположения относительно центра посадочной площадки без использования сигналов СРНС.

Задача поиска посадочной площадки гиросtabilизированным подвесом сводится к формированию его движения способом, обеспечивающим сканирование области предполагаемого нахождения ИК маяка.

Чтобы обеспечить полное перекрытие зоны предполагаемого нахождения ИК маяка, необходимо изменять заданные углы тангажа  $\mathcal{G}$  и азимута  $\psi$  гиросtabilизированного подвеса. Значения углов  $\mathcal{G}_{\min}, \mathcal{G}_{\max}$  и  $\psi_{\min}, \psi_{\max}$ , а также скорости их изменения  $\omega_{\mathcal{G}}$  и  $\omega_{\psi}$  зависят от диаграммы направленности квадрантного датчика, высоты БЛА над сканируемой поверхностью и диаграммы направленности ИК маяка (рисунок 3.4).

Углы  $\mathcal{G}$  и  $\psi$  задаются в земной подвижной системе координат БЛА  $F^U$  следующим образом:

$$\begin{cases} \mathcal{G}_n = \mathcal{G}_{n-1} + \omega_{\mathcal{G}}^U \cdot \Delta t_s, \\ \varphi_n = \varphi_{n-1} + \omega_{\varphi}^U \cdot \Delta t_s, \\ \psi_n = \psi_{n-1} + \omega_{\psi}^U \cdot \Delta t_s, \end{cases} \quad (3.27)$$

где:  $\mathcal{G}_n, \varphi_n$  и  $\psi_n$  – заданные углы тангажа, крена и азимута соответственно;  $\omega_{\mathcal{G}}^U, \omega_{\varphi}^U$  и  $\omega_{\psi}^U$  – заданные угловые скорости по тангажу, крену и азимуту соответственно;  $\Delta t_s$  – период вычисления заданных углов тангажа и азимута.

В режиме поиска угол крена  $\varphi_n$  и угловая скорость  $\omega_{\varphi}^U$  равны 0.

Система стабилизации полезной нагрузки использует управление по компонентам кватерниона рассогласования, вычисленного в Земной подвижной системе координат  $F^U$  [25, 124]:

$$M_{err} = M \circ \tilde{M}_d \quad (3.28)$$

где:  $M$  – кватернион текущей пространственной ориентации полезной нагрузки;  $\tilde{M}_d$  – сопряжённый кватернион заданной пространственной ориентации;

Тогда, для формирования заданного кватерниона пространственной ориентации используем [124]:

$$\begin{cases} M_d = R \circ P \circ Y, \\ R = (1, 0, 0, 0), \\ P = \left(\cos \frac{\vartheta_n}{2}, 0, \sin \frac{\vartheta_n}{2}, 0\right), \\ Y = \left(\cos \frac{\psi_n}{2}, 0, 0, \frac{\psi_n}{2}\right), \end{cases} \quad (3.29)$$

где:  $R, P$  и  $Y$  – кватернионы, описывающие поворот на угол крена, тангажа и азимута соответственно,  $\vartheta_n$  и  $\psi_n$  – заданные углы тангажа и азимута.

Критерием завершения сканирования и перехода в режим сопровождения является идентификация ИК маяка, осуществляемая по сигналам 4-х фотоприёмников квадрантного датчика.

Режим сопровождения обеспечивает совмещение оптической оси квадрантного датчика с прямой, проходящей через начало связанной с ГСП системой координат  $F^v$  и началом системы координат  $F^I$ , связанной с посадочной площадкой (рисунок 3.3).

Заданная ориентация ГСП формируется таким образом, чтобы уровни сигналов  $\lambda_i$  фоточувствительных элементов квадрантного датчика  $i \in [1; 4]$  оказались равны. Определим сигналы рассогласования в связанной с ГСП системе координат  $F^v$ :

$$\begin{cases} \text{если } (\lambda_1 + \lambda_2) > (\lambda_3 + \lambda_4), \text{ то } \gamma_y = \frac{\lambda_3 + \lambda_4}{\lambda_1 + \lambda_2}; \\ \text{если } (\lambda_1 + \lambda_2) < (\lambda_3 + \lambda_4), \text{ то } \gamma_y = -\frac{\lambda_1 + \lambda_2}{\lambda_3 + \lambda_4}; \\ \text{если } (\lambda_2 + \lambda_3) > (\lambda_1 + \lambda_4), \text{ то } \gamma_z = \frac{\lambda_1 + \lambda_4}{\lambda_2 + \lambda_3}; \\ \text{если } (\lambda_2 + \lambda_3) < (\lambda_1 + \lambda_4), \text{ то } \gamma_z = -\frac{\lambda_1 + \lambda_4}{\lambda_2 + \lambda_3}, \end{cases} \quad (3.30)$$

где:  $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3, \lambda_4$  – амплитуды сигналов 4-х фоточувствительных датчиков;  $\gamma_y$  – сигнал рассогласования по тангажу;  $\gamma_z$  – сигнал рассогласования по азимуту.

Для формирования угловой скорости в режиме сопровождения ИК маяка воспользуемся функцией наведения [130]:

$$\begin{cases} \omega_\phi^s = 0; \\ \omega_g^s = f \cdot \operatorname{sgn}(\gamma_y)(1 - |\gamma_y|)^k; \\ \omega_\psi^s = f \cdot \operatorname{sgn}(\gamma_z)(1 - |\gamma_z|)^k, \end{cases} \quad (3.31)$$

где:  $\omega_g^s$  и  $\omega_\psi^s$  – заданная с помощью функции наведения угловая скорость по тангажу и азимуту соответственно в связанной с ГСП СК  $F^v$ ;  $k$  – показатель степени в диапазоне  $0.5 < k < 1$ ;  $f$  – положительный коэффициент.

Для применения полученных значений угловой скорости в (3.27) необходимо выполнить проекцию вектора  $\vec{\omega}^s = (\omega_\phi^s, \omega_g^s, \omega_\psi^s)$  из  $F^v$  в Земную подвижную систему координат  $F^U$ :

$$\vec{\omega}^U = M \circ \vec{\omega}^s \circ \tilde{M}. \quad (3.32)$$

Уравнения (3.27 – 3.29) используются для управления гиросtabilизированным подвесом. В режиме сопровождения ИК маяка угловые скорости движения гиросtabilизированного подвеса вычисляются с использованием уравнений (3.30 – 3.32).

В режиме сопровождения кватернион, описывающий ориентацию ГСП, соответствует кватерниону  $M$ , который используется в уравнении (3.23). Таким образом, зная высоту БЛА над посадочной площадкой, возможно вычислить местоположение БЛА относительно ИК маяка с использованием уравнений (3.24 – 3.26).

Данные, полученные от предложенной системы позиционирования, используются в фильтре Калмана в уравнении (3.13) для выполнения коррекции

инерциального метода счисления пути. С целью повышения точности оценки местоположения БЛА, необходимо в фильтре Калмана использовать измеренную скорость, для получения которой применяется численное дифференцирование местоположения  $\tilde{R}^U$ .

### Выводы по третьему разделу

Раздел содержит основные научные результаты, полученные при решении второй, третьей и четвертой частных научных задач исследования.

1) Проведен анализ погрешностей оценки местоположения бортовым приемником СРНС при различных состояниях навигационного поля. Установлено, что для практики эксплуатации БЛА достаточно классифицировать следующие состояния навигационного поля: нормальное состояние; незначительное искажение; искаженное состояние.

При отсутствии искажений, данные бортового приемника СРНС могут использоваться для коррекции инерциального счисления пути на любом этапе полетного задания. При незначительном искажении, погрешность может достигать 20-ти метров, что позволяет использовать данные СРНС для коррекции на высоте, выше которой исключено столкновение с индустриальными или природными объектами. При искаженном состоянии, данные СРНС не могут быть использованы независимо от участка полетного задания.

2) Разработан алгоритм идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов, который в отличие от известных, использует вектор невязки навигационного решения в качестве одного из критериев определения факта помехового воздействия. Предложенное решение позволяет исключить ложные срабатывания определения факта искажения при

маневрировании БЛА. Другой особенностью разработанного алгоритма является использование опорного значения местоположения по вертикальной оси, которое вычисляется навигационной системой БЛА с использованием барометрического датчика и вертикальной оси вектора линейных ускорений. Мониторинг в режиме реального времени расхождения опорного значения высоты и её оценки, полученной от приемника СРНС, позволяет повысить достоверность определения факта помехового воздействия, а также идентифицировать постепенное увеличение ошибки оценки координат без требований выполнения особых маневров БЛА, таких как зависание в одной точке для сбора статистических данных от приемника СРНС.

3) Проведена статистическая обработка экспериментальных данных для классификации следующих состояний навигационного поля: нормальное состояние, незначительное искажение и искаженное состояние. В разработанном алгоритме, спуфинг координат рассматривается как искаженное состояние навигационного поля. Полученные результаты позволяют определять как вход БЛА в зону помехового воздействия, так и выход из этой зоны.

4) При постепенном нарастании помехового воздействия на бортовой приемник СРНС, алгоритм идентификации имеет временную задержку определения факта помехового воздействия, что приводит к использованию недостоверных данных СРНС для коррекции инерциального метода счисления пути. Для решения данной задачи впервые исследован промежуток времени между фактическим началом помехового воздействия и идентификацией данного факта бортовым вычислителем. Разработан метод восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых навигационных сигналов, позволяющий исключить недостоверные данные бортового приемника СРНС из оценки параметров линейного движения БЛА за указанный промежуток времени.

5) Посадка БЛА является наиболее сложным и ответственным этапом полетного задания. С целью обеспечения требуемой точности позиционирования БЛА для



посадки на площадку ограниченного размера в условиях отсутствия достоверных сигналов спутников навигации разработан метод вычисления параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата в условиях отсутствия сигналов спутниковых радионавигационных систем на этапе посадки.

б) Впервые для определения местоположения БЛА мультироторного типа относительно посадочной площадки использован квадрантный датчик, размещённый на гиросtabilизированном подвесе. Введена дополнительная система координат (рисунок 3.3) и разработан способ формирования заданной пространственной ориентации гиросtabilизированного подвеса для сканирования области предполагаемого нахождения ИК маяка на посадочной площадке, а также его сопровождения по сигналам квадрантного датчика в режиме реального времени. В отличие от известных методов вычисления локальных координат, применена алгебра кватернионов для определения местоположения БЛА относительно ИК маяка, расположенного на посадочной площадке. Особенностью предложенного метода является обеспечение 3-х режимов работы бортовой навигационной системы с бесшовным переключением между ними: без коррекции по сигналам СРНС; с использованием коррекции по сигналам СРНС; с использованием данных локальной системы позиционирования на этапе посадки БЛА. Бесшовное переключение позволяет в рамках одного полетного задания выполнять навигацию как при наличии полного приборного обеспечения, так и в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников. При этом, в отличие от известных методов, не накладываются ограничения на последовательность переключения режимов что позволяет:

а) избежать ввода дополнительных состояний в системе управления БЛА и, тем самым, повысить надежность эксплуатируемого комплекса;

б) уменьшить сложность интеграции предложенного метода в существующие навигационные системы.

Материалы и результаты данного раздела диссертации опубликованы в статьях [12-13, 26], получен патент на изобретение [37]. Отдельные результаты обсуждались на конференциях и опубликованы в соответствующих сборниках [19, 24].

## **Глава 4. Практические рекомендации и сравнительные характеристики повышения точности позиционирования БЛА на этапах взлёта/посадки в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников**

Данный раздел посвящен подтверждению решения частных научных задач исследования, а также выработке практических рекомендаций применения предложенных методов и алгоритма на практике.

### **4.1. Практические рекомендации применения метода компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей**

С целью повышения точности выходного сигнала инерциальных измерителей разработан способ автоматизации калибровки датчиков бесплатформенной инерциальной навигационной системы роботизированного беспилотного летательного аппарата [39], типовая структурная схема которого приведена на рисунке 4.1.

Представленная распределенная система состоит из следующих основных блоков:

- 1) – база данных;
- 2) – подсистема обработки сообщений протокола WebSockets;
- 3) – подсистема обработки пользовательских HTTP запросов и запросов к REST API;
- 4) – брокер сообщений для поддержки широковещательной отправки данных с помощью протокола WebSockets;
- 5) – Web-сервер системы;

- 6) – Web-браузер оператора на рабочей станции оператора;
- 7) – сервис системы для взаимодействия с БИНС;
- 8) – сервис системы для взаимодействия с поворотно-наклонным испытательным стендом (калибровочным столом);
- 9) – бесплатформенная инерциальная навигационная система РБЛА;
- 10) – калибровочный стол (поворотно-наклонный испытательный стенд).

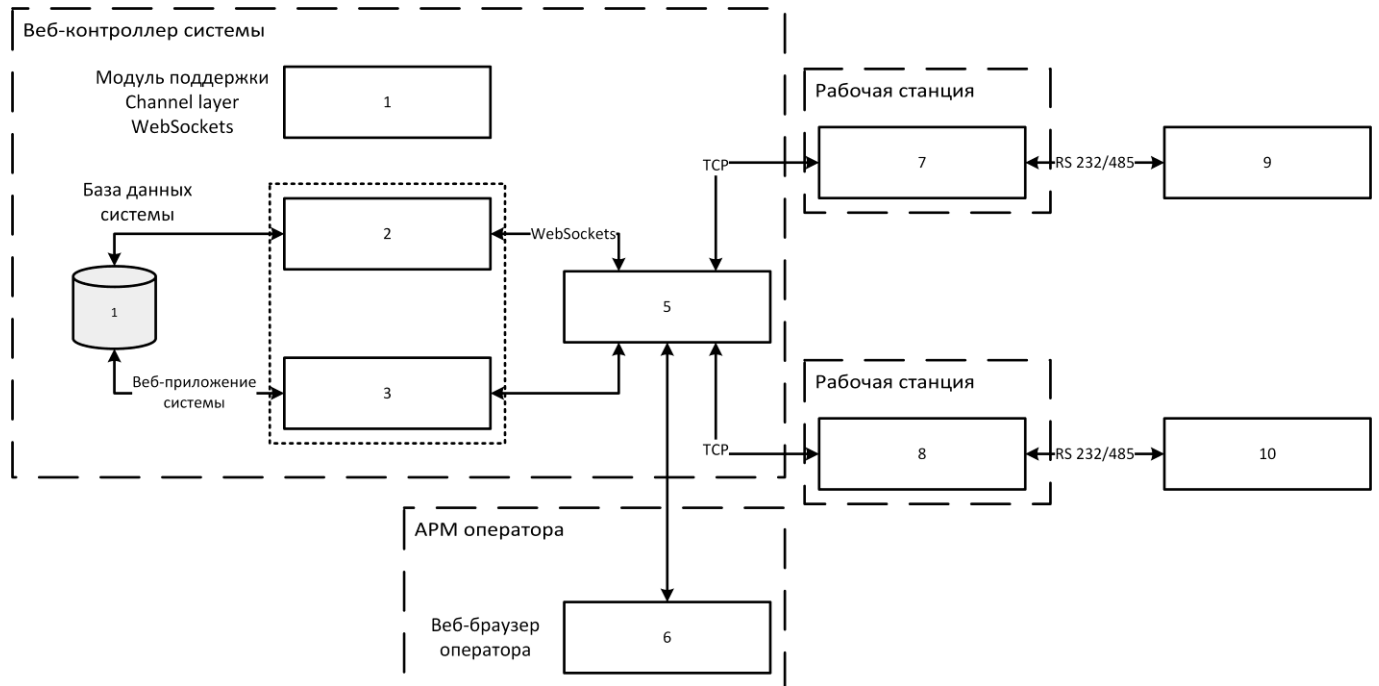


Рисунок 4.1 – Типовая структурная схема распределенной информационной системы, на базе которой реализован способ автоматизированной калибровки датчиков

На рисунке 4.2 приведена модель «сущность-связь» базы данных информационной системы.

