

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

На правах рукописи

Малисов Николай Павлович

**АЛГОРИТМЫ ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ТРАЕКТОРНОГО ДВИЖЕНИЯ
ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПРИ АНОМАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ
НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ**

Специальность 2.9.6 – «Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники»

Диссертация

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель
доктор технических наук, доцент
Ерохин Вячеслав Владимирович

Москва – 2026

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Введение	5
1 Обоснование необходимости повышения точности оценки параметров траекторного движения воздушных судов при аномальных условиях навигационных определений	14
1.1 Анализ особенностей навигационно-временных определений при интеграции беспилотных воздушных судов в единое воздушное пространство Российской Федерации	14
1.2 Анализ современного состояния и тенденций развития бортовых пилотажно-навигационных комплексов	16
1.3 Анализ принципов построения инерциально-спутниковых систем навигации	21
1.3.1 Анализ проблем оценки параметров траекторного движения на основе ГНСС при аномальных условиях навигационных определений	21
1.3.2 Схемы комплексирования БИНС и ГНСС	26
1.3.3 Обзор современных инерциально-спутниковых систем навигации, методов обработки информации и оптимального управления	28
1.4 Модели траекторного движения воздушного судна и навигационных систем	31
1.4.1 Математические модели траекторного движения	31
1.4.2 Математическая модель БИНС	34
1.4.3 Математические модели погрешностей бортового приемника спутниковой навигации и транспондера АЗН-В	39
1.5 Постановка задачи исследований	40
Выводы по главе 1	44
2 Экспериментальные исследования погрешностей оценки параметров траекторного движения при аномальных условиях навигационных определений	46

2.1	Исследование погрешностей приемников спутниковой навигации по экспериментальным данным	46
2.2	Экспериментальное исследование влияния помех на качество функционирования приемников спутниковой навигации	55
	Выводы по главе 2	58
3	Алгоритмы определения местоположения и управления траекторией полета при аномальных условиях навигационных определений	61
3.1	Определение местоположения при различной конфигурации источников навигационной информации	61
3.1.1	Постановка задачи	61
3.1.2	Разработка алгоритма комплексной обработки навигационной информации на основе метода квадратного корня	64
3.1.3	Моделирование и исследование характеристик разработанного алгоритма	70
3.2.	Разработка алгоритма управления траекторией полета беспилотного воздушного судна при различной конфигурации источников навигационной информации	74
3.2.1	Постановка задачи	74
3.2.2	Алгоритм управления траекторией полета беспилотного воздушного судна с процедурой идентификации параметров информационно-управляющей системы	75
3.2.3	Результаты моделирования и исследования	85
	Выводы по главе 3	91
4	Алгоритмы комплексной обработки информации и управления траекторией полета при аномальных условиях навигационных определений на основе методов адаптивной фильтрации	93
4.1	Алгоритм комплексной обработки информации в	

интегрированной инерциально-спутниковой системе навигации на основе адаптивного расширенного фильтра Калмана	93
4.1.1 Чувствительность систем оптимального управления и оптимальной фильтрации, расходимость фильтров Калмана	93
4.1.2 Постановка задачи	94
4.1.3 Синтез алгоритма комплексной обработки навигационной информации	96
4.1.4. Адаптация алгоритма комплексной обработки информации при аномальных условиях навигационных определений	100
4.1.5 Результаты моделирования и исследования	104
4.2. Алгоритм управления траекторией полета воздушного судна на основе адаптивного оценивания навигационных параметров	110
4.2.1 Постановка задачи	110
4.2.2 Синтез алгоритма	113
4.2.3 Модификация алгоритма при аномальных условиях навигационных определений	114
4.3 Результаты моделирования и исследования	117
4.4 Разработка практических рекомендаций по применению синтезированных алгоритмов в вычислителях интегрированных инерциально-спутниковых систем навигации	126
Выводы по главе 4	134
Заключение	138
Список сокращений и условных обозначений	142
Список литературы	144
Приложения	157
Приложение А. Специализированный программный модуль для исследования помехоустойчивости радионавигационной системы	157
Приложение Б	162

Введение

Актуальность темы исследования. Аэронавигационная система (АНС) представляет собой единую систему организации использования воздушного пространства и аэронавигационного обслуживания в интересах обеспечения национальной безопасности и развития экономики Российской Федерации. В соответствии с концепцией создания и развития АНС России, система должна предоставлять пользователям возможность выбора предпочтительных маршрутов полета, обеспечивать поддержание требуемого уровня безопасности воздушного движения. Развитие АНС должно осуществляться на основе международных стандартов и рекомендуемой практики, с учетом методов аэронавигационного планирования ИКАО. В то же время стремительно развивается беспилотная авиация, которая находит широкое применение во многих отраслях экономики, при этом актуализируются задачи обеспечения безопасности полетов. Концепция интеграции беспилотных воздушных судов (БВС) в единое воздушное пространство Российской Федерации предполагает достижения такого состояния авиатранспортной системы, при котором выполнение полетов беспилотных и пилотируемых воздушных судов (ПВС) в едином воздушном пространстве РФ будет обеспечено на требуемом уровне безопасности полетов. Предъявляемые требования к точности навигационных определений и эффективности функционирования бортового пилотажно-навигационного комплекса (БПНК) для обеспечения безопасности полетов в равной степени относятся к ПВС и БВС.

АНС основана на интегрированном взаимодействии человека, технологий, средств и служб, при поддержке перспективных бортовых, наземных, спутниковых средств и систем аэронавигации. Однако, в последние годы проявляется проблема недостаточной помехозащищенности и точности навигационно-временных определений по данным глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС), поэтому их применение в качестве единственного навигационного измерителя не

приемлемо потому, что в реальных условиях эксплуатации выполнение требований непрерывности и достоверности навигационно-временных определений (НВО) не будет обеспечено.

В ИКАО приоритетным направлением является формирование современных подходов к построению экономически эффективных воздушных трасс, при этом особое внимание уделяется обеспечению безопасности и регулярности полетов. Система траекторного управления (СТУ) должна стабилизировать положение ВС и точно отслеживать заданный маршрут полета. Современные и перспективные БПНК для определения навигационных параметров полета включают в свой состав бортовой приемник ГНСС и бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС), образуя интегрированную инерциально-спутниковую систему навигации (ИИССН). Для комплексирования БИНС и ГНСС на практике широкое распространение получили различные варианты фильтра Калмана (ФК), которые позволяют получить оценку параметров траекторного движения на основе априорной информации о статистических характеристиках погрешностей навигационных измерителей, интенсивности шумов наблюдений и т.д. Отличия статистических характеристик шумов наблюдений от модельных значений приводят к возникновению аномальных условий навигационных определений и вызывают расхожимость процесса оценивания. Одним из эффективных направлений повышения стабильности процесса оценивания ФК является применение методов адаптивной фильтрации сигналов.

Анализ существующих навигационных систем на основе инерциальных и спутниковых технологий выявил **противоречие практического характера** между отсутствием в отечественных разработках бортовых инерциально-спутниковых систем алгоритмов адаптивной оценки параметров траекторного движения и необходимостью повышения точности определения координат и выдерживания заданного маршрута полета воздушного судна при аномальных условиях навигационных определений.

Следствием этого является **противоречие научного характера** между необходимостью повышения точности определения параметров траекторного

движения воздушных судов при аномальных условиях навигационных определений, с одной стороны, и отсутствием алгоритмов адаптивной комплексной обработки навигационной информации, с другой стороны.

В диссертации для разрешения указанных противоречий решается актуальная **научная задача** разработки методов и алгоритмов определения местоположения и управления траекторией полёта воздушных судов на основе адаптивной комплексной обработки информации в интегрированных инерциально-спутниковых системах навигации при аномальных условиях навигационных определений.

Актуальность научной задачи обусловлена, прежде всего тем, что внедрение адаптивных алгоритмов позволит:

- повысить точность выдерживания заданного маршрута полета при аномальных условиях навигационных определений для обеспечения требуемого уровня безопасности полетов в воздушном пространстве;

- обеспечить требуемую точность определения местоположения ВС на всех этапах полета, что позволит избежать возникновения потенциально конфликтных ситуаций в воздушном пространстве;

- повысить ситуационную осведомлённость диспетчеров, экипажей ВС, о воздушной обстановке в условиях воздействия шумов и помех.

Таким образом, в настоящее время актуальной задачей является анализ и синтез высокоэффективных вычислительных систем самолетовождения (ВСС). Такие ВСС позволяют выполнять полет по заданной программной траектории с требуемой точностью в условиях воздействия на бортовые навигационные системы различных возмущений. БПНК на основе инерциальных и спутниковых технологий позволяют получить высокую точность определения координат ВС и решать сложные задачи управления траекторией полета. Необходимым условием эффективного применения ИИССН является разработка алгоритмов адаптивной комплексной обработки навигационной информации и управления траекторией полета.

На сегодняшний день в России уделяется большое внимание разработкам интегрированных систем навигации, ведущими производителями которых

являются ЦНИИ «Электроприбор», ООО "НПО НаукаСофт", ФНЦП «Раменское приборостроительное конструкторское бюро», ЗАО «НПК Электрооптика», Пермской НПК.

Тем не менее, проблема, связанная с оценкой навигационных параметров и управления траекторией полета в реальных условиях эксплуатации приводит к необходимости проведения фундаментальных теоретических и экспериментальных исследований процессов определения местоположения (МП) ВС, а также осуществления синтеза новых алгоритмов и адаптации существующих для обеспечения функционирования ИИССН при аномальных условиях навигационных определений.

Степень разработанности темы исследования. Ключевые вопросы разработки интегрированных систем навигации и синтеза алгоритмов комплексной обработки информации рассмотрены и систематизированы в работах Бабича О.А., Ярлыкова М.С., Красовского А.А., Миронова М.А., Перова А.И., Марюхненко В.С., Болелова Э.А., Аникина А.Л., Болдина В.А., Рубцова В.Д., Скрыпника О.Н., Дмитриева С.П., Степанова О.А., Емельянцева Г.И..

Эффективность применения алгоритмов комплексной обработки информации существенно зависит от адекватности математических моделей навигационных систем и реальных измерительных процессов. В работах известных ученых Джанджгавы Г.И., Чернодарова А.В., Рогалева А.П., Дегтярева А.А, Тайля Ш., Mohamed А.Н. и ряда других показана целесообразность применения методов адаптивной фильтрации при воздействии шумов и помех для повышения достоверности оценивания вектора состояния в интегрированных системах навигации.

Методологические основы разработки систем оптимального управления изложены в трудах Стратоновича Р.Л, Понтрягина Л.С., Красовского Н.Н., Воронова А.А., Тятюшкина А.И., Беллмана Р.Э, Сейджа Э.П., Уайта Ч.С., Ризаева И.С., Калмана Р.Э., Дегтярева Г. Л., Воронова Е.М., Максимова М.В..