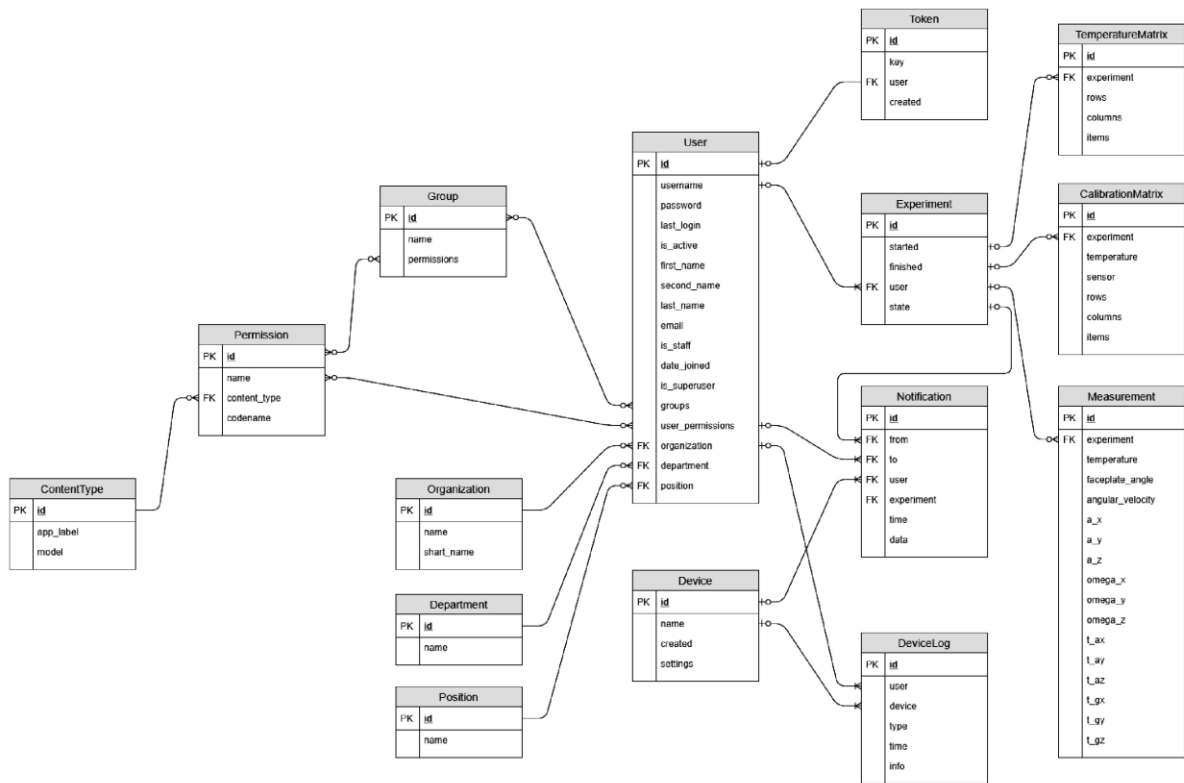


Рисунок 4.2 – Модель «сущность–связь» объектов базы данных распределенной информационной системы

Используя метод компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей (разд. 2) и распределенную информационную систему (рисунки 4.1 – 4.2), получен способ автоматизации калибровки датчиков бесплатформенной инерциальной навигационной системы роботизированного беспилотного летательного аппарата [39], позволяющий выполнять калибровки ДУС и акселерометров внутри заданного температурного диапазона.

С целью проверки процесса калибровки, реализована проверка, суть которой заключается в умножении исходных измерений ДУС  $U_{\omega}$  и акселерометра  $U_a$  на вычисленные калибровочные матрицы  $M_{\omega}^{cal}$  и  $M_a^{cal}$  соответственно. Полученные нормированные измерения сравниваются с допустимым отклонением от эталонных значений:

$$\begin{aligned} (U_{\omega} \cdot M_{\omega}^{cal}) &\leq \Delta A_{\omega}^{\text{don}}, \\ (U_a \cdot M_a^{cal}) &\leq \Delta A_a^{\text{don}}, \end{aligned} \quad (4.1)$$

где:  $\Delta A_{\omega}^{\text{don}}$  и  $\Delta A_a^{\text{don}}$  – допустимые отклонения нормированных измерений ДУС и акселерометра от эталонных значений.

Выполнение условия (4.1) гарантирует корректность проведенного процесса калибровки.

Результат применения практических рекомендаций метода компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей приведен на рисунке 4.3.

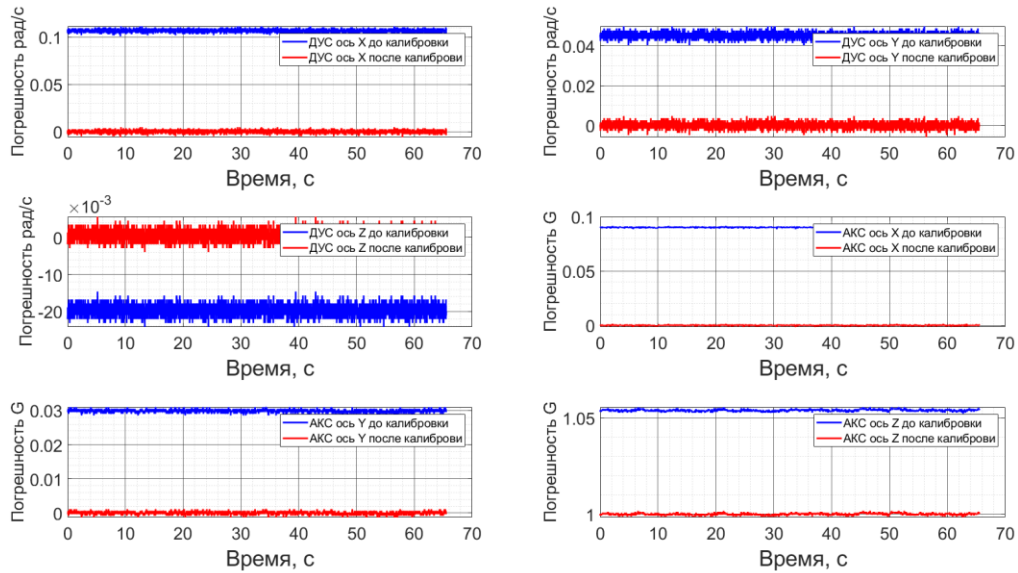


Рисунок 4.3 – Смещение выходного сигнала ДУС и акселерометра до и после компенсации инструментальных погрешностей

После проведения калибровки, отклонения измерений ДУС и акселерометра относительно эталонного воздействия составили:

$$\begin{cases} \Delta \omega_x = |0,001409| \text{ рад/с;} \\ \Delta \omega_y = |0,004992| \text{ рад/с;} \\ \Delta \omega_z = |0,005400| \text{ рад/с;} \end{cases} \quad \begin{cases} \Delta a_x = |0,00014436| \text{ G;} \\ \Delta a_y = |0,00041379| \text{ G;} \\ \Delta a_z = |0,0015671| \text{ G.} \end{cases}$$

## 4.2. Практические рекомендации обеспечения номинальных температурных режимов радиоэлектронного оборудования БЛА

В малых БЛА бортовое электронное оборудование размещено внутри замкнутого объема с минимальным тепловым обменом с окружающей средой, что может привести к перегреву отдельных элементов электронного оборудования. Проблема перегрева особенно актуальна при эксплуатации в жарком климате при воздействии прямых солнечных лучей.

С целью обеспечения номинального температурного режима работы радиоэлектронного оборудования, разработан способ охлаждения беспилотного летательного аппарата и устройство для его осуществления [38].

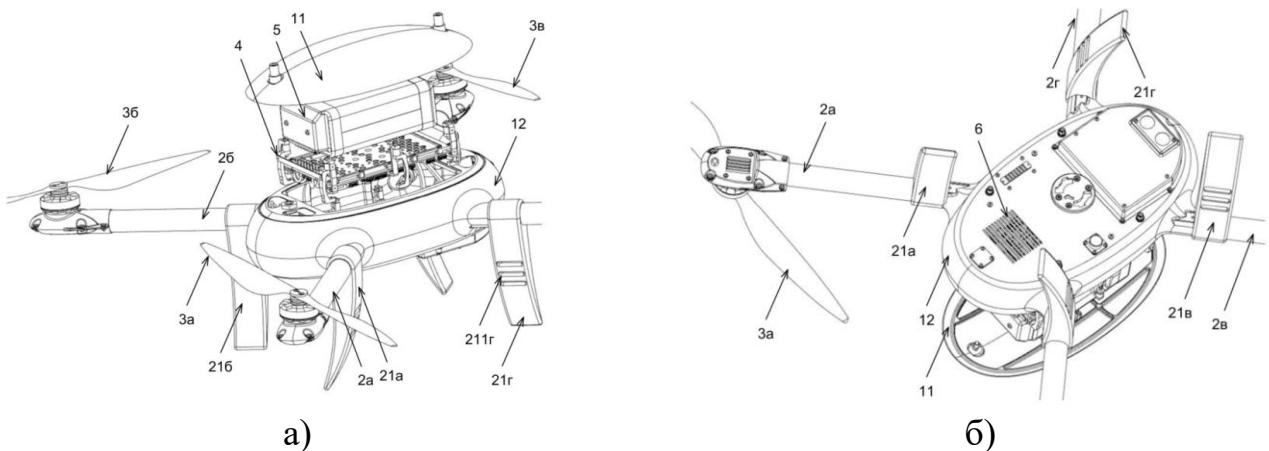


Рисунок 4.4 – Способ охлаждения БЛА: а) вид сбоку; б) вид снизу

Способ обеспечивает поток воздуха из внешней воздушной среды в корпус БЛА через посадочное шасси аэродинамического профиля за счет пониженного давления, вызванного работой винтомоторной группы. Нагретый воздух выходит через решетчатое отверстие снизу корпуса БЛА. Применение предложенного способа в корпусе БЛА позволяет снизить среднюю температуру радиоэлектронного оборудования на 5 градусов (рисунок 4.5).

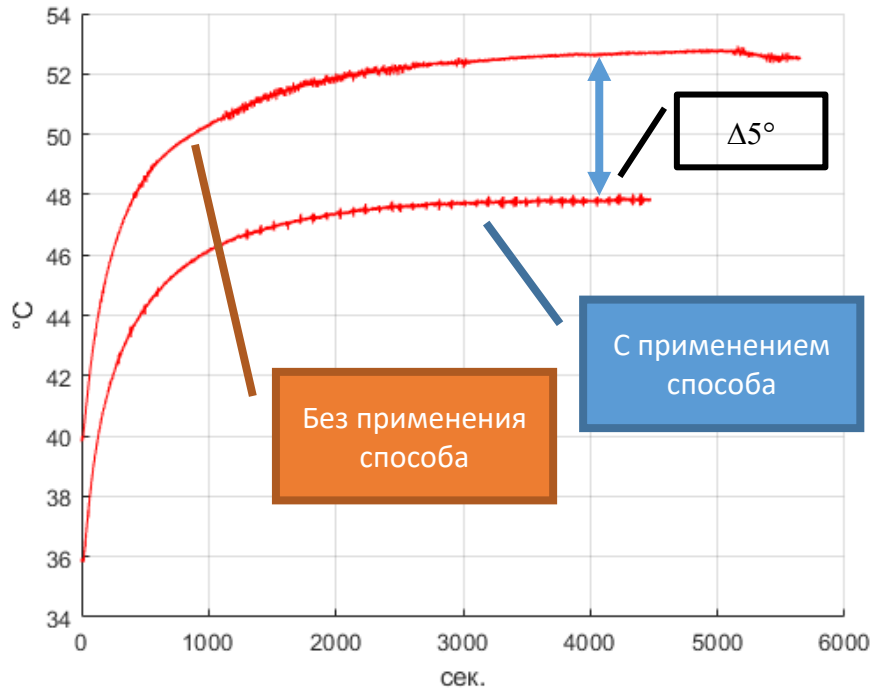


Рисунок 4.5 – Средняя температура корпуса БЛА

#### 4.3. Практические рекомендации уменьшения погрешностей выходного сигнала инерциальных измерителей, связанных с вибрацией корпуса

АЧХ вибраций корпуса БЛА связана с его конструктивными особенностями. Из этого следует, что внесение конструктивных изменений с минимальными издержками возможно только до запуска серийного производства. Таким образом, необходимо в процессе проектирования выполнять периодические вибрационные испытания как отдельных элементов конструкции, так и корпуса БЛА в целом.

Для построения АЧХ корпуса рекомендуется использовать программу для ЭВМ «Частотный анализатор вибраций корпуса мультироторного БЛА» [31] и параметр «декремент затухания» для определения отклика механической конструкции на внешнее возбуждение.



Проведение вибрационных исследований на стадии опытно-конструкторских работ позволило уменьшить погрешность выходного сигнала акселерометра, связанную с вибрацией корпуса на  $0,016 \text{ м/с}^2$  (рисунок 4.6) за счет усиления центрального узла и применения объемно-замкнутой конструкции.

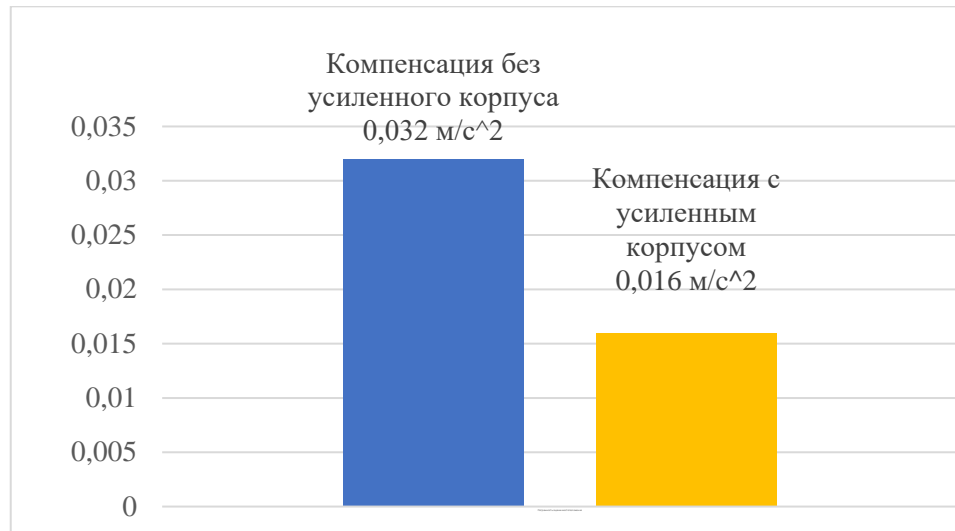


Рисунок 4.6 – Погрешность акселерометра, связанная с вибрацией корпуса БЛА

#### 4.4. Сравнительная характеристика метода компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей

Экспериментальные исследования показали, что компенсация неортогонального расположения осей чувствительности, смещений нуля, масштабных коэффициентов и температурной зависимости блока чувствительных элементов позволила сократить погрешность инерциального метода счисления пути на 298 м. Уменьшение амплитуды вибраций и обеспечение линейного отклика конструкции БЛА на внешнее возбуждение позволило дополнительно сократить погрешность на 52 м (рисунок 4.7).

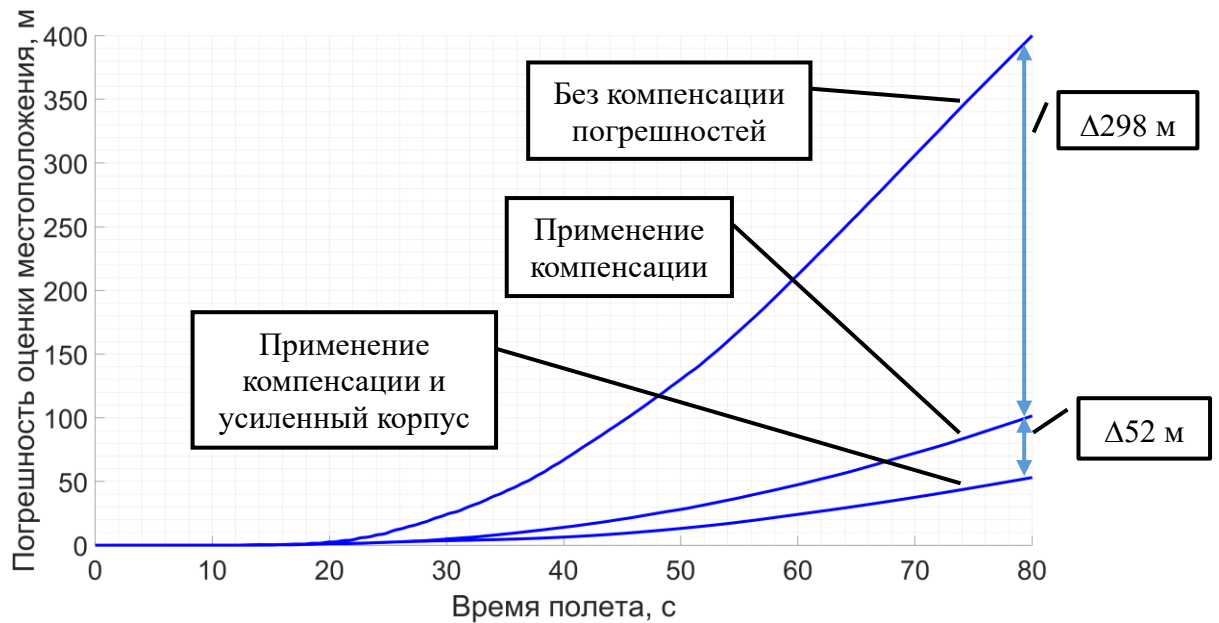


Рисунок 4.7 – Сравнительная характеристика метода компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей

#### 4.5. Использование алгоритма идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов

В процессе выполнения полетного задания, БЛА может попадать в зоны помехового воздействия на бортовой приемник СРНС. В этом случае необходимо отключать коррекцию инерциального метода счисления пути по сигналам бортового приемника СРНС, что требует своевременного определения факта искажения сигналов навигационных спутников. Для мониторинга состояния навигационного поля в режиме реального времени бортовым вычислителем разработан алгоритм определения помехового воздействия на бортовой приемник СРНС. С целью повышения достоверности определения факта помехового воздействия, предложенный алгоритм, в отличие от способа [29], использует вектор невязки навигационного решения вместо экстраполяционного полинома, что исключает

ложные срабатывания при маневрировании БЛА. Другой отличительной особенностью алгоритма является использование выделенного вертикального канала оценки местоположения в качестве опорного значения высоты, что повышает достоверность определения факта искажения, а также обеспечивает идентификацию спуфинга координат без необходимости зависания БЛА в одной точке на 3 с и более.

Экспериментальные исследования показали, что разработанный алгоритм определяет факт помехового воздействия на 7 с быстрее чем бортовой приёмник СРНС выдает потребителю соответствующий маркер (рисунок 4.8).

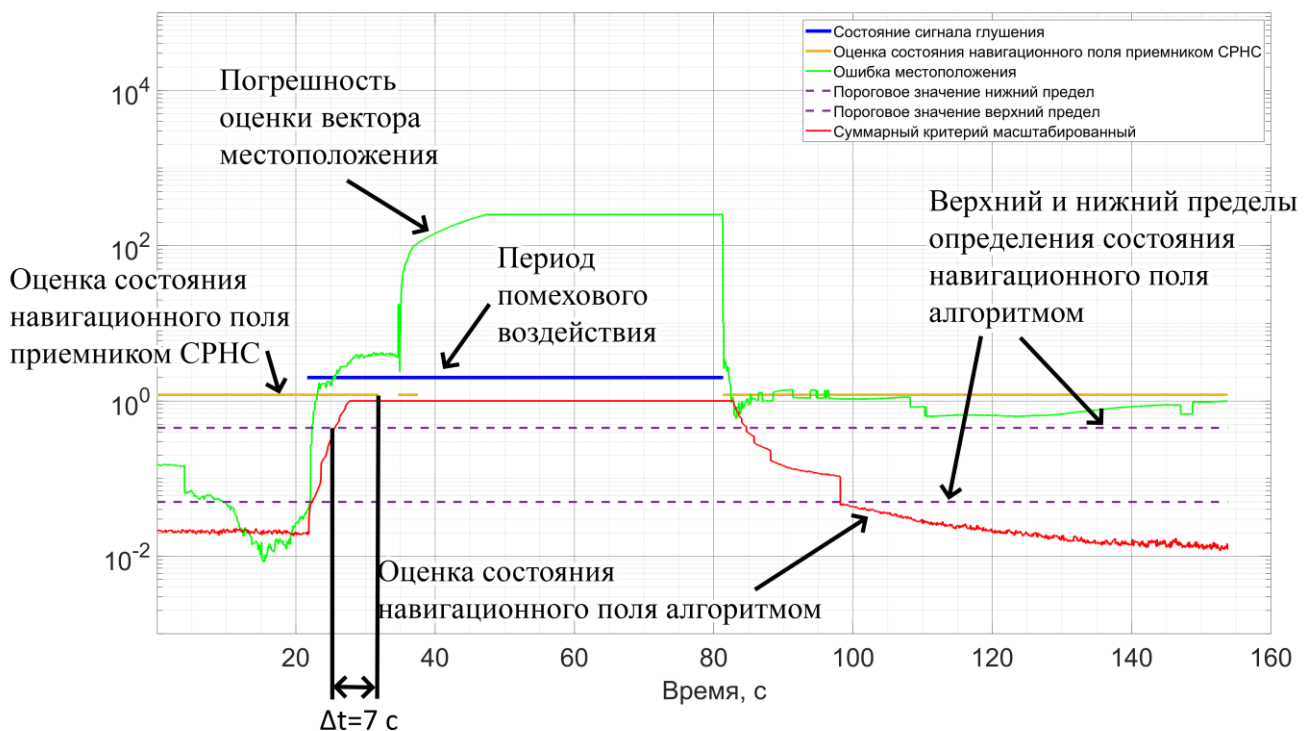


Рисунок 4.8 – Сравнительная характеристика алгоритма определения помехового воздействия на бортовой приёмник СРНС

#### 4.6. Использование метода восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов

Программная реализация метода восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов позволяет исключить недостоверные сигналы СРНС из контура навигационной системы БЛА.

Покажем эффективность предложенного метода и его программной реализации на примере БЛА «Альбатрос СКФУ», имитационная модель которого представлена в [18]. Будем считать, что известны следующие параметры:

- время начала искажения сигналов СРНС, которое составляет 120 с;
- величина искажения сигналов СРНС при помеховом воздействии, которая инкрементировалась с частотой 10 Гц на величину  $0,000045^\circ$  для долготы и  $0,000027^\circ$  для широты;
- время буферизации вектора невязки в режиме скользящего окна  $\Delta t_{\max} = 20$  с;
- время идентификации помехового воздействия  $\Delta(t_2 - t_1) = 3$  с.

Требуется определить величину погрешности вектора местоположения  $\Delta \vec{P}_{err}^{nav}$  после преодоления зоны помехового воздействия.

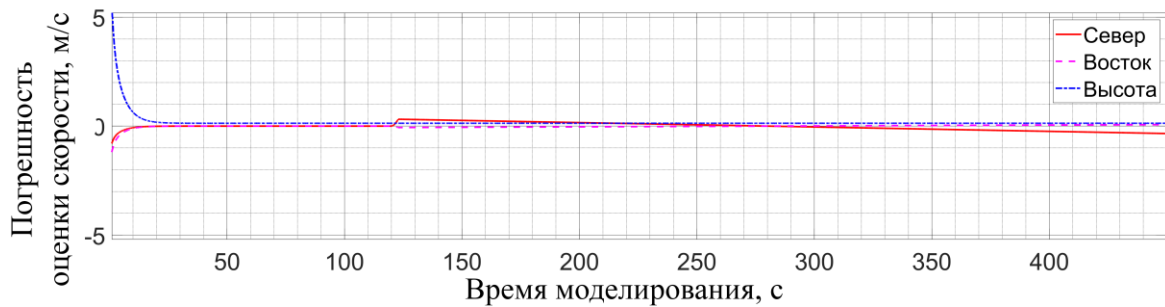
Ограничения: время идентификации факта помехового воздействия не превышает 20 с.

На рисунке 4.9 приведены результаты моделирования без применения программной реализации предложенного метода. На 123 с, система отключает коррекцию до конца моделирования и выполняет оценку параметров движения только

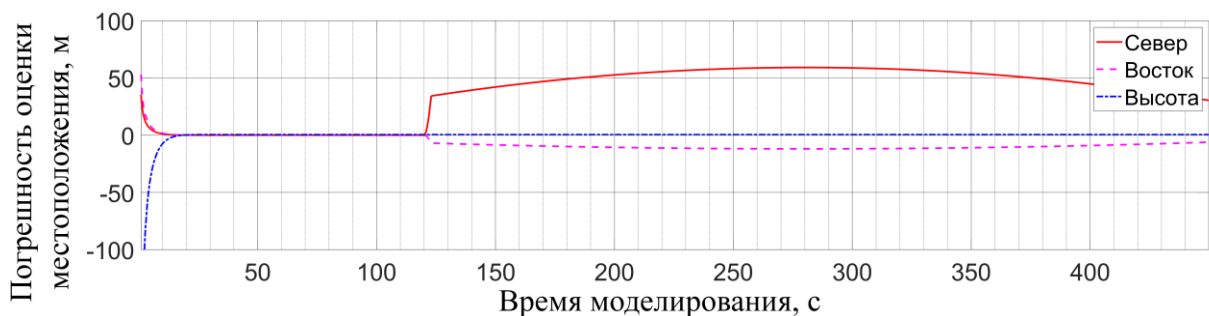
инерциальным методом счисления пути. Анализ результатов показал, что максимальная погрешность позиционирования достигает 59,094 м для северного направления и 6,142 м для восточного.

Скорость нарастания погрешности позиционирования максимальна на промежутке времени между фактическим началом помехового воздействия и идентификацией данного факта бортовым вычислителем. Компенсация погрешностей вертикального канала выполнялась с помощью барометрического высотомера, поэтому ухудшения точности определения высоты при помеховом воздействии на приемник СРНС не наблюдается.

На рисунке 4.10 представлены результаты моделирования с применением программной реализации предложенного метода в контуре системы навигации. Параметры моделирования идентичны случаю на рисунке 4.9.