Методы синтеза алгоритмов траекторного управления полетом воздушного судна представлены в работах Воробьева В.В., Кузнецова С.В., Косьянчука В.В.,

Кузнецова В.Л.. Фундаментальные основы анализа и синтеза радиоэлектронных систем разработаны основателями научных школ Российской Федерации Тихоновым В.И., Харисовым В.Н., Ярлыковым М.С., Меркуловым В.И..

Целью работы является повышение точности определения местоположения воздушных судов посредством разработки научно обоснованных алгоритмов оценки координат и управления траекторией полета на основе адаптивной комплексной обработки навигационной информации при аномальных условиях навигационных определений.

Для достижения цели работы решается **комплекс взаимосвязанных задач**:

1. Обоснование необходимости применения интегрированной инерциально-спутниковой системы навигации и адаптивной комплексной обработки информации при аномальных условиях навигационных определений на основе экспериментальных данных.

2. Разработка алгоритма комплексной обработки информации обеспечивающего непрерывное формирование оценок параметров траекторного движения воздушного судна при аномальных условиях навигационных определений.

3. Разработка и исследование точностных характеристик алгоритма обработки информации в интегрированной инерциально-спутниковой системе навигации на основе методов адаптивной фильтрации сигналов, позволяющего повысить точность определения параметров траекторного движения воздушного судна в условиях неопределённости статистических характеристик шумов наблюдений.

4. Разработка алгоритма управления траекторией полета беспилотного воздушного судна при различной конфигурации источников навигационной информации.

5. Разработка алгоритма управления траекторией полета воздушного судна на основе адаптивного расширенного фильтра Калмана, позволяющего повысить точность выдерживания линии заданного пути в условиях воздействия шумов и помех при решении задач аэронавигационного обеспечения полетов.

Объектом исследования являются интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации.

Предметом исследования являются методы и алгоритмы оценки параметров траекторного движения воздушных судов при аномальных условиях навигационных определений.

Научная новизна работы состоит в развитии методов теории адаптивной фильтрации и оптимального управления. В настоящей работе получены новые научные результаты:

1. Разработан алгоритм комплексной обработки навигационной информации, в отличие от известных обеспечивающий непрерывность определения параметров траекторного движения при аномальных условиях навигационных определений в интегрированных инерциально-спутниковых системах навигации.

2. Разработан алгоритм комплексной обработки информации, в отличие от известных позволяющий повысить точность определения параметров траекторного движения воздушного судна в условиях неопределённости статистических характеристик псевдодальномерных измерений за счёт адаптивной обработки сигналов в интегрированных инерциально-спутниковых системах навигации.

3. Разработан алгоритм управления траекторией полёта беспилотного воздушного судна в едином воздушном пространстве, в отличие от известных позволяющий выдерживать заданный маршрут полёта в условиях априорной параметрической неопределённости шумов наблюдений, путём реализации процедуры идентификации параметров информационно-управляющей системы.

4. Разработан алгоритм управления траекторией полёта воздушного судна, в отличие от известных позволяющий повысить точность выдерживания линии заданного пути в условиях воздействия шумов и помех, при решении задач аэронавигационного обеспечения полётов на основе адаптивной оценки параметров траекторного движения.

Практическая значимость работы состоит в следующем:

1. Разработанные алгоритмы оценки параметров траекторного движения воздушного судна, позволяют повысить точность определения координат воздушных судов путём реализации комплексной обработки информации в условиях априорной неопределённости шумов наблюдений.

2. Разработанные алгоритмы управления траекторией полёта на основе адаптивной обработки информации позволяют выдерживать заданный маршрут полёта при аномальных условиях навигационных определений.

3. Полученные результаты могут быть использованы при разработке и модернизации программного обеспечения специализированных навигационных вычислителей пилотируемых и беспилотных воздушных судов.

Методы диссертационного исследования. Для решения поставленных задач применялись аналитические и экспериментальные методы исследований процессов навигационно-временных определений. В работе использованы методы статистической теории радионавигации, марковской теории фильтрации, теории идентификации, адаптивной фильтрации сигналов, статистической теории оптимального управления, имитационного статистического моделирования, организации и проведения натурных и полунатурных экспериментов. Специализированные программные комплексы для исследования синтезированных алгоритмов разработаны в программных средах Delphi и MathCad.

На защиту выносятся следующие основные научные положения:

1. Экспериментальное обоснование применения адаптивной комплексной обработки информации в ИНССН при аномальных условиях навигационных определений.

2. Алгоритмы определения местоположения и управления траекторией полета беспилотного воздушного судна с процедурой идентификации параметров информационно-управляющей системы.

3. Алгоритм комплексной обработки информации в условиях априорной неопределённости статистических характеристик псевдодальномерных измерений на основе адаптивной фильтрации сигналов.

4. Алгоритм управления траекторией полета воздушного судна на основе адаптивной оценки параметров траекторного движения при воздействии шумов и помех.

Достоверность научных результатов основана на:

- корректном использовании методов имитационного математического моделирования;
- комплексной обработке информации, методов теории оптимального управления и адаптивной фильтрации;
- корректном использовании теории фильтрации случайных процессов, методов имитационного статистического моделирования, методов организации и проведения натурных экспериментов;
- совпадении частных результатов исследований характеристик глобальной навигационной спутниковой системы с данными натурных экспериментов и с результатами исследований известными ранее.

Апробация результатов. Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на I-ой международной научно-практической конференции «Авиация: современность, перспективы развития и история» учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации». Минск, 2016 г.; XXIV Всероссийской научно-технической конференции с международным участием «Современные проблемы радиоэлектроники». Красноярск, СФУ, 2024 г; Международная научно-практическая конференция «Вопросы образования и науки», г. Тамбов, 2025г.; XIV Международной научно-технической конференции "Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации", ИФ МГТУ ГА, 2025г. научно-технических семинарах кафедр ТЭ РЭО ВТ МГТУ ГА и АРЭО Иркутского филиала МГТУ ГА.

Публикации результатов. Основные положения и результаты диссертационной работы изложены в 11 научных изданиях, 5 из которых в рецензируемых научных журналах из перечня ВАК при Минобрнауки (72 с.), из них без соавторов – 1 статья, 1 статья в журнале из списка SCOPUS, 4 (22 с.) научных статьи опубликованы в трудах международных и всероссийских

конференций, получено свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2024661792 от 21.05.2024.

Личное участие автора в получении результатов, изложенных в диссертации, состоит в том, что автором была сформулирована актуальная научно-техническая задача, проведена её декомпозиция и определён комплекс частных задач, требующих решения.

Автором лично:

– разработан алгоритм комплексной обработки навигационной информации при аномальных условиях навигационных определений;

– разработан алгоритм управления траекторией полёта беспилотного воздушного судна в едином воздушном пространстве в условиях априорной параметрической неопределённости шумов наблюдений;

– разработан алгоритм комплексной обработки информации в условиях неопределённости статистических характеристик псевдодальномерных измерений за счёт адаптивной обработки сигналов;

– разработан алгоритм управления траекторией полёта воздушного судна в условиях воздействия шумов и помех на основе адаптивной оценки параметров траекторного движения.

Реализация результатов. Основные результаты диссертационной работы внедрены в авиакомпаниях «ИрАэро», «СиЛа» и в учебном процессе Иркутского филиала МГТУ ГА, что подтверждено соответствующими актами.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы и приложений. Основное содержание работы изложено на 162 страницах машинописного текста, содержит 87 рисунков и 6 таблиц. Список литературы содержит 104 наименования.

Глава 1. Обоснование необходимости повышения точности оценки параметров траекторного движения воздушных судов при аномальных условиях навигационных определений

1.1. Анализ особенностей навигационно-временных определений при интеграции беспилотных воздушных судов в единое воздушное пространство Российской Федерации

С развитием народного хозяйства Российской Федерации на протяжении нескольких десятилетий увеличиваются объемы пассажирских и грузовых авиационных перевозок. При этом стремительно развивается беспилотная авиация, которая нашла свое применение во многих отраслях экономики [42]. В настоящее время большое внимание уделяется вопросу организации полетов БВС в едином воздушном пространстве, в частности, подписано Распоряжение Правительства РФ от 05.10.2021 N 2806-р «Об утверждении Концепции интеграции беспилотных воздушных судов в единое воздушное пространство Российской Федерации и плана реализации Концепции в части развития технологий». Концепция разработана в целях определения путей и способов достижения такого состояния авиатранспортной системы РФ, при котором выполнение полетов пилотируемых и беспилотных ВС в едином воздушном пространстве РФ будет обеспечено на приемлемом уровне безопасности полетов. Программа рассчитана на три этапа и должна быть полностью реализована к 2030 году.

Согласно Концепции под интеграцией БВС в единое воздушное пространство понимается процесс совершенствования законодательства РФ, разработки и внедрения технологий обслуживания воздушного движения (управление полетами)

успешное выполнение которого, обеспечит безопасное выполнение полетов пилотируемых и беспилотных ВС в воздушном пространстве РФ.

Интеграция БВС в воздушное пространство актуализирует важнейший вопрос – обеспечение безопасности полетов. Показателем актуальности вопроса стал инцидент в Лондонском аэропорту Гатвик 20 декабря 2018 года, после того как из-за дронов над летным полем была закрыта взлетно-посадочная полоса. Обеспечение безопасности совместных полетов пилотируемых и беспилотных ВС должно базироваться на использовании современных систем наблюдения, связи и планирования, а также на высокой степени ситуационной осведомленности и современных системах обработки данных. Обеспечение безопасных полетов в едином воздушном пространстве, где на равных условиях будут безопасно выполнять полеты все пользователи, требует новых правил и соответствующих технологий связи, навигации и наблюдения, которые будут отнесены в равной степени к пилотируемой и беспилотной авиации. Существует ряд задач, в том числе аэронавигационных, которые необходимо решить для обеспечения интеграции БВС в единое воздушное пространство.

Рассматривая аспект обеспечения безопасности полетов, следует отметить, что система управления БВС должна строиться с учетом существующих методов управления воздушным движением с сохранением требуемого уровня безопасности всех участников воздушного движения. Одной из составляющих безопасности полетов является ситуационная осведомленность оператора БВС, которая сегодня ниже, чем у летчика, находящегося в кабине ВС.

Необходимо отметить, что сфера применения БВС год от года расширяется. В перспективе они будут применяться для выявления повреждений после технологических нарушений или аварий на инфраструктуре, а также для осмотра элементов высоковольтных линий [88]. Кроме того, БВС могут решать задачи обнаружения источников радиопомех, контроля диаграмм направленности антенн курсо-глиссадной системы посадки. Примером использования является корректировка контрольной точки глиссады в аэропорту г. Челябинск, где фиксировались постоянные жалобы экипажей на погрешности в ее определении.

В контексте решения широкого круга прикладных задач БВС гражданского назначения необходимо реализовывать следующие функции: выполнять полет в назначенный пункт маршрута с высокой точностью, выполнять оценку метеобстановки и реализовывать программу возврата в точку вылета [25, 37, 87].