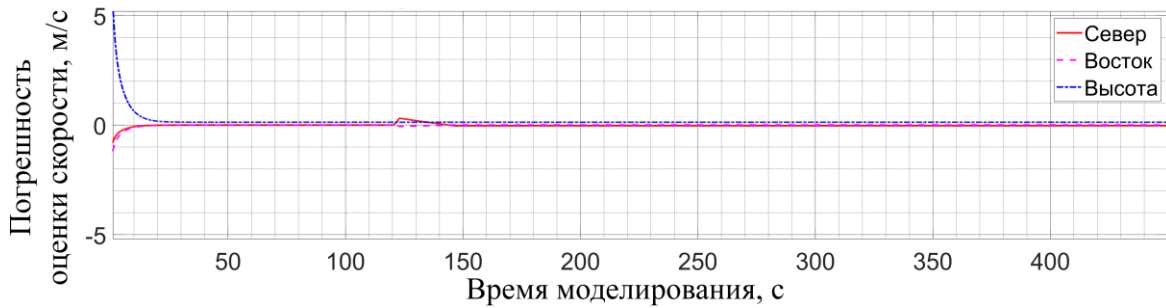


а)

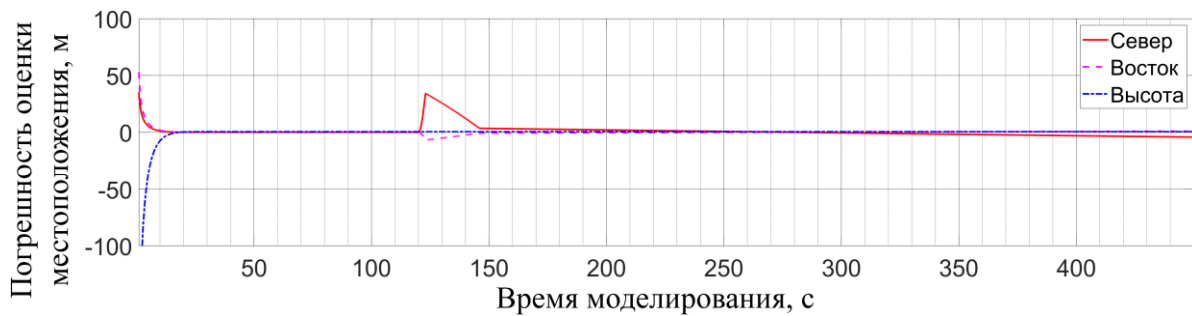


б)

Рисунок 4.9 – Результаты имитационного моделирования БЛА «Альбатрос СКФУ» без применения предложенного метода: а) погрешность оценки вектора скорости; б) погрешность оценки вектора местоположения



а)



б)

Рисунок 4.10 – Результаты имитационного моделирования БЛА «Альбатрос СКФУ» с применением предложенного метода: а) погрешность оценки вектора скорости; б) погрешность оценки вектора местоположения

Вычитание вектора невязки из вектора пространства состояний фильтра Калмана начинается на 123 с моделирования и продолжается до 146 с. После завершения восстановления вектора пространства состояний, программная реализация метода переключилась в заблокированный режим до конца проведения моделирования. Для данного случая, максимальная погрешность позиционирования составила 3,337 м и 0,869 м для северного и восточного направлений соответственно.

С целью сравнения полученного улучшения точности позиционирования в условиях помехового воздействия, результат моделирования без буферизации и с её применением для БЛА «Альбатрос СКФУ» представлены в виде диаграммы (рисунок 4.11).

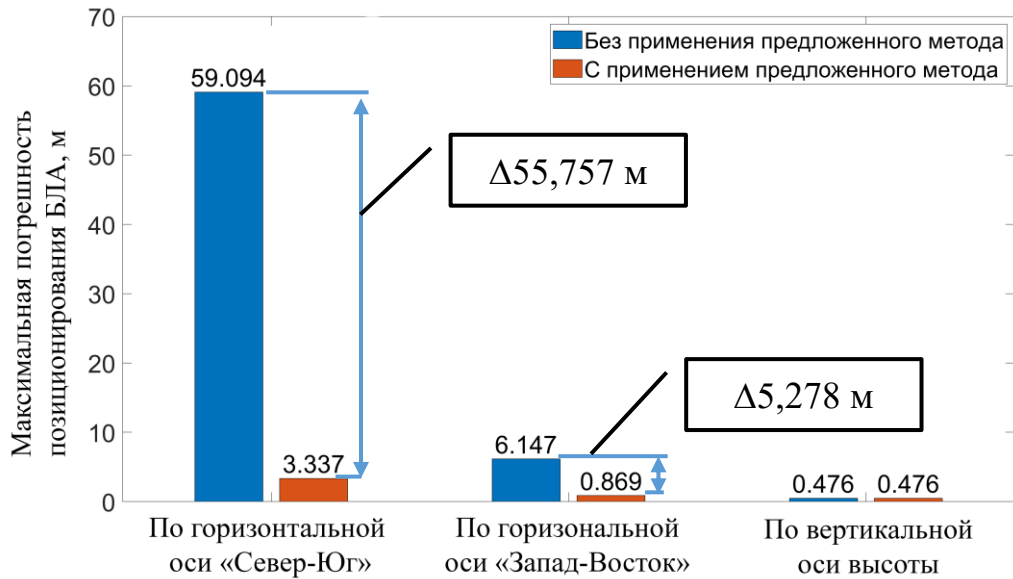
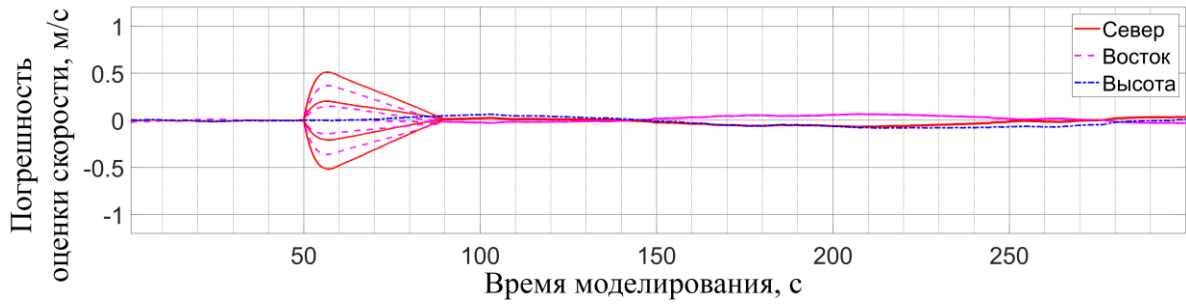


Рисунок 4.11 – Сравнение погрешностей позиционирования БЛА «Альбатрос СКФУ» после идентификации помехового воздействия

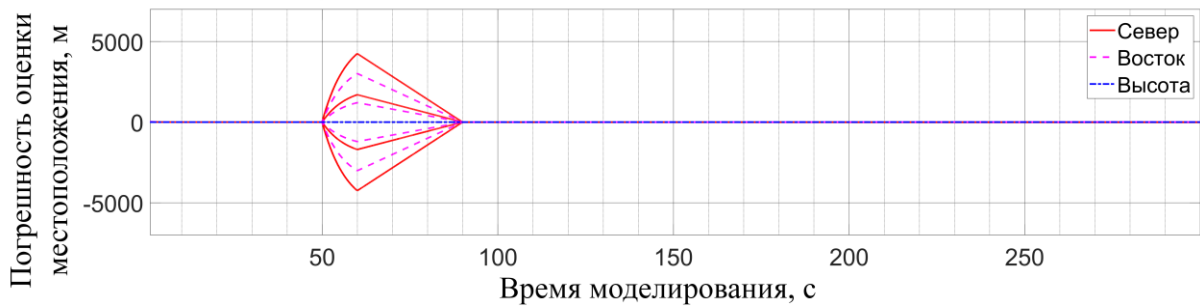
Повышение точности позиционирования с применением программной реализации предложенного метода в рассматриваемом сценарии составило  $|\Delta x| = 55,757$  м,  $|\Delta y| = 5,278$  м.

С целью показать инвариантность разработанного метода к величине и знаку помехового воздействия на бортовой приемник СРНС, времени идентификации факта помехового воздействия бортовым вычислителем и переходной характеристике алгоритма коррекции проведено имитационное моделирование.

На рисунке 4.12 представлены результаты имитационного моделирования с применением программной реализации предложенного метода, в которых величина погрешности СРНС изменялась с 3-мя промежуточными точками в диапазоне  $\Delta \vec{P}_{gnss}^{err} \in [-0,005^\circ; +0,005^\circ]$ . Помеховое воздействие начиналось на 50 с, и длилось 10 с. Анализ результатов показывает, что при помеховом воздействии, погрешность оценки местоположения не превышает 5 м на 90 с.



а)



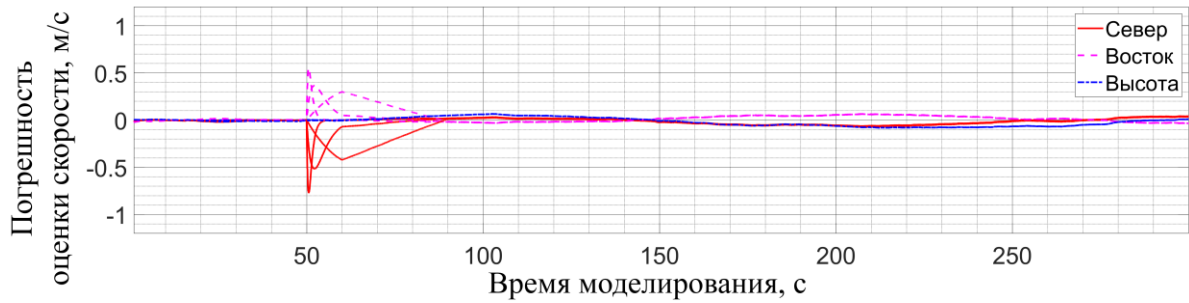
б)

Рисунок 4.12 – Варьирование смещения координаты: а) погрешность оценки вектора скорости; б) погрешность оценки вектора местоположения

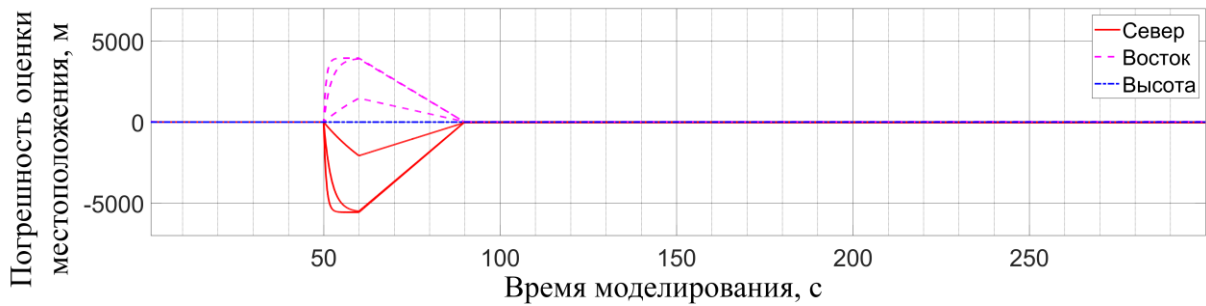
Покажем инвариантность метода к переходной характеристике фильтра. Используем граничные величины смещения  $\Delta P_{gnss}^{err}$ , а именно  $-0,005^\circ$  для долготы и  $+0,005^\circ$  для широты. Переходная характеристика фильтра Калмана задается матрицей коэффициентов усиления  $K$ , которая зависит от соотношения матриц шумов  $Q$  и  $R$ . Поэтому, для варьирования переходной характеристики изменялось значение матрицы  $Q \in [0,00001; 0,01]$  с шагом 0,1.

Временные интервалы моделирования аналогичны предыдущему случаю. Анализ рисунка 4.13 показывает инвариантность предложенного метода к передаточной функции алгоритма.





а)



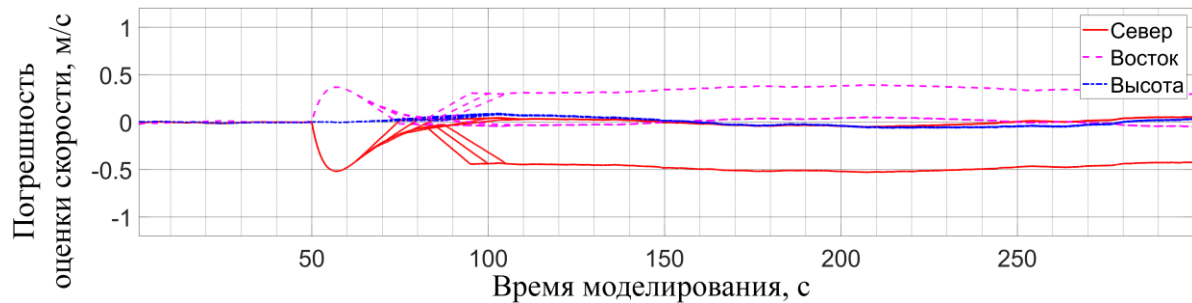
б)

Рисунок 4.13 – Варьирование переходной характеристики алгоритма: а) погрешность оценки вектора скорости; б) погрешность оценки вектора местоположения

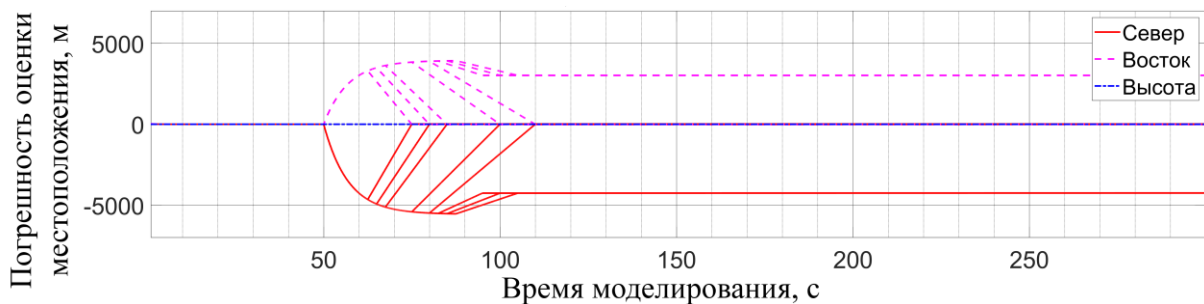
Выполним варьирование временного интервала, затраченного на идентификацию помехового воздействия. В качестве смещения координаты, использовались величины, аналогичные случаю варьирования переходной характеристики. Задержка факта идентификации помехового воздействия изменялась от 12,5 до 35 с включительно.

На рисунке 4.14 представлены случаи, в которых предложенный метод не справился с компенсацией смещения сигналов СРНС. Это связано с тем, что время идентификации превышает время буферизации, которое составляет 20 с. Для остальных случаев наблюдается инвариантность к времени определения факта искажения.

Абсолютное значение погрешности вектора местоположения для рассмотренных случаев не превышает 10 м на момент завершения восстановления вектора пространства состояний.



а)



б)

Рисунок 4.14 – Варьирование времени идентификации помехового воздействия:  
а) – погрешность оценки вектора скорости; б) – погрешность оценки вектора местоположения

Анализ рисунков 4.12 – 4.14 показал инвариантность предложенного метода к следующим параметрам: величине помехового воздействия на приемник СРНС, времени его идентификации и переходной характеристики алгоритма коррекции.

На практике,  $\Delta t_{\max}$  задается как наибольшее время идентификации факта помехового воздействия с требуемой достоверностью на бортовой приемник СРНС. Например, если предложенный алгоритм идентификации помехового воздействия для используемого приемника определяет энергетическое подавление сигналов навигационных спутников без задержки, сильное помеховое воздействие определяет

за промежуток времени от 0,3 до 5 с, а незначительное искажение требует до 10 с на идентификацию, то  $\Delta t_{\max}$  следует задать по наихудшему случаю с 30 % запасом, т.е.  $\Delta t_{\max} = 13$  с.

#### 4.7. Сравнительная характеристика метода вычисления параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников на этапе посадки

Для апробации разработанного метода проведено полунатурное моделирование с использованием бесплатформенной инерциальной навигационной системы БЛА мультироторного типа «Альбатрос СКФУ».

На первом этапе коррекция инерциального метода счисления пути выполнялась по сигналам бортового приёмника СРНС в условиях отсутствия препятствий на пути распространения сигналов навигационных спутников. Максимальная погрешность оценки местоположения БЛА составила 1,93 м (рисунок 4.15).

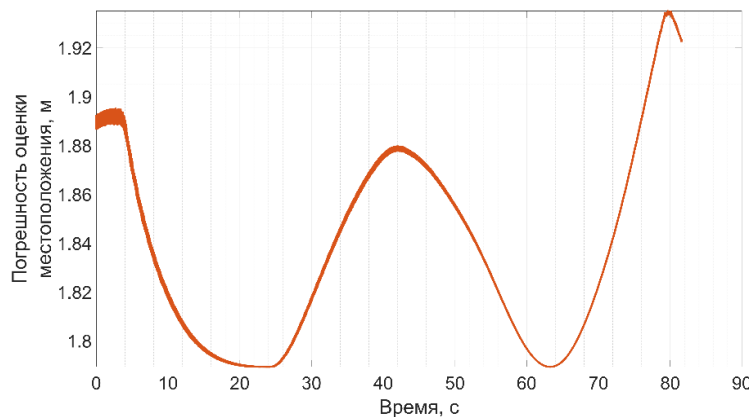


Рисунок 4.15 – Погрешность оценки местоположения бортовой навигационной системой БЛА в условиях достоверных сигналов СРНС

На втором этапе, бортовой модуль навигационной системы с приёмником СРНС размещался между промышленными зданиями с металлическими скатными крышами, что явилось причиной появления эффекта многолучевого распространения сигналов навигационных спутников. Максимальная погрешность оценки местоположения составила 13,85 м (рисунок 4.16).

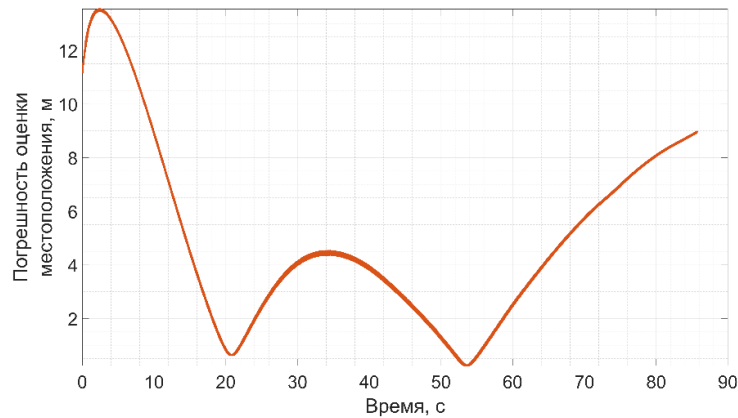


Рисунок 4.16 – Погрешность оценки местоположения бортовой навигационной системой БЛА в условиях искажения сигналов СРНС

На третьем этапе полунатурного моделирования в качестве корректирующего источника информации использовались данные системы локального позиционирования с установленным на ГСП квадрантным датчиком. Максимальная погрешность оценки местоположения БЛА составила не более 0,19 м (рисунок 4.17).

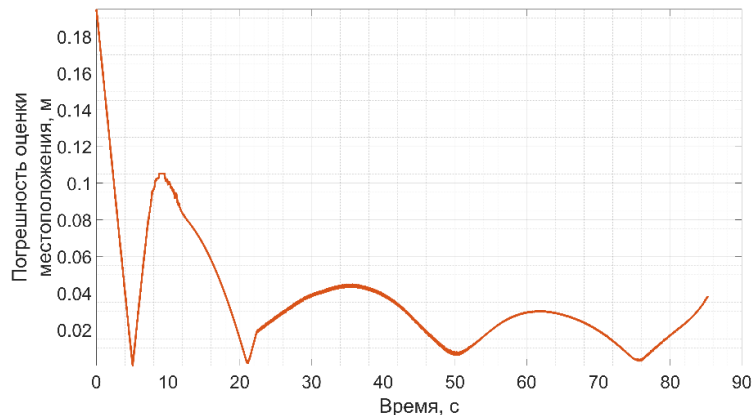


Рисунок 4.17 – Погрешность оценки местоположения бортовой навигационной системой БЛА при использовании предложенного метода без использования сигналов СРНС

Анализ полученных данных показал, что предложенная система обеспечивает точность позиционирования на этапе посадки без использования сигналов СРНС не хуже 0,19 м, что удовлетворяет предъявляемым требованиям.

Таким образом, повышение точности позиционирования БЛА мультироторного типа с использованием предложенного метода составило 1,74 м относительно случая коррекции по сигналам СРНС без препятствий на пути распространения сигналов навигационных спутников и 13,66 м относительно случая коррекции по сигналам СРНС в условиях многолучевого распространения. Сравнительная оценка погрешностей определения местоположения БЛА для различных условий функционирования навигационной системы представлена на рисунке 4.18.

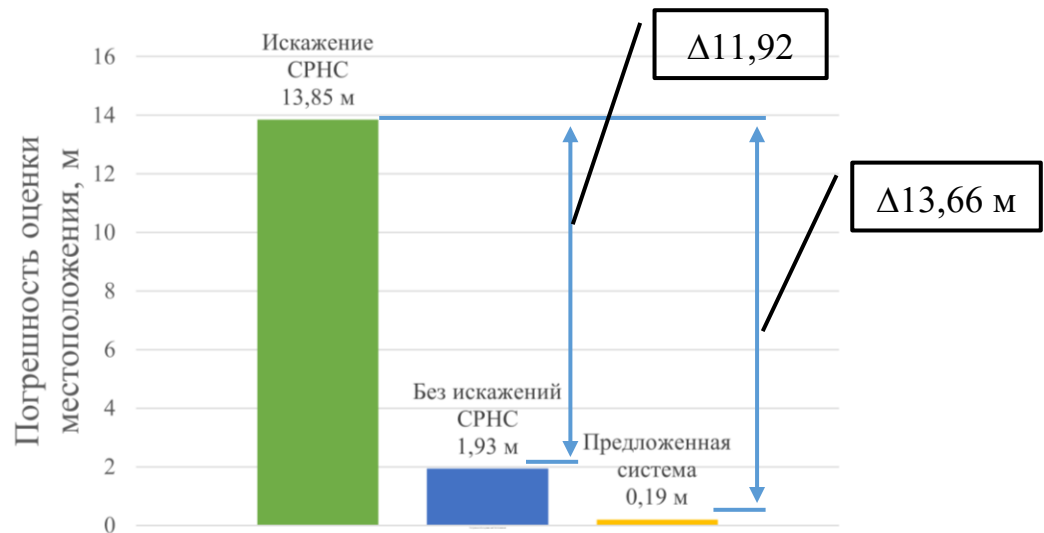


Рисунок 4.18 – Сравнительная оценка погрешностей определения местоположения БЛА

### Выводы по четвертому разделу

Раздел содержит исследования основных научных результатов, а также практические рекомендации по повышению точности позиционирования

мультироторного БЛА на этапах взлёта/посадки в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников.

1) Экспериментальные исследования и летные испытания БЛА показали, что компенсация неортогонального расположения осей чувствительности, масштабных коэффициентов, смещений нуля и температурной зависимости блока чувствительных элементов ДУС и акселерометра позволяет сократить погрешность инерциального метода счисления пути на 298 м через 80 с полета.

2) Применение усиленного корпуса БЛА с объемно-замкнутой конструкцией снижает погрешность выходного сигнала ДУС и акселерометра, вызванную вибрацией, что дополнительно увеличивает точность инерциального метода счисления пути на 52 м.

3) Исследование влияния состояния навигационного поля на бортовой приемник СРНС показало, что применение разработанного алгоритма идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов позволяет на 7 с повысить оперативность определения факта помехового воздействия относительно оценки состояния навигационного поля бортовым приемником СРНС и удовлетворяет практическим требованиям оперативности идентификации помехового воздействия, а также обеспечивает определение выхода из зоны помехового воздействия.

4) Для апробации предложенного метода восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов использована система навигации БЛА «Альбатрос СКФУ». Анализ полученных результатов показал уменьшение погрешности позиционирования на 55,757 м для северного и на 5,273 м для восточного направлений при переходе в автономный режим навигации и задержке идентификации факта помехового воздействия 3 с (рисунок 4.9 – 4.11). Показана инвариантность метода к величине и знаку помехового воздействия (рисунок 4.12), переходной характеристики используемого алгоритма

коррекции навигационного решения (рисунок 4.13), а также времени, необходимого для идентификации факта помехового воздействия бортовым вычислителем, если задержка идентификации не превышает временного интервала буферизации вектора невязки (рисунок 4.14).

5) Натурный эксперимент и полунатурное моделирование показало, что метод вычисления параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата обеспечивает следующие точностных характеристики:

- не хуже 1,93 м в условиях наличия достоверных сигналов СРНС;
- не хуже 13,85 м в условиях переотраженного сигнала навигационных спутников;
- не хуже 0,19 м без применения СРНС с использованием предложенной системы локального позиционирования на этапах взлёта/посадки.

б) Использование разработанных методов и алгоритма применительно к мультироторному БЛА обеспечивает выполнения условия  $\Delta\vec{p} \leq \Delta\vec{p}_{land}^{max}$ , где  $\Delta\vec{p}$  – погрешность оценки местоположения на этапе посадки;  $\Delta\vec{p}_{land}^{max}$  – максимально допустимая погрешность позиционирования, при которой посадочное шасси БЛА не выходит за габарит посадочной площадки. Таким образом, можно сделать обоснованный вывод, что **поставленная цель исследования, состоящая в повышении точности позиционирования БЛА на этапах взлёта посадки за счет разработки методов и алгоритма, учитывающих инструментальные погрешности первичных измерителей и вычисления параметров линейного движения в условиях искажения сигналов СРНС является достигнутой.**

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационном исследовании с целью развития научно-методического аппарата навигации мультироторных БЛА решена научная задача повышения точности позиционирования беспилотного летательного аппарата мультироторного типа на этапах взлёта/посадки по показателю ошибки определения параметров линейного движения в условиях отсутствия достоверных сигналов спутников навигации.

В процессе исследования научная задача была декомпозирована на совокупность взаимоувязанных частных научных задач исследования, итогом решения которых являются защищаемые положения, соответствующие научным результатам, которые обладают научной новизной, теоретической значимостью и являются вкладом в развитие соответствующей теоретической формы знаний:

1) метод компенсации инструментальных погрешностей первичных измерителей;

2) алгоритм идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов;

3) метод восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов;

4) метод вычисления параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников на этапе посадки.

Полученные в работе новые результаты, а также их составные части обладают следующими отличительными признаками новизны:

1) Впервые, с целью повышения точности позиционирования инерциальным методом счисления пути разработан метод, обеспечивающий совместный учёт



неортогонального расположения осей чувствительности, масштабных коэффициентов, смещений нуля, температурной зависимости блока чувствительных элементов ДУСа и акселерометра и наличия вибраций корпуса БЛА. В результате, сокращение погрешности инерциального метода счисления пути составило 350 м через 80 с полета.

Для мультироторных БЛА, впервые введен показатель «декремент затухания» для интегральной оценки жесткости корпуса.

Показано, что применение корпуса с усиленной силовой частью и использование объемно-замкнутой конструкции позволяет дополнительно уменьшить погрешность выходного сигнала акселерометра на  $0,016 \text{ м/с}^2$  и, тем самым, уменьшить погрешность инерциального метода счисления пути на 52 м.

2) Разработан алгоритм идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов с классификацией трех состояний навигационного поля. В отличие от известных работ, алгоритм использует вектор невязки навигационного решения и выделенный вертикальный канал оценки местоположения для определения факта помехового воздействия. Достигнуто повышение оперативности определения помехового воздействия бортовым вычислителем, которое составило 7 с относительно идентификации помехового воздействия бортовым приемником СРНС.

3) Впервые разработан метод восстановления оценки параметров линейного движения, который обеспечивает исключение недостоверных данных бортового приемника СРНС из контура системы управления БЛА за промежуток времени между фактическим началом помехового воздействия на бортовой приемник СРНС и идентификацией данного факта бортовым вычислителем.

С использованием предложенного метода показано, что наличие задержки идентификации факта искажения сигналов СРНС бортовым вычислителем вносит погрешность определения местоположения от нескольких метров, до несколько сотен метров. Так, для БЛА «Альбатрос СКФУ» задержка идентификации факта искажения

длительностью 3 с увеличила погрешность оценки местоположения до 59,094 м для северного направления и до 6,147 м для восточного. Применение предложенного метода позволило уменьшить погрешность оценки местоположения до 3,337 м для северного и до 0,869 м для восточного направлений без использования сигналов СРНС.

4) Впервые для определения местоположения БЛА мультироторного типа относительно посадочной площадки использован квадрантный датчик, размещённый на гиросtabilизированном подвесе. Введена дополнительная система координат и разработан способ формирования заданной пространственной ориентации гиросtabilизированного подвеса для сканирования области предполагаемого нахождения ИК маяка на посадочной площадке, а также его сопровождения по сигналам квадрантного датчика в режиме реального времени. В отличие от известных методов вычисления локальных координат, применена алгебра кватернионов для определения местоположения БЛА относительно ИК маяка, расположенного на посадочной площадке. Особенностью данного метода является обеспечение 3-х режимов работы бортовой навигационной системы с беспроводным переключением между ними: без коррекции по сигналам СРНС; с использованием коррекции по сигналам СРНС; с использованием коррекции по данным от локальной системы позиционирования на этапе посадки БЛА.