Концепция интеграции БВС в единое воздушное пространство Российской Федерации и плана реализации Концепции в части развития технологий вызывает необходимость непрерывного совершенствования аэронавигационного обеспечения полетов. Необходимость совершенствования аэронавигационного оборудования подвижных объектов обусловлено как постоянным ужесточением требований со стороны потребителей навигационной информации, в частности, систем управления, в соответствии с международными стандартами по обеспечению безопасности полетов ВС, так и появлением новых задач и объектов управления. Для эффективного управления траекторией полета ВС на требуется высокоточное определение навигационных параметров [25, 37, 87].

Первостепенной задачей является решение научно–технических проблем обеспечения высокой точности оценки параметров траекторного движения ВС при аномальных условиях навигационных определений для выполнения требований безопасности полетов [104].

1.2. Анализ современного состояния и тенденций развития бортовых пилотажно-навигационных комплексов

В ИКАО важным направлением является разработка новых подходов к построению и выдерживанию эффективных траекторий полета [91]. На сегодняшний день методы теории оптимального управления получают широкое распространение и развитие в различных областях науки и техники [44,70].

В настоящее время одной из актуальных научно-технических задач является создание эффективных ВСС, которые позволяют наиболее точно реализовать выбранную программную траекторию в условиях воздействия на ВС и навигационные системы различных возмущений. ВСС позволяет обеспечивать автоматическое или директорное управление на всём маршруте полёта, при этом выполняется стабилизация заданного курса или заданного путевого угла. На основе выходных данных специализированных навигационных вычислителей с помощью бортовой системы управления реализуется программное управление полётом. Используя навигационные системы для определения точного положения ВСС осуществляет траекторное управление маршрутным полётом [83].

К числу основных задач, решаемых в настоящее время на борту подвижных объектов различного назначения, относятся задачи навигации, ориентации и автоматического управления движением. Для решения этих задач требуется соответствующее аэронавигационное обеспечение полетов, поэтому системы, решающие эти задачи, объединяются в комплексы ориентации и навигации с целью повышения точности и надежности определения информационных параметров [50]. Определяющим классификационным признаком КОН является среда использования подвижных объектов, на которых могут применяться современные навигационные средства и системы ориентации, что ведет к определенной специфике бортовых пилотажно-навигационных комплексов (БПНК).

К современным БПНК предъявляются высокие требования к точности определения параметров траекторного движения с целью эффективного навигационного обеспечения всех этапов полета [12, 50]. Требования к точности навигационных определений изложены в радионавигационном плане Российской Федерации (утв. приказом Минпромторга России от 28 июля 2015 г. № 2123). Требования навигационному обеспечению полетов ВС приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Требования к навигационному обеспечению

Решаемые задачи	Достоверность	Тактико-технические требования к навигационному обеспечению			
		Рабочая зона	Точность (СКП)	Доступность, Р	Целостность, P(t)
полет по маршруту	0.9996	глобальная, региональная	0,25-5,8 км	0,999-0,99999	0,999 (10с)
полет в зоне аэродрома	0.9996	район аэродрома	200 м	0,99999	0,999 (10с)
некатегоризированный заход на посадку	0.9996	район аэродрома	50-75 м	0,99999	0,999 (2с)
заход на посадку по категориям ICAO	0.9996	зона средств посадки	0,4-8,5 м	0,999999-0,99999995	0,999999-0,999999995 (менее 1с)
геодезические и геофизические приложения	—	локальная	0,1-10 м	0,999	0,999

Объединение систем в БПНК позволяет увеличить точность и надежность навигационных определений и повысить безопасность полетов. Таким образом, требуемая точность и надежность определения параметров траекторного движения при заданных ограничениях являются основополагающими при определении структуры и состава БПНК [12, 50, 86]. БПНК должны обеспечивать: автоматическое самолётовождение по маршруту, взлет и категоризованную посадку; высокую точность, надежность и безопасность самолетовождения и т.д.

Исходя, из сказанного выше обобщенную структуру БПНК можно представить в виде пяти взаимосвязанных функциональных частей (рис. 1.1) [8]:

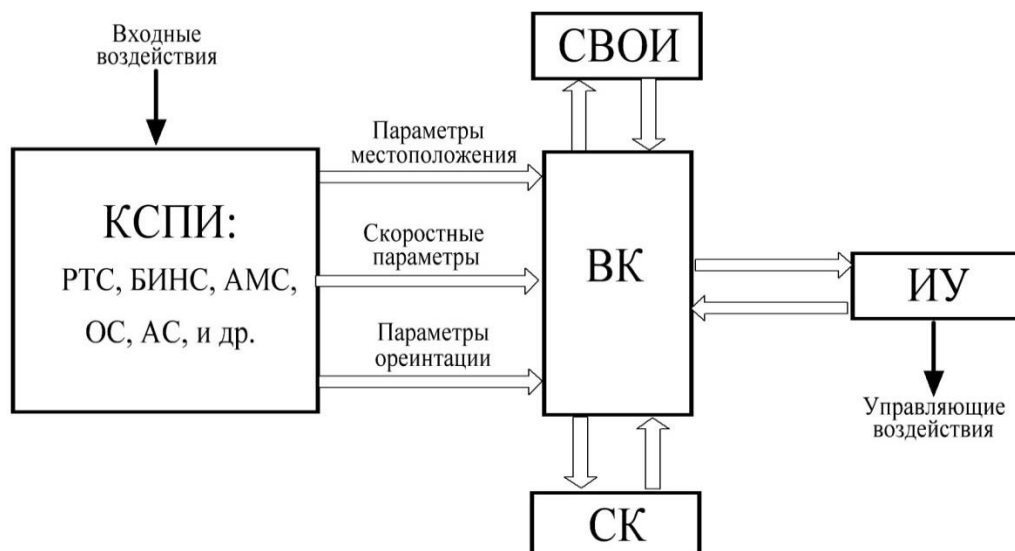


Рисунок 1.1 – Обобщенная структура БПНК:

КСПИ – комплекс систем первичной информации; ВК – вычислительный комплекс; СВОИ – средства ввода и отображения информации; РТС – радиотехнические системы; СК – средства контроля; ИУ - исполнительные устройства.

КСПИ объединяет системы, работающие на различных физических принципах: радиоэлектронные системы, инерциальные навигационные системы и др. Информация о навигационных параметрах и угловой ориентации поступает в ВК, где вычисляются параметры траекторного движения объекта, формируются управляющие сигналы [50, 84].

На рисунке 1.2 показана структура БПНК для автоматического объекта (без экипажа).

Дальнейшим этапом совершенствования структуры БПНК, является переход к комплексам интегрального типа, имеющим сложную иерархическую структуру, которая изображена на рисунке 1.3, и представляет собой совокупность структурно, функционально, информационно и программно взаимосвязанных БК, бортовых комплексных систем и бортовых систем на основе единых ВК и системы отображения индикации управления и контроля [2, 3, 68].

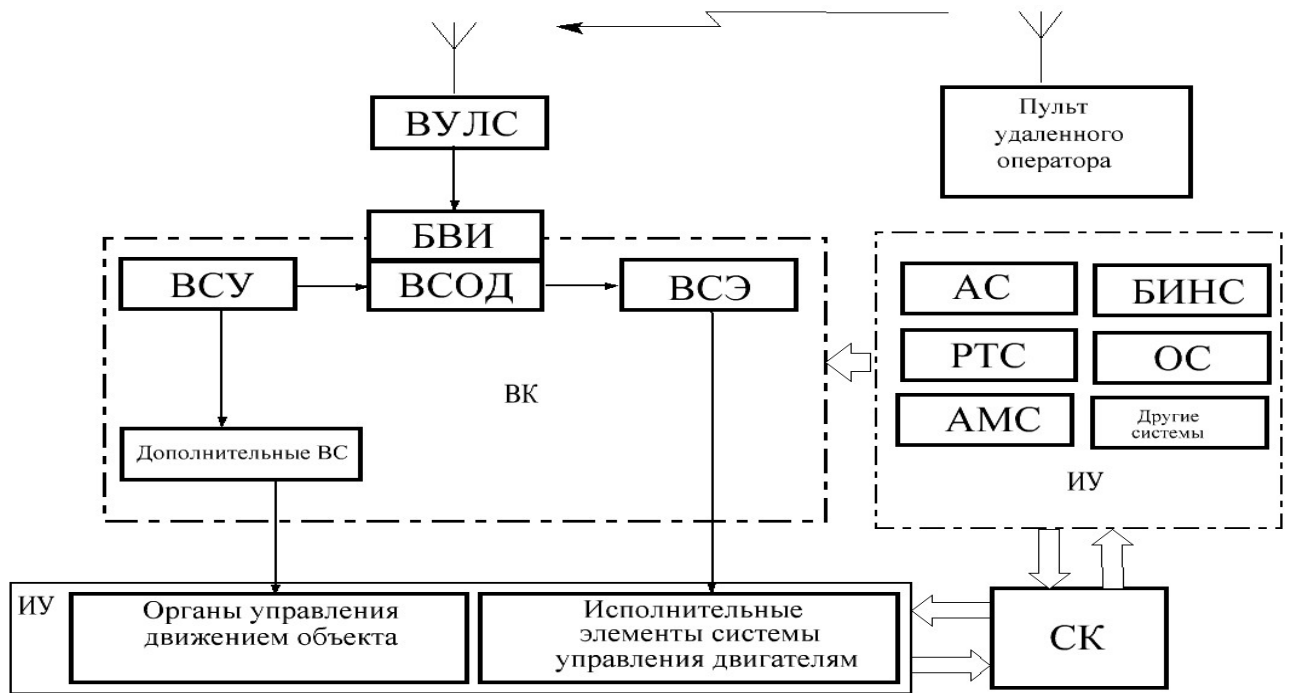


Рисунок 1.2 – Структура комплекса ориентации и навигации для автоматического объекта управления

Функционально БПНК взаимосвязан с другими сопрягаемыми БК, БКС, БС ВС. В процессе решения пилотажно-навигационных задач отдельные БК и БПНК взаимосвязаны по радиоканалам с наземными станциями, радиомаяками, наземными автоматизированными системами управления воздушным движением. Основу БПНК интегрального типа составляет БВС и специализированные процессоры. Для обеспечения наибольшей надежности и точности в любых возможных условиях полета на борту необходимо иметь несколько независимых датчиков курса и скорости полета, работающих на различных физических принципах действия, определение текущих координат необходимо выполнять как методами независимых определений, так и методами счисления.

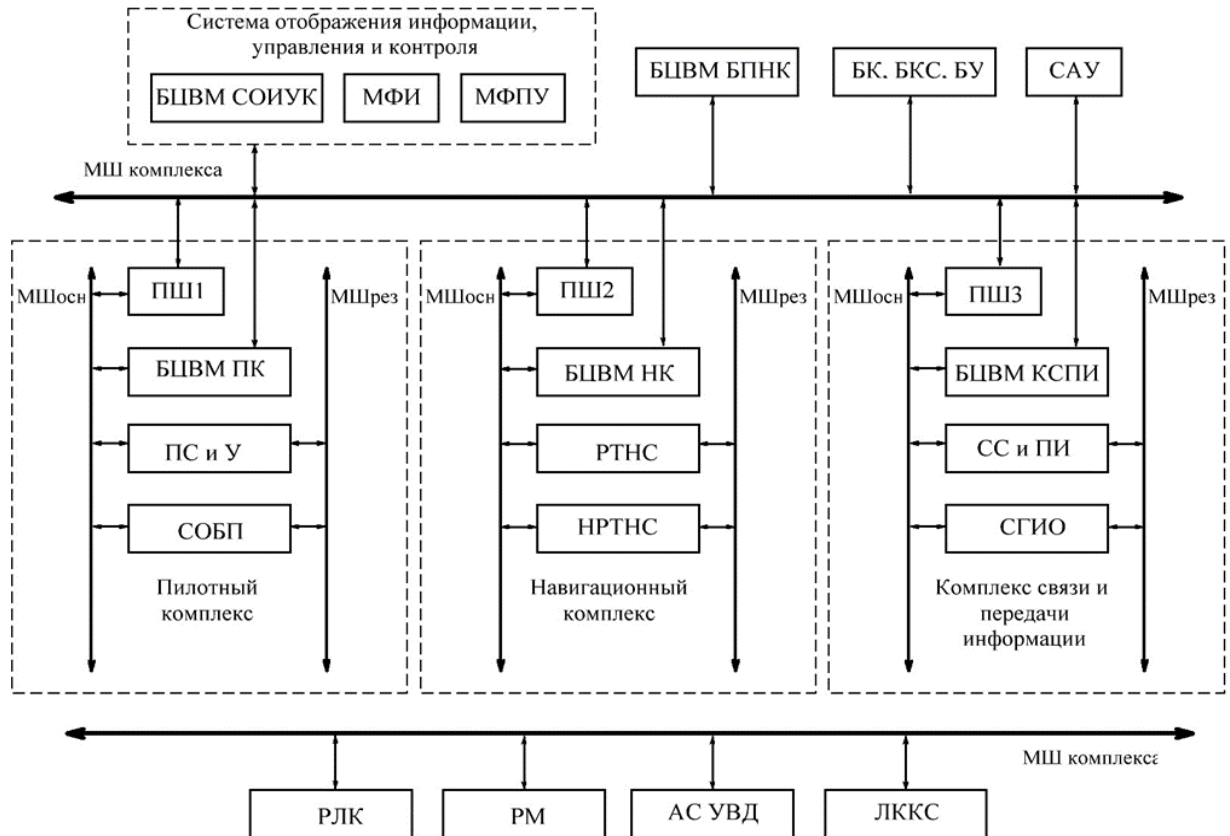


Рисунок 1.3 – БПНК интегрального типа

1.3. Анализ принципов построения инерциально-спутниковых систем навигации

1.3.1. Анализ проблем оценки параметров траекторного движения на основе ГНСС при аномальных условиях навигационных определений

В настоящее время ГНСС, такие как Российская ГЛОНАСС, европейская Galileo, Китайская BeiDou и американская GPS, широко применяются в

транспортной отрасли. Высокоточное определение параметров траекторного движения ВС возможно обеспечить благодаря ГНСС, которые выдают координатно-временную информацию в СТУ. Вместе с тем, применение ГНСС в качестве основного средства навигации ограничивают проблемы, которые возникают в реальных условиях эксплуатации. В частности, ГНСС не всегда может обеспечить выполнение требований по непрерывности и достоверности навигационно-временных определений (НВО). При введении санкций в отношении РФ существует вероятность отключения Российских потребителей от зарубежных ГНСС (включение режима селективного доступа SA), что приведет к значительному уменьшению числа видимых навигационных космических аппаратов (НКА) рабочего созвездия. Данное обстоятельство может привести к снижению точности определения МП и сделать невозможным решение навигационной задачи на борту ВС. При этом погрешности позиционирования будут приводить к ошибкам выдерживания заданного маршрута полета.

Опыт применения бортовых приемников спутниковой навигации (БПСН) свидетельствует о том, что ГНСС подвержены локальному радиоэлектронному воздействию. Применение средств радиоэлектронной борьбы (РЭБ) наглядно продемонстрировало уязвимость ГНСС. При подавлении сигналов ГНСС средствами РЭБ и спуфинге эффективность применения систем самолетовождения, зависящая от точного определения координат, существенно снижается. Даже кратковременное вмешательство в работу ГНСС способно нарушить решение задачи по выдерживанию заданного маршрута полета. Подавление ГНСС становится международным трендом, который снижает уровень безопасности полетов. В условиях активного радиоэлектронного противодействия увеличивается вероятность потери сигналов отдельных НКА.

В качестве подтверждения вышеизложенного можно привести авиакатастрофу, произошедшую 25 декабря 2024 года в аэропорту Актау Казахстан. Из реконструкции полета, основанной на предварительном отчете по результатам расследования, известно, что авиалайнер Embraer 190 авиакомпании AZAL совершал рейс J2-8243, в Грозный. Прогноз в Грозном был следующий. Ветер 3

метра в секунду с порывами до 8. Видимость 3100 м. Дымка. Сплошная облачность с нижней границей 210 м, при которой горы закрыты облаками. Экипаж ВС планировал выполнить посадку в Грозном по спутниковым системам RNP (Required Navigation Performance – требуемые навигационные характеристики). По требованиям RNP нижняя граница облачности должна быть не менее 115 м. С 29 ноября по 30 декабря по аэродрому Грозный действует предупреждение, что в работе спутниковых систем могут наблюдаться сбои. На полпути к Грозному в условиях сбоев происходит отказ обоих комплектов GPS. Точная система посадки ILS на аэродроме Грозный снята с эксплуатации. Таким образом, остается только заход по приводным радиостанциям NDB (Non-Directional Beacon - ненаправленный (всенаправленный) радиомаяк или приводная радиостанция), экипаж запросил векторение. Минимальная высота облаков для этого захода должна быть 260 метров, но для него не подходит погода. После двух попыток захода на посадку экипаж принимает решение уходит на запасной аэродром. Уход на второй круг всегда невольно повышает эмоциональную нагрузку на экипаж. Хотя отказ обоих комплектов GPS не является причиной авиакатастрофы, но при этом снизил качество навигационного обеспечения самолета при полете по маршруту и заходе на посадку, вследствие этого были ограничены возможные действия экипажа в сложных погодных условиях. Фрагменты записи переговоров экипажа с диспетчерами приведены на рисунке 1.4.

Данные обстоятельства повышают значимость доступа к технологиям автономной навигации. Внимание к инерциальным навигационным системам, обусловлено растущей уязвимостью спутниковых технологий, при этом автономные датчики дополняют ГНСС в составе интегрированных навигационных систем.

25 декабря 2024 года



AZAL - Azerbaijan Airlines

Второй пилот: Азербайджан 8-2-4-3, готовы к снижению и, для информации, у нас отказ обоих комплектов GPS, прошу маршрут прибытия REMKA 1 X-Ray

Второй пилот: Один GPS отказал. Э-э, что я делаю. И второй тоже



Требуемая вертикальная видимость для посадки по спутниковым системам:
115 метров.

Фактическая вертикальная видимость в Грозном: 210 метров.

Командир: Значит заход по приводам

Командир: RNP не обеспечивается

Второй пилот: Вышка, Азербайджан 8-2-4-3, доброе утро, заняли эшелон 130, у нас отказ GPS, прошу векторение для захода NDB

Второй пилот: Прошу векторение, у нас GPS не работает, Азербайджан 8-2-4-3

Рисунок 1.4 – Фрагменты записи переговоров экипажа и диспетчеров

Поэтому в настоящее время актуальным научно-техническим направлением является разработка инерциально-спутниковых систем

навигации, обладающих возможностью автономного определения параметров траекторного движения, которые позволят эффективно решать навигационные задачи в условиях, где применение ГНСС затруднено.

В работе [51] рассматриваются функциональные возможности навигационных систем, способных дополнить или заменить ГНСС, а также применение комплексных систем навигации. Сигналы ГНСС содержат ошибки, обусловленные низкой помехозащищенностью канала передачи информации спутник-потребитель. На точность навигационных определений по сигналам ГНСС существенное влияние оказывают различные факторы, возникающие при выполнении процедуры измерений: погрешности синхронизации шкал времени; эфемеридные ошибки; инструментальные ошибки ПСН; многолучевость распространения сигнала; ионосферные и тропосферные задержки сигнала; взаимное расположение спутников и потребителей, а также пассивные и активные помехи [79]. Анализ влияния перечисленных факторов показывает, что навигационные определения по данным ГНСС содержат аномальные измерения различной длительности.

В диссертационной работе под аномальными условиями навигационных определений понимаются условия отсутствия достоверной априорной статистической информации о входных шумах и минимально необходимого количество НКА для решения задачи оценки параметров траекторного движения.

В процессе работы ГНСС 10...30% результатов измерений оказываются аномальными (искаженными) [1]. Для повышения точности оценки параметров траекторного движения при аномальных условиях навигационных определений используют адаптивные ФК, медианный фильтр, процедуру Тьюки, алгоритм скользящего среднего [79].

1.3.2. Схемы комплексирования БИНС и ГНСС

Одним из перспективных направлений повышения точности НВО является создание ИИССН, в которых совместно обрабатываются сигналы инерциальной системы и ГНСС. Объединение ГНСС и БИНС позволит обеспечить непрерывность и точность определения МП [30, 31]. В дополнении может быть использована система автоматического зависимого наблюдения вещательного типа (АЗН-В). Таким образом, в ИИССН источниками навигационной информации (ИНИ) являются НКА ГНСС и наземные станции (НС) АЗН-В [31, 37, 45, 77]. Среди ИИССН выделяют следующие схемы комплексирования, которые классифицируются следующим образом [16, 26, 30]: разомкнутая (uncoupled); слабосвязанная (loosely coupled); тесносвязанная (tightly coupled); глубокоинтегрированная (deeply integrated, ultra tightly coupled).

В последние годы значительное внимание уделяется проблеме повышения помехоустойчивости ИИССН путем сужения полосы пропускания следящих систем по коду и несущей БПСН с опорной на данные БИНС в рамках построения глубокоинтегрированных схем. Особенностью подобных систем является то, что их реализация требует более производительных вычислительных средств, т. к. в этом случае необходимо решить задачу нелинейной фильтрации из-за нелинейной зависимости первичных навигационных измерений от оценивания параметров и большей их временной изменчивости по сравнению с оцениваемыми параметрами. Для того чтобы сохранить традиционную структуру БПСН и дополнить ее интегрированием с БИНС, были разработаны упрощенные алгоритмы комплексирования. Если при синтезе комплексного алгоритма комплексной обработки в качестве наблюдений БПСН использовать оценки радионавигационных параметров

(РНП), то получается схема инерциально-спутниковой навигационной системы (ИСНС), приведённая на рисунке 1.5 [26].