Использование разработанного метода позволяет получить точность оценки местоположения БЛА на этапах взлёта/посадки 0,19 м относительно центра посадочной площадки без применения сигналов СРНС, тем самым обеспечив требуемую точность позиционирования БЛА мультироторного типа для выполнения посадки на площадку ограниченного размера контейнера автономного базирования.

Разработанные в диссертации имитационные модели, методы, способы и рекомендации могут быть использованы организациями, ведущими сопровождение работ при разработке БЛА как самолетного, так и вертолетного типов, а также главными конструкторами при разработке навигационно-пилотажного оборудования.

Основными научными направлениями для дальнейшего развития диссертационного исследования являются следующие:

– модификация метода вычисления параметров линейного движения БЛА мультироторного типа в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников для полета внутри охраняемого периметра без использования сигналов СРНС как на этапах взлёта/посадки, так и на этапах выполнения полета по маршруту;

– для метода компенсации погрешностей первичных измерителей снизить требования к точности и жесткости используемого стендового оборудования для выполнения калибровки датчиков угловой скорости и акселерометров.

## Список литературы

1. Федосеева, Н. А. Перспективные области применения беспилотных летательных аппаратов / Н. А. Федосеева, М. В. Загвоздкин // Научный журнал. – 2017. – № 9 (22). – С. 26–29.
2. Анализ компаний рынка Аэронет // Официальный сайт рабочей группы Аэронет: [сайт]. – 2020. – URL: <https://russiandrone.ru/publications/2-analiz-kompaniy-rynka-aeronet-proizvoditeley-i-ekspluatantov-bas/> (дата обращения: 20.02.2022).
3. Жаринов, Д. А. О возможности применения беспилотных летательных аппаратов для охраны военных аэродромов / Д. А. Жаринов // Воздушно-космические силы. Теория и практика. – 2018. – № 5. – С. 54–59.
4. Стоянов, Ю. П. Применение БЛА для охраны объектов / Ю. П. Стоянов, А. Н. Евдокимов // Сборник докладов и статей по материалам II научно-практической конференции: Перспективы развития и применения комплексов с беспилотными летательными аппаратами / 924 ГЦ БпА МО РФ. – Коломна, 2017. – С. 311–315.
5. Nightingale // Nightingale security: [site]. – URL: <https://www.nightingalesecurity.com/defense/> (accessed: 21.02.2022).
6. Dronehub is the autonomous game-changer for inspection and monitoring // Dronehub : [сайт]. – URL: <https://dronehub.ai> (accessed: 20.03.2022).
7. SENSYN Drone Hub // SENSYN ROBOTICS: [site]. – URL: <https://www.sensyn-robotics.com/en/product/drone-hub> (accessed: 20.03.2022).
8. Пеликан Автономный квадрокоптер с тепловизором для мониторинга // coex.tech: [сайт]. – URL: <https://ru.coex.tech/pelican> (дата обращения: 18.03.2021).
9. Smart Aerial Monitoring Systems SAMS // Easy Aerial : [site]. – URL: <https://www.easyaerial.com/> (accessed: 22.03.2022).
10. Percepto Air Mobile // Percepto: [site]. – URL: <https://percepto.co/air-mobile> (accessed: 22.03.2022).

11. All-in-One Automation Software for Drone Docking Stations // Flytnow: [site]. – URL: <https://flytnow.com/auto> (accessed: 23.03.2022).
12. Исаев, М. А. Метод восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых навигационных сигналов / М. А. Исаев, Г. И. Линец // Системы управления, связи и безопасности. – 2021. – № 4. – С. 72–98.
13. Исаев, М. А. Метод вычисления параметров линейного движения беспилотного летательного аппарата в условиях отсутствия сигналов спутниковых радионавигационных систем на этапе посадки / М. А. Исаев, А. М. Исаев, Г. И. Линец // Системы управления, связи и безопасности. – 2022. – № 3. – С. 67–89.
14. Линец, Г.И. Алгоритм определения начальных координат роботизированного беспилотного летательного аппарата в условиях искажения навигационного поля / Г. И. Линец, С. В. Мельников, О. Х. Шаяхметов, А. М. Исаев, М. А. Исаев // Современная наука и инновации. – 2020. – № 2 (30). – С. 17–28.
15. Исаев, М. А. Алгоритм начальной инициализации кватерниона пространственной ориентации в параметрах Родрига-Гамильтона / М. А. Исаев, А. М. Исаев, Н. В. Кудинов, Р. С. Мироненко // Вестник Донского государственного технического университета. – 2018. – №18 (2). – С. 238–245.
16. Исаев, А. М. Численный метод управления динамикой вращательного движения мультироторного беспилотного летательного аппарата / А. М. Исаев, Г. И. Линец, М. А. Исаев // Инфокоммуникационные технологии. – 2020. – № 18 (3). – С. 283–293.
17. Сагдеев, К.М. Способ определения факта искажения навигационного поля и идентификации помехового воздействия на приемник РБЛА / К. М. Сагдеев, Г. И. Линец, С. В. Мельников, А. М. Исаев, М. А. Исаев // Инфокоммуникационные технологии. – 2020. – № 18 (2). – С.166–177.

18. Исаев, А.М. Программно-аппаратный комплекс имитационного моделирования полета мультироторного БЛА / А. М. Исаев, Г. И. Линец, М. А. Исаев, С. В. Мельников // Инфокоммуникационные технологии. – 2020. – № 18 (2). – С. 177–187.

19. Исаев, М.А. Локальная система позиционирования мультироторного БЛА для этапа посадки в условиях отсутствия достоверных сигналов навигационных спутников / М. А. Исаев, А. М. Исаев, Г. И. Линец, О. И. Сорокин // ХLI Всероссийская НТК, филиал ВА РВСН. – Серпухов, 2022. – №. 2. – С. 22–27.

20. Исаев, М. А. Система стабилизации пространственного положения видеокамеры / М. А. Исаев, Д. Б. Таникеев // Сборник докладов научно-технической конференции: Юбилейная конференция студентов и молодых ученых, посвященная 85-летию ДГТУ / Донской государственный технический университет. – Ростов-на-Дону, 2015. – С. 429–434.

21. Мироненко, Р. С. Электронная 3-х осевая система стабилизации видеокамеры / Р. С. Мироненко, А. М. Исаев, М. А. Исаев // Сборник трудов конференции: Актуальные проблемы робототехники и автоматики / БГТУ им. В.Г. Шухова. – Белгород, 2015. – С. 129–133.

22. Исаев, А. М. Программный модуль системы предупреждения и предотвращения критических режимов полета при работе беспилотных летательных аппаратов / А. М. Исаев, М. А. Исаев, А. С. Адамчук // Труды VI Всероссийской научной конференции: Информационные технологии интеллектуальной поддержки принятия решений / Уфимский государственный авиационный технический университет ; Северо–Кавказский федеральный университет. – Уфа, 2018. – Т. 1. – С. 94–100.

23. Исаев, М.А. Исследование вибраций конструкции мультироторного беспилотного летательного аппарата методами спектрального анализа / М. А. Исаев, А. М. Исаев, Г. И. Линец, А. С. Адамчук // Сборник материалов IX Всероссийской научно-технической конференции с международным участием: Студенческая наука

для развития информационного общества SDIS-2018 (Ставрополь, 16-19 декабря 2018 г.) – Ставрополь, 2018. – С. 271–280.

24. Исаев, М. А. Моделирование сигналов бортовых измерителей беспилотного летательного аппарата в условиях искажения навигационного поля GPS/ГЛОНАСС / М. А. Исаев, Г. И. Линец // Сборник материалов XII Всероссийской научно-технической конференции с международным участием: Студенческая наука для развития информационного общества. – Ставрополь, 2022. – С. 58–63.

25. Isaev, A. M. Mathematical modelling of the stabilization system for a mobile base video camera using quaternions / A. M. Isaev, A. S. Adamchuk, S. R. Amirokov, M. A. Isaev, M. A. Grazhdankin // Integrating research agendas and devising joint challenges : International Multidisciplinary Symposium ICT Research in Russian Federation and Europe. – Stavropol, 2018. – P. 51–62.

26. Linets, G.I. Optimizing classification thresholds of status of transionospheric communication channel distributed according to rayleigh distribution law for decreased quadrocopter's positioning errors / G. I. Linets, S. V. Melnikov, M. A. Isaev, A. M. Isaev // Proceedings of the Young Scientist's 3rd International Workshop on Trends in Information Processing. – Stavropol, 2019. – Art. 10.

27. Increasing fast estimation of assessment of navigation parameters for the UAV based on a linear Kalman filter / M. A. Isaev, G. I. Linets, V. I. Nikulin, S. V. Melnikov, A. M. Isaev // AIP conference proceedings. – 2021. – Vol. 2318. – Art. 130006

28. A method for identifying factual corruption of the navigation signal and identifying the interference influence on unmanned aerial vehicle receiver / G. Lintes, K. Sagdeev, S. Melnikov, M. Isaev, A. Isaev // Journal of Aerospace Technology and Management. – 2021. – Vol. 13. – Art. e4721.

29. Евразийский патент № 036815, G01C 21/20 (2006.01), G01S 19/21 (2006.01), H04B 17/309 (2006.01). Способ определения факта искажения навигационного поля и идентификации помехового воздействия на приемник роботизированного беспилотного летательного аппарата : № 201991363 : заявл. 2019.07.03 : опубл.

2020.12.22 / Линец Г. И., Сагдеев К. М., Мельников С. В., Исаев А. М., Исаев М. А., Миронов В. А. – Бюл. № 12.

30. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2018664384. Моделирование вертикального и горизонтального движения беспилотного летательного аппарата мультироторного типа - квадрокоптер : № 2018618509 : заявл. 03.08.2018 : опубл. 15.11.2018 / Исаев А. М., Исаев М. А., Адамчук А. С., Таникеев Д. Б. – 88 Кб.

31. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2019614350. Частотный анализатор вибраций корпуса мультироторного БЛА : № 2019613129 : заявл. 27.03.2019 : опубл. 02.04.2019 / Исаев М. А., Исаев А. М. – 6899 Кб.

32. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2020613362. Программный модуль компенсации ошибок определения истинного местоположения радиус вектора положения РБЛА : № 2020612506 : заявл. 11.03.2020 : опубл. 13.03.2020 / Миронов В. А., Исаев А. М., Исаев М. А. Стручков И. В., Бушуров А. Д., Воронкин Р. А., Елагин Д. С., Парменов Е. И., Мельников С. В. – 232 Кб.

33. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2020613742. Программный модуль компенсации ошибок определения скорости РБЛА : № 2020612504 : заявл. 11.03.2020 : опубл. 23.03.2020 / Миронов В. А., Исаев А. М., Исаев М. А., Стручков И. В., Бушуров А. Д., Воронкин Р. А., Елагин Д. С., Парменов Е. И., Мельников С. В. – 191 Кб.

34. Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ RU 2019619475. Имитационная модель мультироторного БЛА : № 2019618010 : заявл. 04.07.2019 : опубл. 17.07.2019 / Исаев А. М., Исаев М. А., Линец Г. И., Мельников С. В. – 113 Кб.

35. Патент № 198994 Российская Федерация, МПК G01S 19/21 (2010.01), G01C 21/20 (2006.01), H04B 17/309 (2015.01); СПК G01S 19/21 (2019.08), G01C 21/20 (2019.08), H04B 17/309 (2019.08). Устройство определения факта искажения навигационного поля и идентификации помехового воздействия на приемник роботизированного беспилотного летательного аппарата : № 2019140798 : заявл.



10.12.2019 : опубл. 10.12.2019 / Линец Г. И., Сагдеев К. М., Мельников С. В., Ширяев Е. М., Исаев А. М., Исаев М. А., Гранкин В. В. ; патентообладатель ФГАОУ ВО «Северо-Кавказский федеральный университет». – Бюл. № 22. – 24 с.

36. Патент № 2733453 Российская Федерация, МПК В64С 39/02 (2006.01), G05D 1/00 (2006.01), G08G 5/00 (2006.01); СПК В64С 39/024 (2020.08), В64С2201/00 (2020.08), G05D 1/00 (2020.08), G08G 5/00 (2020.08). Способ автоматического управления движением Роботизированного беспилотного летательного аппарата в автономном режиме : № 2020122483 : заявл. 07.07.2020 : опубл. 07.07.2020 / Сагдеев К. М., Линец Г. И., Исаев А. М., Исаев М. А., Мельников С. В. ; патентообладатель ФГАОУ ВО «Северо-Кавказский федеральный университет». – Бюл. № 28. – 45 с.

37. Патент № 2744700 Российская Федерация, МПК G01С 21/12 (2006.01), В64С 39/02 (2006.01); СПК G01С 21/12 (2021.01), В64С 39/024 (2021.01). Способ инерциальной навигации беспилотного летательного аппарата и устройство для его осуществления : № 2020125200 : заявл. 29.07.2020 : опубл. 15.03.2021 / Линец Г. И., Сагдеев К. М., Шепеть И. П., Исаев М. А. ; патентообладатель ФГАОУ ВО «Северо-Кавказский федеральный университет». – Бюл. № 8. – 30 с.

38. Патент № 2747320 Российская Федерация, МПК В64D 13/00 (2006.01), В60Н 1/26 (2006.01); СПК В64D 13/006 (2021.01), В60Н 1/26 (2021.02), В64С2201/042 (2021.01). Способ охлаждения беспилотного летательного аппарата и устройство для осуществления способа : № 2020129317 : заявл. 04.09.2020 : опубл. 04.05.2021 / Яковлев С. В., Линец Г. И., Никулин В. И., Исаев М. А. ; патентообладатель ФГАОУ ВО «Северо-Кавказский федеральный университет». – Бюл. № 13. – 17 с.

39. Патент № 2751143 Российская Федерация, МПК G01С 25/00 (2006.01), G06F 3/0482 (2013.01), G06F 17/16 (2006.01); СПК G01С 25/005 (2021.02), G06F 3/0482 (2021.02), G06F 17/16 (2021.02). Способ автоматизации калибровки датчиков бесплатформенной инерциальной навигационной системы роботизированного беспилотного летательного аппарата : № 2020125207 : заявл. 29.07.2020 : опубл.