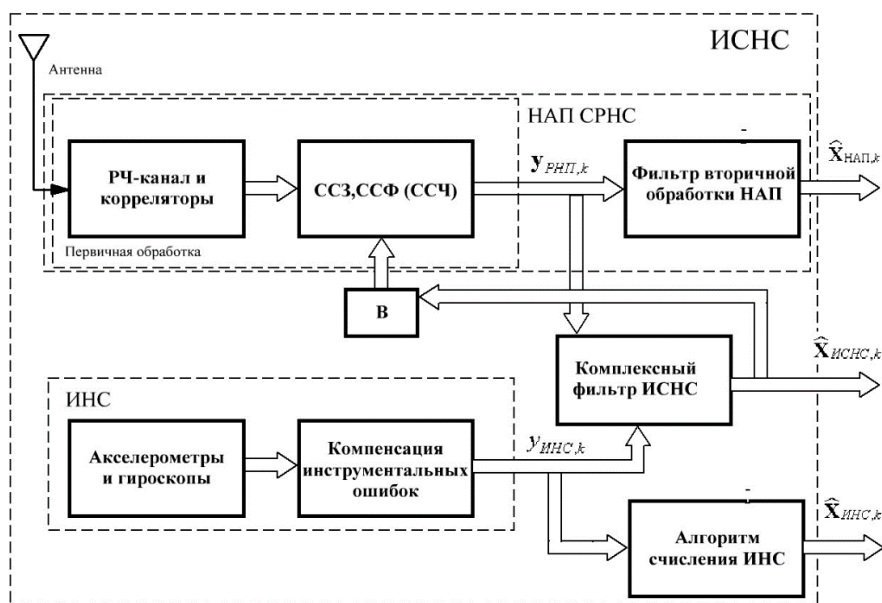


Рисунок 1.5 – Схема ИСНС с комплексированием по выходам оценок РНП

Данный тип комплексирования иногда называют комплексированием на первичном уровне или комплексирование по выходам (выходным оценкам БПСН). Для того, чтобы при комплексировании не менять структуру навигационной аппаратуры потребителей (НАП), можно реализовать интеграцию на вторичном уровне как показано на рисунке 1.6 [26, 30].

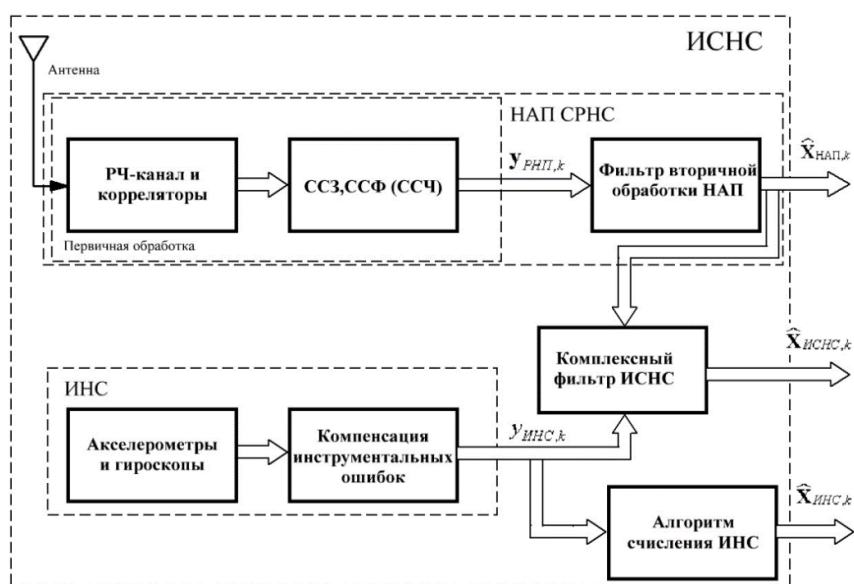


Рисунок 1.6 – Схема ИСНС с комплексированием на вторичном уровне с использованием оценок координат БПСН

Для практической реализации приведенных схем комплексирования требуется разработка алгоритмов обработки информации в специализированном навигационном вычислителе.

1.3.3. Обзор современных инерциально-спутниковых систем навигации, методов обработки информации и оптимального управления

В настоящее время в РФ большое внимание уделяется разработкам ИСНС, ведущими разработчиками являются предприятия: ЦНИИ «Электроприбор», ООО "НПО НаукаСофт", ФНЦП «Раменское приборостроительное конструкторское бюро», ЗАО «НПК Электрооптика»[26, 30].

В ЦНИИ «Электроприбор» разработана ИСНС «Мининавигация-1», предназначенная для летательных аппаратов, которая состоит из бесплатформенного инерциального измерительного модуля на волоконно-оптических гироскопах и миниатюрных акселерометрах, приемника GPS/ГЛОНАСС и микровычислителя, размещенных в едином корпусе [26, 30]. На рисунке 1.7 представлен комплект ИСНС. Специалистами ООО "Научно-производственное объединение НаукаСофт" разработана навигационная система «БИНС-500НС АВИАЦИЯ» (рисунок 1.8). Это малогабаритная БИНС, построенная на базе трех волоконно-оптических гироскопов (ВОГ), трех акселерометров и ГНСС-приемника. БИНС-500НС предназначена для определения МП подвижных объектов различного назначения.



Рисунок 1.7 – ИСНС



Рисунок 1.8 – Система БИНС-500НС

В настоящее время для реализации алгоритмов совместной обработки навигационной информации в реальном масштабе времени широко используются методы оптимальной фильтрации, ввиду случайного характера внешних воздействий и инструментальных погрешностей навигационных измерителей [6, 7, 30, 45, 53, 87]. Наибольшее распространение в ИСНС получили так называемые инвариантные алгоритмы обработки информации, практически не зависящие от параметров движения объекта [30, 60, 85]. Достоинство инвариантных алгоритмов заключается в их сравнительной простоте и незначительной зависимости от характера движения объекта. Вместе с тем при построении таких алгоритмов не используется дополнительная информация о специфике движения рассматриваемого объекта, его динамических свойствах, что может приводить к потере потенциальной точности решение навигационной задачи.

Оптимизация алгоритмов обработки информации в ИИССН при привлечении дополнительной информации о динамике объекта основана на том, что выработка параметров движения объекта осуществляется в результате решения задачи фильтрации для определения не погрешностей ИИССН, а самих параметров навигации и ориентации. Их свойства, как случайных процессов, описываются с использованием модели динамики объекта, включаемой в уравнения для вектора состояния системы. При этом оказывается необходимым в уравнениях динамики объекта учитывать известные управляющие воздействия и случайные возмущения типа аэродинамических для ВС, дополняя вектор состояния системы стохастическими

моделями этих воздействий. Очевидно, что уравнение для вектора состояния системы кроме модели движения объекта и действующих на него возмущений включаются и соотношения, описывающие алгоритмы функционирования БИНС. Алгоритмы обработки информации теряют свойство инвариантности к параметрам движения объекта, поэтому их принято называть неинвариантными [30].

В современных условиях развития технологий эффективным способом практической реализации совместной обработки навигационной информации БПСН и ГНСС является их объединение в единый комплекс. Для реализации комплексной обработки навигационной информации (КОНИ) в специализированных навигационных процессорах используются различные модификации ФК [83]. Эти ФК обеспечивают решение задач оценивания параметров состояния системы с минимальными погрешностями и имеют удобную для реализации в бортовых вычислителях рекуррентную форму алгоритмов, позволяющую обрабатывать информацию в реальном масштабе времени по мере ее поступления. Уравнения ФК формируются на основе априорной информации о динамике погрешностей БИНС, БПСН, интенсивности шумов наблюдений, конфигурации ИНИ и т.д. [9, 11, 30, 46, 47, 60].

Для синтеза ИИССН широко используются теория оптимальной фильтрации (ТОФ) и статистическая теория оптимального управления (СТОУ) [17, 48, 58, 59, 67, 68, 70, 78, 81]. Основной задачей БПНК является оптимальная, в соответствии с выбранным критерием, обработка выходных сигналов навигационных измерителей. На современном этапе развития методологических основ разработки СТУ широкое распространение получили методы СТОУ. В СТОУ кроме информационного процесса полагается заданным объект управления, на выходе которого необходимо сформировать управляющий процесс, наилучшим образом отслеживающий заданный информационный процесс. В работе предлагается использовать методы СТОУ для синтеза алгоритмов управления траекторией полета на основе оценки параметров траекторного движения с использованием методов ТОФ. Различным аспектам этих теорий посвящена обширная литература [17, 48, 58, 59, 67, 70, 71, 78, 81].

1.4. Модели траекторного движения воздушного судна и навигационных систем

1.4.1. Математические модели траекторного движения

На основе анализа тенденций развития бортовых систем навигации, сделан вывод о том, что в настоящее время перспективным направлением является построение интегрированных систем навигации на основе инерциальных и спутниковых технологий в составе БИНС, БПСН, транспондера системы АЗН-В. Для синтеза эффективного алгоритма КОНИ и управления траекторией полета требуются достоверные модели динамики движения управляемого объекта и комплексируемых навигационных систем. В [4] полная модель траекторного движения представлена в виде системы уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d}{dt} x &= V_x = V \cos \psi + W_x \\ \frac{d}{dt} y &= V_y \\ \frac{d}{dt} z &= V_z = -\sin \psi + W_z \\ \frac{d}{dt} \psi &= \frac{-g}{V \cdot \operatorname{tg} \gamma} \\ T_x \frac{d}{dt} V_{np} &= V_{np.3} - V_{np} \\ T_y \frac{d}{dt} V_y &= V_{y3} - V_y \\ T_z \frac{d}{dt} \gamma &= \gamma_3 - \gamma \end{aligned} \right\} \quad (1.1)$$

где x, y, z - координаты ВС в нормальной земной системе координат (СК) $O_g X_g Y_g Z_g$; V_x, V_y, V_z - составляющие вектора скорости; $V_{np}, V_{np.3}$ - приборная

скорость и её заданное значение; V_y и V_{y3} – вертикальная скорость и её заданное значение; V – путевая скорость; ψ – путевой угол; γ и γ_3 – крен и его заданное значение; W_x и W_z – составляющие скорости ветра; $g=9,81 \text{ м/с}^2$ – ускорение свободного падения; T_x, T_y, T_z – постоянные времени рыскания, тангажа и крена.