29.07.2020 / Линец Г. И., Сагдеев К. М., Воронкин Р. А., Исаев М. А. ; патентообладатель ФГАОУ ВО «Северо-Кавказский федеральный университет». – Бюл. № 19. – 35 с.

40. Устименко, А. Развитие рынка беспилотных летательных аппаратов / А. Устименко, Ю. Гедгафов, Ш. Сеймор // Официальный сайт компании EY [сайт]. – 2020. – URL: [https://assets.ey.com/content/dam/ey-sites/ey-com/ru\\_ru/news/2020/05/ey\\_uav\\_survey\\_18052020-ver3.pdf](https://assets.ey.com/content/dam/ey-sites/ey-com/ru_ru/news/2020/05/ey_uav_survey_18052020-ver3.pdf). (дата обращения: 13.08.2022).

41. Аралбаев, Т.З. Мониторинг транспортных средств в охраняемой зоне промышленных объектов нефтегазодобычи на основе глубокой нейронной сети Yolo / Т. З. Аралбаев, Р. М. Алиев, Р. Р. Галимов, А. Д. Коннов. // Прогрессивные технологии в транспортных системах : сборник материалов XIV Международной научно-практической конференции / Оренбургский государственный университет. – Оренбург, 2019. – С. 22–29.

42. Алешин, Б.С. Типы беспилотных летательных аппаратов / Б. С. Алешин, В. Л. Суханов, В. М. Шибяев, А. Г. Шнырев. // Межотраслевой альманах. – 2014. – № 46. – С. 32–37.

43. Патент № 2722521 Российская Федерация, МПК G05D 1/06 (2006.01), H04B 1/3827 (2015.01), G06T 7/55 (2017.01), G01B 11/00 (2006.01), B64F 1/00 (2006.01); СПК G05D 1/00 (2020.02), G06T 7/55 (2020.02), G01B 11/00 (2020.02), B64F 1/00 (2020.02). Способ точной посадки беспилотного летательного аппарата на посадочную платформу : № 2019128893 : заявл. 13.09.2019 : опубл. 13.09.2019 / Стоянов Ю. П., Исаев А. М., Фоминов Е. И., Сазанов А. А. ; патентообладатель ООО «Стилсофт». – Бюл. № 16. – 11 с.

44. Патент № 2678381 Российская Федерация, МПК B64F 1/00 (2006.01), H02J 7/00 (2006.01), B64C 39/00 (2006.01), E04H 6/44 (2006.01); СПК B64F 1/00 (2018.08), B64C 39/00 (2018.08), E04H 6/44 (2018.08). Стартовый контейнер : № 2018116224 : заявл. 28.04.2018 : опубл. 28.01.2019 / Исаев С. М., Исаев А. М., \ Михальченко Е. Н.,

Сазанов А. А., Таникеев Д. Б. ; патентообладатель ООО «Стилсофт». – Бюл. № 4. – 10 с.

45. Камеры и тепловизоры DJI // Официальный магазин DJI в России: [сайт]. – URL: <https://4vision.ru/catalog/teplovizionnyye.html> (дата обращения: 13.08.2022).

46. Гиростабилизированные подвес // Российские беспилотник: [сайт]. – URL: <https://russiadrone.ru/catalog/poleznaya-nagruzka/girostabilizirovannyye-podvesy> (дата обращения: 13.08.2022).

47. Hoffmann, G.M. The Stanford testbed of autonomous rotorcraft for multi agent control (STARMAC) / G.M. Hoffmann, D. G. Rajnarayan, S. L. Waslander, D. Dostal, J. S. Jang, C. J. Tomlin // IEEE Xplore. – 2004. – Vol. 12. – Art. 12.E.4-121.

48. Tayebi, A. Attitude stabilization of a four-rotor aerial robot / A. Tayebi, S. McGilvray // IEEE Transactions on Control Systems Technology. – 2006. – Vol. 14. – №. 3. – P. 1216–1221.

49. Hoffmann, G.M. Quadrotor helicopter flight dynamics and control: theory and experiment / G. M. Hoffmann, H.Huang, S. L. Waslander, C. J. Tomlin // Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit. – 2007. – Vol. 2. – P. 1670–1689.

50. Bouabdallah, S. Design and control of a miniature quadrotor / S. Bouabdallah, R. Siegwart // Advances in Unmanned Aerial Vehicles. – 2007. – №. 33. – P. 171–210.

51. Pounds, P. Modelling and control of a quad-rotor robot / P. Pounds, R. Mahony, P. Corke // Canberra Australian National University: [site]. – 2008. – URL: <https://citeseerx.ist.psu.edu/viewdoc/download?doi=10.1.1.127.1200&rep=rep1&type=pdf> (accessed: 15.08.2022).

52. Beard, R. Quadrotor dynamics and control Rev 0.1 / R. Beard // Brigham Young University: [site]. – 2008. – URL: <https://scholarsarchive.byu.edu/cgi/viewcontent.cgi?article=2324&context=facpub> (accessed: 21.05.2022).

53. Hoffmann, G.M. Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering / Huang H., Hoffmann G. M., Waslander S. L., Tomlin C. J. // IEEE International Conference on Robotics and Automation. – Kobe, 2009. – P. 3277–3282.
54. Hoffmann, G.M. Precision flight control for A multi-vehicle quadrotor helicopter testbed / G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander, C. J. Tomlin // Control Engineering Practice. – 2011. – Vol. 19. – No. 9. – P. 1023–1036.
55. Luukkonen, T. Modelling and control of quadcopter / T. Luukkonen // Aalto University: [site]. – 2011. – URL: [https://sal.aalto.fi/publications/pdf-files/eluu11\\_public.pdf](https://sal.aalto.fi/publications/pdf-files/eluu11_public.pdf) (accessed: 17.08.2022).
56. Mahony, R. Multirotor aerial vehicles: Modeling, estimation, and control of quadrotor / R. Mahony, V. Kumar, P. Corke // Robotics & Automation Magazine. – 2012. – Vol. 19. – P. 20–32.
57. Белинская, Ю. С. Управление четырехвинтовым вертолетом / Ю. С. Белинская, В. Н. Четвериков // Наука и образование. – 2012. – № 5. – С. 157–171.
58. Свердлов, С. З. Продолжительность полета электрического беспилотного вертолета / С. З. Свердлов // Вестник Вологодского государственного университета. Серия: Технические науки. – 2015. – № 1 (5). – С. 11–16.
59. Свердлов, С. З. Выбор оптимального аккумулятора для многороторного беспилотного вертолета (мультикоптера) / С. З. Свердлов // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2017. – № 5 (56). – С. 7.
60. Свердлов, С. З. О компоновке многороторного беспилотного вертолета (мультикоптера) / С. З. Свердлов // Вестник Вологодского государственного университета. Серия: Технические науки. – 2018. – № 2 (2). – С. 20–24.
61. Комплекс контроля прилегающей территории на основе беспилотного летательного аппарата "Скайрон СО" // Компания Стилсофт: [сайт]. – URL: <https://stilsoft.ru/products/skyron-p2> (дата обращения: 22.03.2022).

62. NEO-M8 // u-blox.com: [site]. – URL: [https://www.u-blox.com/sites/default/files/NEO-M8-FW3\\_DataSheet\\_UBX-15031086.pdf](https://www.u-blox.com/sites/default/files/NEO-M8-FW3_DataSheet_UBX-15031086.pdf) (accessed: 26.03.2022).

63. NEO-M9N-00B // u-blox.com: [site]. – URL: [https://www.u-blox.com/sites/default/files/NEO-M9N-00B\\_DataSheet\\_UBX-19014285.pdf](https://www.u-blox.com/sites/default/files/NEO-M9N-00B_DataSheet_UBX-19014285.pdf) (accessed: 26.03.2022).

64. ZED-F9P-04B // u-blox.com: [site]. – URL: [https://www.u-blox.com/sites/default/files/ZED-F9P-04B\\_DataSheet\\_UBX-21044850.pdf](https://www.u-blox.com/sites/default/files/ZED-F9P-04B_DataSheet_UBX-21044850.pdf) (accessed: 26.03.2022).

65. Here3 GPS Manual // CubePilot: [site]. – URL: <https://docs.cubepilot.org/user-guides/here-3/here-3-manual> (accessed: 26.03.2022).

66. MarkOne Beacon V2.0 // Ir-Lock : [site]. – URL: <https://irlock.com/products/markone-beacon-v2-0?variant=45031002691> (accessed: 26.03.2022).

67. Полностью автоматизированные дронопорты для регулярного мониторинга // Компания NIVE: [сайт]. – URL: <https://hive.aero> (дата обращения: 23.06.2022).

68. Закиев, А.А. Пилотные виртуальные эксперименты по сравнению систем координатных меток ArgCo и AprilTag на устойчивость к вращению / А. А. Закиев, К. С. Шабалина, Т. Г. Цой, Е. А. Магид // Пятый Всероссийский научно-практический семинар «Беспилотные транспортные средства с элементами искусственного интеллекта». – Санкт-Петербург, 2019. – С. 211–220.

69. DroneSentry // Asylon: [site]. – URL: <https://asylonrobotics.com/solutions/security-drones/> (accessed: 26.03.2022).

70. Hextronics Atlas M300 // Hextronics: [site]. – URL: <https://www.hextronics.tech/atlas-m300> (accessed: 27.03.2022).

71. Global Advanced // Hextronics: [site]. – URL: <https://www.hextronics.tech/global> (accessed: 27.03.2022).

72. FlytDock Precision Landing System // FlytBase: [site]. – URL: <https://flytbase.com/precision-landing/> (accessed: 27.03.2022).
73. IDIPLYER Drone Charging Station // Flytnow: [site]. – URL: <https://flytnow.com/idiplier/> (accessed: 27.03.2022).
74. FOXIT RESPONSE Autonomous Drone Base Station // Foxit: [site]. – URL: <https://foxit.co.za/foxit-mini/> (accessed: 27.03.2022).
75. DJI AEROSCOPE // DJI: [site]. – URL: <https://www.dji.com/ru/aeroscope> (accessed: 27.03.2022).
76. Introducing Pixy2 // Pixy: [site]. – URL: <https://pixycam.com/> (accessed: 27.03.2022).
77. ArduPilot // ArduPilot: [site]. URL: <https://ardupilot.org/> (accessed: 27.03.2022).
78. GPS-denied Position-hold 3DR Solo // GPS-denied Position-hold 3DR Solo: [site]. – URL: <https://www.youtube.com/watch?v=R1WV7Gu-DW0> (accessed: 27.03.2022).
79. Detection of ArUco Markers // Open Source Computer Vision: [site]. – URL: [https://docs.opencv.org/3.4/d5/dae/tutorial\\_aruco\\_detection.html](https://docs.opencv.org/3.4/d5/dae/tutorial_aruco_detection.html) (accessed: 28.03.2022).
80. Automatic generation and detection of highly reliable fiducial markers under occlusion / S. Garrido-Jurado, R. Muñoz-Salinas, F. J. Madrid-Cuevas, M. J. Marín-Jiménez // Pattern Recogn. – 2014. – Vol. 47 (6). – P. 2280–2292.
81. Дроны с камерой // DJI: [сайт]. – URL: <https://www.dji.com/ru/camera-drones?site=brandsite&from=homepage/> (дата обращения: 28.03.2022).
82. Open-Source Autopilot for Drone Developers // PX4: [site]. – URL: <https://px4.io/> (accessed: 28.03.2022).
83. Севостьянов, И. Е. Система визуального позиционирования многороторных беспилотников для совершения высокоточной автономной посадки / И. Е. Севостьянов, Д. В. Девиц // Science Time. – 2021. – Vol. 6. – №. 90. – P. 38–42.

84. Бондарев, В. Г. Автоматическая посадка летательных аппаратов / В. Г. Бондарев, Д. В. Лопаткин, Д. А. Смирнов // Вестник ВГУ. – №. 2. – С. 44–51.
85. Бондарев, В.Г. Обработка и распознавание изображений объектов, полученных посредством СТЗ ЛА / В. Г. Бондарев, Д. А. Смирнов, Н. И. Майгурова, А. В. Николенко, К. Ю. Гусев // Вестник Воронежского государственного технического университета. – 2019. – № 3. – С. 34–42.
86. Косова, А. Е. Автоматическая посадка малых беспилотных летательных аппаратов с использованием компьютерного зрения / А. Е. Косова, А. М. Кориков // Доклады ТУСУРа. – 2017. – № 3. – С. 191–196.
87. Логачев, В. Г. Метод стабилизации положения и управления квадрокоптером в пространстве с использованием данных инерциальных и визуальных сенсоров / В. Г. Логачев, И. В. Минин // Фундаментальные исследования. – 2015. – № 11. – С. 85–91.
88. Klein, G. Parallel tracking and mapping for small AR workspaces / G. Klein, D. Murray // 6th IEEE and ACM International Symposium on Mixed and Augmented Reality. – Nara, 2007. – P. 225–234.
89. About Gazebo // Gazebo: [site]. – URL: <https://gazebo.org/docs/fortress/comparison> (accessed: 21.05.2022).
90. Feng, Y. Autonomous Landing of a UAV on a Moving Platform Using Model Predictive Control / Y. Feng, C. Zhang, S. Baek, S. Rawashdeh, A. Mohammadi // Drones. – 2018. – Vol. 2 (4). – P. 34.
91. Aboumrad, A. An Automatic Platform for Landing and Charging of UAVs to Extend UAV Operations / A. Aboumrad, J. Haun, A. McGinnis, N. Wu // 16th International Conference on Distributed Computing in Sensor Systems. – Marina del Rey, 2020. – P. 343–347.
92. Wubben, J. Accurate Landing of Unmanned Aerial Vehicles Using Ground Pattern Recognition / Wubben J, Fabra F, Calafate C. T., Krzeszowski T, Marquez-Barja J. M., Cano J.-C., Manzoni P. // Electronics. – 2019. – Vol. 8 (12). – P. 1532.