Полная система уравнений с достаточной точностью описывает поведение ВС. При формировании математической модели необходимо учитывать, что многие параметры наблюдаемого объекта неизвестны. Упростив полную систему дифференциальных уравнений (1.1) с учетом изложенных обстоятельств была получена математическая модель движения ВС следующего вида [5]:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d}{dt} x &= V \sin \psi \\ \frac{d}{dt} z &= V \cos \psi \\ \frac{d}{dt} \psi &= u_1 \\ \frac{d}{dt} V &= u_2 \\ \frac{d}{dt} y &= u_3 \end{aligned} \right\}, \quad (1.2)$$

где u_1, u_2, u_3 – управления, имеющие здесь смысл угловой скорости разворота, изменения скорости продольного движения и вертикальной скорости подъема/снижения, соответственно.

При разработке и исследовании алгоритмов управления траекторией полета ВС в работе использовалась модель, предложенная в [49] с вектором состояния вида:

$$\mathbf{X} = |x, y, z, V, \psi, m|^T, \quad (1.3)$$

где x, y, z – координаты ВС в СК $OXYZ$; V – истинная воздушная скорость; ψ – курс ВС; m – масса.

Динамика (1.3) описывается системой дифференциальных уравнений [49]:

$$\frac{d}{dt} \mathbf{X} \equiv \begin{pmatrix} V \cos \psi \cos \vartheta + w_x \\ V \sin \psi \cos \vartheta + w_y \\ V \sin \vartheta + w_z \\ (T - d) / m - g_0 \sin \vartheta \\ L \sin \varphi / (mV) \\ -\eta T \end{pmatrix}, \quad (1.4)$$

где ϑ – угол наклона траектории ВС; g_0 – ускорение свободного падения; φ – угол крена; η – удельный расход топлива по тяге; T – сила тяги двигателя; d – сила лобового сопротивления; L – аэродинамическая подъемная сила; $\mathbf{w} = |w_x, w_y, w_z|$ – вектор скорости ветра.

Методика и формулы расчета значений η , L и d приведены в [95]. Параметры модели полета ВС проиллюстрированы на рис. 1.9.

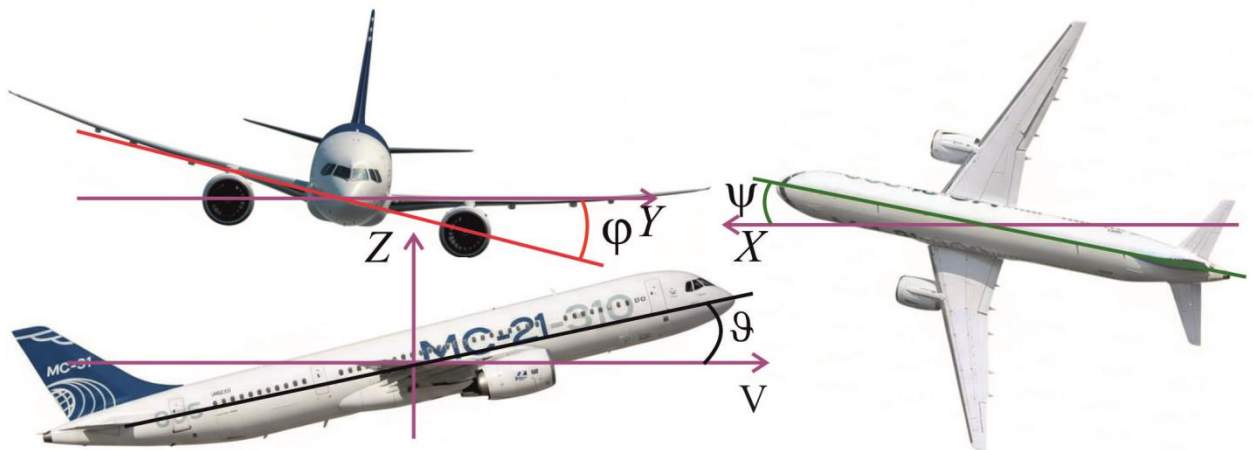


Рисунок 1.9 – Параметры траекторного движения

С помощью вектора состояния (1.3) в пространстве состояний задаются: положение ВС, характер его движения, характер функционирования его систем и т.д.

Математическая модель траекторного движения БВС в работе представлена в виде системы [24]:

$$\begin{cases} \frac{d}{dt}x = V \cos \psi + v_x, \\ \frac{d}{dt}z = V \sin \psi + v_z, \\ \frac{d}{dt}\Psi = \omega_{\max} u, \end{cases} \quad (1.5)$$

где x и z – координаты БВС; Ψ – угол поворота траектории; V – скорость; v_x и v_z – составляющие вектора скорости ветра; ω – угловая скорость; u – сигнал управления.

Различия выбранных моделей заключаются в том, что при синтезе и исследовании алгоритмов управления траекторией полета и оценивания навигационных параметров (1.4) представляет собой математическую модель движения ВС как твердого тела, а математическая модель движения БВС (1.5) как материальной точки.

1.4.2. Математическая модель БИНС

В ИИССН для синтеза алгоритма КОНИ разработаны математические модели погрешностей навигационных параметров комплексируемых измерителей. В работе применена математическая модель погрешностей БИНС, предложенная в [47], уравнения ошибок которой имеют вид:

$$\begin{aligned} \dot{\beta} &= -\omega_{\eta} \delta + \omega_{\xi} \alpha - \frac{\Delta v_N}{R_N} - c_{11} \Delta \omega_{xc} - c_{12} \Delta \omega_{yc} - c_{13} \Delta \omega_{zc}, \\ \dot{\alpha} &= -\omega_{\zeta} \beta + \omega_{\xi} \delta - \frac{\Delta v_E}{R_E} - u \sin \phi \cdot \Delta \phi - c_{21} \Delta \omega_{xc} - c_{22} \Delta \omega_{yc} - c_{23} \Delta \omega_{zc}, \\ \dot{\delta} &= -\omega_{\xi} \alpha + \omega_{\eta} \beta + \frac{\Delta v_E \tan \phi}{R_E} - \left(\frac{v_E}{R_E \cos^2 \phi} + u \cos \phi \right) \Delta \phi - c_{31} \Delta \omega_{zc} - c_{32} \Delta \omega_{xc} - \\ &\quad c_{33} \Delta \omega_{yc}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\dot{v}_E &= \delta \cdot a_N - \alpha \cdot a_H + c_{11}\Delta a_{xc} + c_{12}\Delta a_{yc} + c_{13}\Delta a_{zc}, \\ \Delta \dot{v}_N &= -\delta \cdot a_E + \beta \cdot a_H + c_{21}\Delta a_{xc} + c_{22}\Delta a_{yc} + c_{23}\Delta a_{zc}, \\ \Delta \dot{v}_H &= \alpha \cdot a_E + \beta \cdot a_H + c_{31}\Delta a_{xc} + c_{32}\Delta a_{yc} + c_{33}\Delta a_{zc}, \\ \Delta \dot{\phi} &= \Delta v_N / R_N, \\ \Delta \dot{\lambda} &\approx \frac{1}{R_E \cos \varphi} (\Delta v_E + v_E \tan \phi \Delta \phi).\end{aligned}$$

где $\omega_\eta, \omega_\zeta, \omega_\xi$ – проекции угловой скорости сопровождающего трехгранника, v_E, v_N, v_H – составляющие вектора относительной скорости движения ВС; $\Delta\phi, \Delta\lambda$ – ошибки определения широты и долготы; $\Delta v_E, \Delta v_N, \Delta v_H$ – ошибки измерения составляющих скорости; c_{ij} – элементы матрицы направляющих косинусов между осями инерциальной и связанной СК C ; $\omega_{xc}, \omega_{yc}, \omega_{zc}$ – проекции абсолютной угловой скорости ВС, измеряемые датчиками угловой скорости; $\Delta\omega_{xc}, \Delta\omega_{yc}, \Delta\omega_{zc}$ – ошибки измерения проекций абсолютной угловой скорости ВС, измеряемые датчиками угловой скорости; u – угловая скорость вращения Земли; a_{xc}, a_{yc}, a_{zc} – проекции кажущегося ускорения, измеряемые акселерометрами; β, α, δ – углы ориентации ВС; $\Delta a_{xc}, \Delta a_{yc}, \Delta a_{zc}$ – ошибки измерения проекций кажущегося ускорения; R_N – радиус кривизны земного эллипсоида в плоскости меридиана; R_E – радиус кривизны земного эллипсоида в плоскости первого вертикала (перпендикулярной плоскости меридиана).

При представлении уравнений ошибок БИНС в векторно-матричной форме вектор состояния запишем в виде:

$$\mathbf{x} = [\beta, \alpha, \delta, \Delta v_E, \Delta v_N, \Delta v_H, \Delta \phi, \Delta \lambda]^T$$

Матрица состояния:

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_\zeta & -\omega_\eta & 0 & -\frac{1}{R_N} & 0 & 0 & 0 \\ -\omega_\zeta & 0 & \omega_\xi & \frac{1}{R_E} & 0 & 0 & -u \sin \phi & 0 \\ \omega_\eta & \omega_\xi & 0 & \frac{\tan \phi}{R_E} & 0 & 0 & \frac{v_E}{R_E \cos^2 \phi} + \frac{uc}{\cos \phi} & 0 \\ 0 & -a_H & a_N & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_H & 0 & -a_E & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -a_N & a_E & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{R_N} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{R_E \cos \phi} & 0 & 0 & \frac{\Delta v_E \tan \phi}{R_E} & 0 \end{bmatrix}$$

Если ошибки сигналов измерителей имеют постоянную и случайную составляющие

$$\Delta \omega_{ic} = \bar{\omega}_{\partial Pi} + \varepsilon_{\omega i}; \Delta a_{ic} = \Delta \bar{a}_i + \varepsilon_{a i}; i = x, y, z,$$

$$\varepsilon_{\omega i} \approx \sigma_{\omega i} \cdot w; \varepsilon_{a i} \approx \sigma_{a i} \cdot w.$$

где w - БГШ единичной интенсивности, $\sigma_{\omega i}$ и $\sigma_{a i}$ - среднеквадратические отклонения (СКО) сигналов датчиков угловых скоростей (ДУС) и акселерометров, соответственно.

Матрица возмущений:

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} -c_{11}\sigma_{\omega x} & -c_{12}\sigma_{\omega y} & -c_{13}\Delta\sigma_{\omega z} & 0 & 0 & 0 \\ -c_{21}\sigma_{\omega x} & -c_{22}\sigma_{\omega y} & -c_{23}\Delta\sigma_{\omega z} & 0 & 0 & 0 \\ -c_{31}\sigma_{\omega x} & -c_{32}\sigma_{\omega y} & -c_{33}\Delta\sigma_{\omega z} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & c_{11}\sigma_{ax} & c_{12}\sigma_{ay} & c_{13}\Delta\sigma_{az} \\ 0 & 0 & 0 & c_{21}\sigma_{ax} & c_{22}\sigma_{ay} & c_{23}\Delta\sigma_{az} \\ 0 & 0 & 0 & c_{31}\sigma_{ax} & c_{32}\sigma_{ay} & c_{33}\Delta\sigma_{az} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Погрешности БИНС $\Delta x, \Delta y, \Delta z, \Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z$ в геоцентрической СК можно представить через погрешности географических координат ВС $\Delta \phi, \Delta \lambda, \Delta h$ и погрешности $\Delta V_E, \Delta V_N, \Delta V_H$ составляющих вектора относительной линейной скорости в проекциях на географические оси [30]:

$$\Delta x = f_{e1_\phi} \cdot \Delta \phi + f_{e1_\lambda} \cdot \Delta \lambda + f_{e1_h} \cdot \Delta h ;$$

$$\Delta y = f_{e2_\phi} \cdot \Delta \phi + f_{e2_\lambda} \cdot \Delta \lambda + f_{e2_h} \cdot \Delta h ;$$

$$\Delta Z = f_{e3_\phi} \cdot \Delta \phi + f_{e3_h} \cdot \Delta h ;$$

$$\Delta V_x = f_{\dot{e}1_{V_E}} \cdot \Delta V_E + f_{\dot{e}1_{V_N}} \cdot \Delta V_N + f_{\dot{e}1_{V_H}} \cdot \Delta V_H + f_{e1_\phi} \cdot \Delta \phi + f_{\dot{e}1_\lambda} \cdot \Delta \lambda + f_{\dot{e}1_h} \cdot \Delta h ;$$

$$\Delta V_y = f_{\dot{e}2_{V_E}} \cdot \Delta V_E + f_{\dot{e}2_{V_N}} \cdot \Delta V_N + f_{\dot{e}2_{V_H}} \cdot \Delta V_H + f_{e2_\phi} \cdot \Delta \phi + f_{\dot{e}2_\lambda} \cdot \Delta \lambda + f_{\dot{e}1_h} \cdot \Delta h ;$$

$$\Delta V_z = f_{\dot{e}3_{V_E}} \cdot \Delta V_E + f_{\dot{e}3_{V_N}} \cdot \Delta V_N + f_{\dot{e}3_{V_H}} \cdot \Delta V_H + f_{e3_\phi} \cdot \Delta \phi + f_{\dot{e}3_\lambda} \cdot \Delta \lambda + f_{\dot{e}3_h} \cdot \Delta h ;$$

где $f_{ej_\phi}, f_{ej_\lambda}, f_{ej_h}$ - соответствующие функции связи между $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ и $\Delta \phi, \Delta \lambda, \Delta h$:

$$f_{e1_\phi} = -R_\lambda \sin \phi \cos \lambda; f_{e1_\lambda} = -R \cos \phi \sin \lambda; f_{e1_h} = \cos \phi \cos \lambda;$$

$$f_{e2_\phi} = -R_\lambda \sin \phi \cos \lambda; f_{e2_\lambda} = R_\lambda \cos \phi \sin \lambda; f_{e2_h} = \cos \phi \cos \lambda;$$

$$f_{e3_\phi} = R_\lambda \cos \phi; f_{e3_h} = \sin \lambda;$$

где $f_{\dot{e}j_{V_E}}, f_{\dot{e}j_{V_N}}, f_{\dot{e}j_{V_H}}, f_{\dot{e}j_\phi}, f_{\dot{e}j_\lambda}, f_{\dot{e}j_h}$ - соответствующие функции связи между $\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z, \Delta V_E, \Delta V_N, \Delta V_H, \Delta \phi, \Delta \lambda, \Delta h$:

$$f_{\dot{e}1_{V_E}} = -\sin \lambda; f_{\dot{e}1_{V_N}} = -\sin \phi \cos \lambda; f_{\dot{e}1_{V_H}} = \cos \phi \cos \lambda;$$

$$f_{\dot{e}1_\phi} = (-V_N \cos \phi \cos \lambda - V_H \sin \phi \cos \lambda);$$

$$f_{\dot{e}1_\lambda} = (-V_E \cos \lambda + V_N \sin \phi \sin \lambda - V_H \cos \phi \sin \lambda); f_{\dot{e}1_h} = 0;$$

$$f_{\dot{e}2_{V_E}} = \cos \lambda; f_{\dot{e}2_{V_N}} = -\sin \phi \sin \lambda; f_{\dot{e}2_{V_H}} = \cos \phi \sin \lambda;$$

$$f_{\dot{e}2_\phi} = (-V_N \cos \phi \cos \lambda - V_H \sin \phi \sin \lambda);$$

$$f_{\dot{e}2_\lambda} = (-V_E \sin \lambda - V_N \sin \phi \cos \lambda + V_H \cos \phi \cos \lambda); f_{\dot{e}2_h} = 0;$$

$$f_{\dot{e}3_{V_E}} = 0; f_{\dot{e}3_{V_N}} = \cos \phi; f_{\dot{e}3_{V_H}} = \sin \phi;$$

$$f_{\dot{e}3_\phi} = (-V_N \sin \phi + V_H \cos \phi); f_{\dot{e}3_\lambda} = 0; f_{\dot{e}3_h} = 0;$$

где $R_\phi = \frac{a(1-e^2)}{(1-e^2 \sin^2 \phi)^{3/2}} + h, R_\lambda = \frac{a}{(1-e^2 \sin^2 \phi)^{1/2}} + h$ - радиусы кривизны нормальных сечений соответственно в меридиональной плоскости и в плоскости первого вертикала.

Погрешности БИНС $\Delta x, \Delta y, \Delta z, \Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z$ можно представить в геоцентрической СК [19]:

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta V_x \\ \Delta V_y \\ \Delta V_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ (\Omega_y^2 + \Omega_z^2 - \omega_0^2) & (\Omega_z - \Omega_x \cdot \Omega_z) & -(\Omega_y + \Omega_x \cdot \Omega_z) & 0 & 2\Omega_z & -2\Omega_y \\ -(\Omega_z + \Omega_x \cdot \Omega_z) & (\Omega_x^2 + \Omega_z^2 - \omega_0^2) & (\Omega_x - \Omega_y \cdot \Omega_z) & -2\Omega_z & 0 & 2\Omega_x \\ (\Omega_y - \Omega_x \cdot \Omega_z) & -(\Omega_x + \Omega_y \cdot \Omega_z) & (\Omega_x^2 + \Omega_z^2 + \omega_0^2) & 2\Omega_y & -2\Omega_x & 0 \end{pmatrix} \times$$

$$\times \begin{pmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \\ \Delta V_x \\ \Delta V_y \\ \Delta V_z \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & n_z & -n_y \\ -n_z & 0 & n_x \\ n_y & -n_x & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Delta n_x \\ \Delta n_y \\ \Delta n_z \end{pmatrix}$$

$$\frac{d}{dt} \begin{pmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta \beta \\ \Delta \gamma \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & \Omega_z & -\Omega_y \\ -\Omega_z & 0 & \Omega_x \\ \Omega_y & -\Omega_x & 0 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta \beta \\ \Delta \gamma \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \Delta \Omega_x \\ \Delta \Omega_y \\ \Delta \Omega_z \end{pmatrix};$$

где $\Delta \alpha$, $\Delta \beta$, $\Delta \gamma$ – угловые погрешности ориентации измерительного трехгранника БИНС относительно вычисленного; $\Delta n_{x,y,z}$, $\Delta \Omega_{x,y,z}$ – постоянные составляющие погрешностей акселерометров и гироскопов, приведенные к осям выбранной в качестве базовой системы координат; ω_0 – собственная частота колебаний ошибок БИНС, $\Omega_{x,y,z}$, $\overset{\square}{\Omega}_{x,y,z}$ – проекции вектора абсолютной угловой скорости вращения выбранного трехгранника и его производные; $n_{x,y,z}$ – проекции вектора кажущегося ускорения центра масс ВС.

Вычисление инструментальных ошибок гироскопов и акселерометров производится по следующим формулам:

$$\Delta n_x = C_{11}\Delta n_1 + C_{12}\Delta n_2 + C_{13}\Delta n_3, \quad \Delta n_y = C_{21}\Delta n_1 + C_{22}\Delta n_2 + C_{23}\Delta n_3, \quad \Delta n_z = C_{31}\Delta n_1 + C_{32}\Delta n_2 + C_{33}\Delta n_3,$$

$$\Delta \Omega_x = C_{11}\Delta \Omega_1 + C_{12}\Delta \Omega_2 + C_{13}\Omega_3, \quad \Delta \Omega_y = C_{21}\Delta \Omega_1 + C_{22}\Delta \Omega_2 + C_{23}\Omega_3,$$

$$\Delta \Omega_z = C_{31}\Delta \Omega_1 + C_{32}\Delta \Omega_2 + C_{33}\Omega_3,$$

где C_{ij} – элементы матрицы направляющих косинусов между СК связанной с ВС и выбранной вращающейся СК.

Модели погрешностей акселерометров и гироскопов ИИССН представлены в виде:

$$\delta\Omega_i = \Delta\Omega_i + n_{\Omega,i}, \quad \delta n_i = \Delta n_i + n_{n,i}$$

где $n_{\Omega,i}$, $n_{n,i}$ – шумовые составляющие погрешностей, описываемые случайным гауссовским процессом типа «белого шума» с нулевым средним и известной интенсивностью; $i = 1, 2, 3$ – номер гироскопа или акселерометра.

Вектор состояния λ предложенной модели БИНС имеет вид:

$$\lambda^T = [\Delta x \quad \Delta y \quad \Delta z \quad \Delta V_x \quad \Delta V_y \quad \Delta V_z \quad \Delta \alpha \quad \Delta \beta \quad \Delta \gamma \quad \Delta \Omega_1 \quad \Delta \Omega_2 \quad \Delta \Omega_3 \quad \Delta n_1 \quad \Delta n_2 \quad \Delta n_3]$$

Приведенная математическая модель БИНС позволяет с высокой степенью достоверности формировать изменение погрешностей навигационных параметров во времени.

1.4.3. Математические модели погрешностей бортового приемника спутниковой навигации и транспондера АЗН-В

В работе применена математическая модель погрешностей псевдодальномерных измерений БПСН на основе смещения шкалы времени относительно системного (в единицах измерения дальности) δD [26, 30]

$$\frac{d(\delta D)}{dt} = \delta \dot{D} + w_1 \quad (1.6)$$

и смещение частоты опорного генератора бортового эталона времени и частоты (в единицах радиальной скорости) $\delta \dot{D}$ в БПСН относительно НКА:

$$\frac{d(\delta \dot{D})}{dt} = k_2 + w_2, \quad (1.7)$$

где k_2 – коэффициент, характеризующий дрейф частоты опорного генератора; w_1 , w_2 – входные формирующие шумы.

Модель погрешностей транспондера АЗН-В имеет вид аналогичный модели погрешностей БПСН (1.6), (1.7). В работе считается, что используется единая шкала времени (ШВ), в которой транспондеры АЗН-В выполняют синхронизацию своих эталонов времени и частоты по ГНСС.