93. Nelson, B. Autonomous Landing of a Multirotor Aircraft on a Docking Station / B. Nelson, J. D. Preez, T. van Niekerk, R. Phillips, R. Stopforth. // International SAUPEC/RobMech/PRASA Conference. – Capetown, 2020. – P. 1–6.
94. Sanchez-Lopez, J.L. Visual Marker based Multi-Sensor Fusion State Estimation / J. L. Sanchez-Lopez, V. Arellano-Quintana, M. Tognon, P. Campoy, A. Franchi // IFAC–PapersOnLine. – 2017. – Vol. 50. – Is. 1. – P. 16003–16008.
95. Khattak, S. Marker Based Thermal-Inertial Localization for Aerial Robots in Obscurant Filled Environments / S. Khattak, C. Papachristos, K. Alexis // Lecture Notes in Computer Science. – 2018. – Vol. 11241. – P. 1242–1248.
96. Wynn, J. S. Visual Servoing for Multirotor Precision Landing in Daylight and After-Dark Conditions / J. S. Wynn, T. W. McLain. // 2019 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS). – Atlanta, 2019. – P. 1242–1248.
97. Palafox, P.R. Robust Visual-Aided Autonomous Takeoff, Tracking, and Landing of a Small UAV on a Moving Landing Platform for Life-Long Operation / P. R. Palafox, M. Garzón, J. Valente, J. J. Roldán, A. Barrientos. // Applied Sciences. – 2019. – Vol. 9. – Is. 13. – P. 26–61.
98. Ромасевич, В. Ф. Аэродинамика и динамика полета вертолетов : учебник / В. Ф. Ромасевич. – Москва : Воениздат, 1982. – 487 с.
99. ГОСТ 24346–80 Вибрация. Термины и определения : межгосударственный стандарт : издание официальное : утвержден и введен в действие Постановлением Государственного комитета СССР по стандартам от 31 июля 1980 г. № 3942 : дата введения установлена с 01.01.81 : издание (июнь 2010) с Поправкой (ИУС 2–81) / разработан Всероссийским научно исследовательским институтом стандартизации и сертификации в машиностроении (ВНИИНМАШ). – Москва : Стандартинформ, 2010. – URL: <http://gostrf.com/normadata/1/4294847/4294847335.pdf> (дата обращения: 31.03.2022).
100. Вавилова, Н. Б. Калибровка бескарданной инерциальной навигационной системы в сборе на грубых стендах с одной степенью свободы / Н. Б. Вавилова, И. Ю.



Сазонов // Вестник Московского университета. Серия 1. Математика. Механика. – 2012. – № 4. – С. 64–66.

101. Измайлов, А. Е. Исследование точности прецизионных акселерометров и повышение их качества: дис. ... канд. техн. наук: 05.11.14 / Измайлов Андрей Евгеньевич. – Москва, 2003. – 164 с.

102. Аврутов, В. В. Влияние погрешности поворота стенда на точность калибровки блока гироскопов и акселерометров / В. В. Аврутов, Т. Ю. Мазепа // Вісник НТУУ «КПІ». Серія Приладобудування. – 2012. – Вип. 43. – С. 5–9.

103. Шаврин, В. В. Калибровка микроэлектромеханических датчиков ускорений и угловых скоростей в бесплатформенных инерциальных навигационных системах / В. В. Шаврин, А. С. Конаков, В. И. Тисленко // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. – 2012. – № 1 (25). – 265–269.

104. Макалов, А. О. Калибровка бесплатформенных инерциальных навигационных систем при помощи искусственных нейронных сетей / А. О. Макалов // Материалы XX конференции молодых ученых с международным участием: Навигация и управление движением. – Санкт-Петербург, 2018. – С. 163–165.

105. Некрасов, А. В. Нейросетевой алгоритм калибровки волнового твердотельного гироскопа: автореферат дисс. ... канд. техн. наук: 05.13.01 / Некрасов Александр Витальевич. – Москва, 2010. – 153 с.

106. Исаев, А. М. Калибровка датчика магнитного поля с помощью матрицы коррекции / А. М. Исаев // Актуальные научные исследования в современном мире. – 2016. – № 12–5 (20). – С. 25–31.

107. Вавилова, Н. Б. О стендовой калибровке авиационных бескарданных инерциальных навигационных систем / Н. Б. Вавилова, И. А. Васинёва, Н. А. Парусников // Труды МАИ. – 2015. – № 84. – С. 18.

108. Крылов, А. А. Технологические подходы к устранению смещения нуля МЭМС гироскопов в составе гироинерциального блока / А. А. Крылов, Д. В. Корниук // Труды МАИ. – 2018. – № 103. – С. 18.

109. Вторушин, С. Е. Температурный дрейф собственных частот микромеханического гироскопа / С. Е. Вторушин, А. А. Аршинова, Т. Г. Нестеренко // Вестник науки Сибири. – 2014. – № 1 (11). – С. 61–65.

110. Вибрации в технике : Справочник : В 6-ти т. / под ред. чл.-кор. АН СССР В. В. Болотина. – Москва : Машиностроение, 1978. – Т. 1. – 352 с.

111. Weinberg, H. Gyro Mechanical Performance: The Most Important Parameter / H. Weinberg // Analog Devices Inc [site]. – 2011. – URL: <https://www.analog.com/en/technical-articles/gyro-mechanical-performance.html> (accessed: 15.01.2022)

112. Лайонс, Р. Цифровая обработка сигналов / Р. Лайонс. – Москва : Бином, 2006. – 656 с.

113. Макаренко, С. И. Анализ средств и способов противодействия беспилотным летательным аппаратам / С. И. Макаренко, А. В. Тимошенко, А. С. Васильченко // Системы управления, связи и безопасности. – 2020. – Ч. 1: Беспилотный летательный аппарат как объект обнаружения и поражения. – № 1. – С. 109–146.

114. Бойков, Д.В. Алгоритм автономного контроля целостности навигационного поля / Д. В. Бойков // Технические науки в России и за рубежом. – 2014. – № 3. – С. 27–32.

115. Иванов, А. В. Автономный контроль целостности навигационных данных спутниковых радионавигационных систем способами сравнения и невязок / А. В. Иванов, А. П. Негуляева, С. П. Москвитин // Вестник ТГТУ. – 2016. – Т. 22. – № 3. – С. 358–367.

116. Kolosov, K. Robust Data Fusion of UAV Navigation Measurement with Application to the Landing System / K. Kolosov, A. Miller, B. Miller // Remote Sensing. – 2020. – Vol. 12 (23). – P. 3849.

117. Chunshi, F. Highly Efficient Sigma Point Filter for Spacecraft Attitude and Rate Estimation / F. Chunshi, Y. Zheng // Mathematical Problems in Engineering. – 2009. – Art. 507370.

118. Shin, E. Estimation Techniques for Low-Cost Inertial Navigation / E. Shin // Geometric Engineering [site]. – 2005. – URL: [https://www.ucalgary.ca/engo\\_webdocs/NES/05.20219.EHShin.pdf](https://www.ucalgary.ca/engo_webdocs/NES/05.20219.EHShin.pdf) (accessed: 30.03.2022).

119. Lin, S. Monocular vision-based real-time target recognition and tracking for autonomously landing an UAV in a cluttered shipboard environment / S. Lin, M. A. Garratt, A. J. Lambert // Autonomous Robots. – 2016. – Vol. 41. – P. 881-901.

120. A New Quaternion-Based Kalman Filter for Real-Time Attitude Estimation Using the Two-Step Geometrically-Intuitive Correction Algorithm / K. Feng, J. Li, X. Zhang, C. Shen, Y. Bi, T. Zheng, J. Liu // Sensors. – 2017. – Vol. 17 (9). – P. 2146.

121. Li, J. An Extended Kalman Filter-Based Attitude Tracking Algorithm for Star Sensors / L. Jian, X. Wei, G. Zhang // Sensors. – 2017. – Vol. 17 (8). – P. 1921.

122. Automatic Pose Estimation of Micro Unmanned Aerial Vehicle for Autonomous Landing / S. Manish, P. P. Sanjeeb, J. Basanta, S. Aman, K. P. Rom // International Conference on Intelligent Computing. – Bari, 2020. – Vol. 16. – P. 3–15.

123. Селиванова, Л. М. Инерциальные навигационные системы: учеб. Пособие / Л. М. Селиванова, Е. В. Шевцова. – Москва: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. – Ч. 1: Одноканальные инерциальные навигационные системы. – 46 с.

124. Бранец, В. Н. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. – Москва : Наука, 1973. – 320 с.

125. Ташков, С. А. Исследование существующих способов автономного контроля целостности навигационных данных / С. А. Ташков, Д. Ю. Булочников, Р. Р. Шатовкин // NovaInfo.Ru. – 2018. – № 91. – С. 45–46.

126. Хусаинов, Н. Ш. Разработка алгоритма автономного контроля целостности для бортовой части системы радионавигации / Н. Ш. Хусаинов // Известия ЮФУ. Технические науки. – 2017. – № 1. – С. 188–194.

127. Контроль навигационного поля системы ГЛОНАСС / Д. И. Марарескул, М. В. Ермолаев, А. А. Малышев, А. А. Полякова // Системы управления, космическая навигация и связь. – 2017. – № 1. – С. 277–279.

128. Сурков, В. О. Анализ методов контроля целостности спутниковых радионавигационных систем в навигационных системах подвижным наземных объектов / В. О. Сурков // Молодой ученый. – 2016. – № 13 (117). – С. 219–221.

129. Балакришан, А. В. Теория фильтрации Калмана / А. В. Балакришан. – Москва: Мир, 1988. – 168 с.

## Приложение А.

### Копии актов о реализации результатов диссертационного исследования

УТВЕРЖДАЮ



АКТ

о внедрении результатов кандидатской диссертационной работы  
«Повышение точности позиционирования мультироторного БЛА на этапах взлета/посадки в  
условиях отсутствия прямой видимости спутников навигации»  
Исаева Михаила Александровича

Комиссия в составе:

Председатель комиссии	Руководитель отдела опытных работ	Д.А. Зубов
Члены комиссии	Начальник цеха производства БЛА	С.В. Китаев
	Начальник цеха монтажа радиоэлектронных компонентов	Д.П. Колесников
	Руководитель отдела технического контроля	Р.А. Филиппов

составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы «Повышение точности позиционирования мультироторного БЛА на этапах взлета/посадки в условиях отсутствия прямой видимости спутников навигации», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук, внедрены в процесс производства беспилотных летательных аппаратов в ООО «Основа Безопасности». Предложенные автором научные результаты позволяют:

1. Выполнять калибровку погрешностей первичных бортовых измерителей с учётом температуры блока чувствительных элементов;
2. Осуществлять контроль качества изготовления корпусов беспилотных летательных аппаратов.

Результаты диссертационного исследования использованы при производстве беспилотных летательных аппаратов мультироторного типа «Альбатрос 2» и «Скайрон О».

Председатель  
комиссии

Д.А. Зубов

Члены комиссии

С.В. Китаев

Д.П. Колесников

Р.А. Филиппов

УТВЕРЖДАЮ  
 И.о. директора института  
 Цифрового развития  
 Северо-Кавказского  
 Федерального Университета  
 Петренко  
 «16» февраля 2022 г.



АКТ

О реализации в учебном процессе научных результатов диссертации  
 «Повышение точности позиционирования мультиторного БЛА на этапах взлёта/посадки в  
 условиях отсутствия прямой видимости спутников навигации»  
 Исаева Михаила Александровича

Комиссия в составе:

Председатель комиссии	Линец Геннадий Иванович	Заведующий кафедрой инфокоммуникаций, доктор технических наук, доцент
Члены комиссии	Баженов Анатолий Вячеславович	кандидат технических наук, профессор кафедры инфокоммуникаций
	Мельников Сергей Владимирович	кандидат технических наук, доцент кафедры инфокоммуникаций

составили настоящий акт об использовании результатов диссертации Исаева М.А. в учебном процессе Института цифрового развития Северо-Кавказского Федерального Университета.

На кафедре инфокоммуникаций, по направлению подготовки 09.03.01. Информатика и вычислительная техника, направленность (профиль) «Программное обеспечение средств вычислительной техники и автоматизированных систем» в рамках дисциплины «Основы микропроцессорной техники» использованы следующие научные результаты диссертации Исаева М.А.: алгоритм идентификации помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых радионавигационных сигналов; метод уменьшения инструментальных погрешностей первичных измерителей.

Председатель комиссии



Г.И. Линец

Члены комиссии


А.В. Баженов

С.В. Мельников

УТВЕРЖДАЮ

Генеральный директор



Ю.П. Стоянов

«21» марта 2022 г.

## АКТ

реализации научной работы  
 «Повышение точности позиционирования мультироторного БЛА на этапах взлета/посадки в  
 условиях отсутствия прямой видимости спутников навигации»  
 Исаева Михаила Александровича

Комиссия в составе: председателя – технического директора ООО «Стилсофт» Шипулина А.В., членов комиссии заместителя технического директора Шульга Н.А., руководителя конструкторского бюро радиоэлектронной аппаратуры Зенина В.В., руководителя группы разработки беспилотных летательных аппаратов Куликова В.В. составила настоящий акт о том, что результаты научной работы соискателя ученой степени кандидата технических наук Исаева Михаила Александровича, представленные в следующих работах:

Исаев А. М., Линец Г. И., Исаев М. А., Мельников С. В. Программно-аппаратный комплекс имитационного моделирования полета мультироторного БЛА // Инфокоммуникационные технологии. – 2020. – Т. 18. – № 2. – С.177–187;

Исаев М. А., Линец Г. И. Метод восстановления оценки параметров движения беспилотного летательного аппарата при идентификации факта помехового воздействия на бортовой приемник спутниковых навигационных сигналов // Системы управления, связи и безопасности. – 2021. №4. С.72–98;

использованы в программном обеспечении бортового вычислителя БЛА.

Проведенные автором научные исследования позволяют:

- 1) проводить тестирование навигационной системы мультироторных беспилотных летательных аппаратов в условиях искажения сигналов навигационных спутников;
- 2) осуществлять анализ состояния навигационного поля бортовым вычислителем БЛА в режиме реального времени;
- 3) выполнять восстановление оценки параметров линейного движения за промежуток времени между фактическим началом помехового воздействия на бортовой приемник СРНС и идентификацией данного факта бортовым вычислителем;

4) выполнять посадку БЛА на оборудованную площадку ограниченного размера в условиях отсутствия прямой видимости спутников навигации.

**Председатель комиссии:**

Технический директор ООО «Стилсофт»



А.В. Шипулин

**Члены комиссии:**

Заместитель технического директора



Н.А. Шульга

Руководитель конструкторского бюро РЭА



В.В. Зенин

Руководитель группы разработки БЛА



В.В. Куликов