С учетом представленных моделей вектор состояния ИИССН, включающий погрешности компенсируемых измерителей, имеет вид:

$$\lambda^T = [\Delta x \ \Delta y \ \Delta z \ \Delta V_x \ \Delta V_y \ \Delta V_z \ \Delta \alpha \ \Delta \beta \ \Delta \gamma \ \Delta \Omega_1 \ \Delta \Omega_2 \ \Delta \Omega_3 \ \Delta n_1 \ \Delta n_2 \ \Delta n_3 \ \Delta D \ \Delta D^{\perp}].$$

Таким образом, приведенные выше математические модели погрешностей БИНС, ГНСС и АЗН-В являются основой для построения ИИССН, синтеза алгоритмов КОНИ и исследования точностных характеристик.

1.5. Постановка задачи исследований

Обзор научных публикаций [14, 21, 22, 29, 32, 47, 49, 72, 94, 96, 97, 98, 99] и результаты анализа состояния теории и практики предмета исследований показал, что применение ИСНС позволяет обеспечить высокую точность и непрерывность НВО. Совершенствование навигационных измерителей на основе инерциальных и спутниковых технологий позволяет решать сложные задачи управления движением ВС. Перспективное направление развития существующих систем траекторного управления предполагает использование БИНС и ГНСС. При этом необходимым условием эффективного применения ГНСС и БИНС для высокоточного определения параметров траекторного движения ВС является разработка алгоритмов КОНИ и управления траекторией полёта [100]. Зачастую существующие алгоритмы навигационно-временных определений не обеспечивают требуемых характеристик, т.к. не учитывают ряд факторов и используют упрощенные модели систем и

процессов. Для повышения качества функционирования перспективных систем требуется использование адаптивных алгоритмов.

Ввиду того, что навигационные измерители функционируют в условиях воздействия шумов и помех для решения задач разработки ИИССН и синтеза алгоритмов комплексной обработки информации широкое применение находят методы ТОФ, идентификации и СТОУ. В общем виде задачу ТОФ можно сформулировать следующим образом. В ТОФ полагается заданным информационный процесс, подлежащий оцениванию с минимальной погрешностью. Пусть непосредственному наблюдению доступны реализации случайного процесса $\xi(t)$, являющегося детерминированной функцией от полезного сигнала $\mathbf{s}(t)$, являющегося в свою очередь некоторой детерминированной функцией от вектора состояния $\lambda(t)$, управления $\mathbf{u}(t)$ и шума $\mathbf{n}(t)$ [67, 69, 70, 72, 80]:

$$\xi(t) = \Phi(\mathbf{s}(t), \lambda(t), \mathbf{u}(t), \mathbf{n}(t)).$$

Предполагаются известными следующие сведения о наблюдаемом процессе $\xi(t)$: конкретный вид детерминированной функции $\Phi(\bullet)$, т.е. известен способ комбинирования сигнала и помехи; сигнал $\mathbf{s}(t, \lambda(t), \mathbf{u}(t))$ является известной детерминированной функцией аргументов t [15], $\lambda(t)$, и $\mathbf{u}(t)$; известны все необходимые априорные вероятностные характеристики случайного процесса $\lambda(t)$, и шума $\mathbf{n}(t)$.

В ТОФ считается заданным информационный процесс, отображаемый в пространстве состояний n -мерным вектором $\lambda_{u,v}$, изменение которого во времени описывается уравнением [69, 70, 72]:

$$\lambda_{u,v} = \Phi_{u,v} \lambda_{u,v-1} + \mathbf{G}_{u,v} \mathbf{w}_{u,v-1},$$

где v - временной индекс; $\Phi_{u,v}, \mathbf{G}_{u,v}$ - матрицы размера $n \times n$ и $n \times l$ соответственно; $\mathbf{w}_{u,v}$ - l -мерный вектор дискретных белых гауссовских шумов (ДБГШ) с нулевыми математическими ожиданиями и матрицей дисперсий Ψ_u .

Для m -мерного вектора линейных наблюдений ξ_v можно записать уравнение

$$\xi_v = \mathbf{H}_{u,v} \lambda_{u,v} + \mathbf{n}_v,$$

где $\mathbf{H}_{u,v}$ - матрица наблюдений размерности $m \times n$; \mathbf{n}_v - m -мерный вектор ДБГШ с нулевыми математическими ожиданиями и матрицей дисперсий \mathbf{V}_u . Предполагается, что шумы $\mathbf{w}_{u,v}$ и \mathbf{n}_v независимы.

Под задачей текущей фильтрации понимают воспроизведение в каждый момент времени v информационного процесса $\lambda_{u,v}$ в результате наблюдений ξ_v на интервале времени $[0, v]$. На основе моделей вектора состояния информационного процесса $\lambda_{u,v}$ и наблюдения ξ_v в системе КОНИ формируется оценка $\hat{\lambda}_{u,v}$, оптимальная по критерию минимума среднеквадратического отклонения (СКО) [69, 70, 72, 80]:

$$J = \min_{\hat{\lambda}} M[(\lambda_{u,v} - \hat{\lambda}_{u,v})^T \mathbf{Q}(\lambda_{u,v} - \hat{\lambda}_{u,v})]$$

Постановка задачи в СТОУ формулируется следующим образом. Пусть, имеется требуемая траектория λ_T и объект управления - динамическая система, отображаемая в пространстве состояний вектором $\lambda_{y,v}$ уравнением [67, 72]:

$$\lambda_{y,v} = \Phi_{y,v} \lambda_{y,v-1} + \mathbf{B}_y \mathbf{u}_{v-1} + \mathbf{G}_{y,v} \mathbf{w}_{y,v-1},$$

где \mathbf{u}_{v-1} - p -мерный вектор сигналов управления, который должен удовлетворять условию физической реализуемости, т.е. может зависеть только от предыдущих наблюдений $\mathbf{u}_{v-1} = f(\xi_1^{v-1})$.

На основании сформированных оценок фазовых координат $\lambda_{y,v}$ и требуемых (заданных) фазовых координат $\lambda_{T,v}$ в системе формируются сигналы управления \mathbf{u}_v , которые обеспечивают пилотирование ВС при выполнении поставленной задачи, т.е. для которых управляемая траектория $\lambda_{y,v}$ наилучшим образом воспроизводит требуемую траекторию $\lambda_{T,v}$. Оптимальность управления понимают в смысле минимизации квадратичного критерия качества, который в СТОУ в общем виде записывается так [67, 72]

$$\begin{aligned}
J_Y &= \min_{\mathbf{U}_1^{N-1}} M \left[\sum_{v=1}^N \{ (\lambda_{T,v} - \lambda_{Y,v})^T \mathbf{Q}_v (\lambda_{T,v} - \lambda_{Y,v}) + \mathbf{u}_{v-1}^T \mathbf{K}_{v-1} \mathbf{u}_{v-1} \} \right] = \\
&= \min_{\mathbf{U}_1^{N-1}} \left[\sum_{v=1}^N c_v (\lambda_{T,v}, \lambda_{Y,v}, \mathbf{u}_{v-1}) \right],
\end{aligned}$$

где \mathbf{Q}_v - положительно определенная матрица штрафов; \mathbf{K}_v - положительно определенная матрица, $c_v(\lambda_{T,v}, \lambda_{Y,v}, \mathbf{u}_{v-1})$ - функция стоимости.

В практических приложениях достоверная априорная информации о статистических характеристиках шумов наблюдений отсутствует, поэтому для повышения точности навигационных определений применяют адаптивные алгоритмы оценивания. Изменения условий распространения сигнала от спутника до потребителя приводят к параметрической неопределенности шумов измерений, вызывая проблемы расходимости процесса оценивания ФК, эффективным способом решения которой является реализация алгоритма КОНИ на основе адаптивных методов фильтрации.

При этом существует проблемная ситуация, обусловленная недостаточным уровнем исследования вопросов формирования архитектуры навигационного комплекса на основе инерциальных и спутниковых технологий, синтеза алгоритмов фильтрации в нелинейной постановке при различной конфигурации ИНИ и алгоритмов управления траекторией полета при аномальных условиях навигационных определений.

С учётом вышеизложенного можно сделать вывод о необходимости решения следующих актуальных научно-прикладных задач:

1. Разработка алгоритма комплексной обработки навигационной информации в интегрированной инерциально-спутниковой системе навигации в стохастической нелинейной постановке, обеспечивающего непрерывность определения параметров траекторного движения в условиях априорной параметрической неопределенности шумов наблюдений.

2. Разработка алгоритма управления траекторией полета, позволяющего выдерживать заданный маршрут полета в условиях параметрической неопределённости статистических характеристик шумов наблюдений.

3. Разработка алгоритма комплексной обработки информации в интегрированной инерциально-спутниковой системе навигации на основе методов адаптивной фильтрации сигналов, позволяющего повысить точность определения параметров траекторного движения воздушного судна в условиях неопределённости статистических характеристик псевдодальномерных измерений.

4. Разработка алгоритма управления траекторией полета воздушного судна на основе адаптивного расширенного фильтра Калмана, позволяющего повысить точность выдерживания линии заданного пути в условиях воздействия шумов и помех при решении задач аэронавигационного обеспечения полетов.

5. Исследование точностных характеристик синтезированных алгоритмов путем статистического моделирования процессов функционирования ИИССН в ожидаемых условиях эксплуатации при различной конфигурации ИНИ.

Таким образом, необходимость разработки новых алгоритмов комплексной обработки информации и управления траекторией полета при аномальных условиях навигационных определений для обеспечения требуемого уровня безопасности полетов обуславливает актуальность темы исследования.

Выводы по главе 1

1. Концепция интеграции БВС в единое воздушное пространство Российской Федерации предполагает достижения такого состояния авиатранспортной системы, при котором выполнение полетов беспилотных и пилотируемых ВС в едином воздушном пространстве РФ актуализирует задачу обеспечения безопасности полетов на требуемом уровне. Предъявляемые требования к точности НВО и эффективности функционирования БПНК для

обеспечения безопасности полетов в равной степени относятся к пилотируемым и беспилотным ВС.

2. Необходимость совершенствования аэронавигационного оборудования подвижных объектов обусловлено как постоянным ужесточением требований со стороны потребителей навигационной информации, в частности, систем управления, в соответствии с международными стандартами по обеспечению безопасности полетов. В ИКАО важным направлением является разработка новых подходов к построению и выдерживанию эффективных траекторий полета.

3. К современным ПНК предъявляются высокие требования к точности определения навигационных параметров с целью эффективного навигационного обеспечения всех этапов полета ВС. Перспективное направление развития существующих систем траекторного управления предполагает использование БПСН и БИНС. Проведен анализ современного состояния и тенденции развития БПНК, интегрированных навигационных систем на основе инерциальных и спутниковых технологий. Рассмотрены особенности построения схем комплексирования и алгоритмов обработки навигационной информации на основе методов марковской теории фильтрации.

4. Приведены математические модели БИНС, БПСН и АЗН-В которые формируются на основе информации о динамике погрешностей. Расчетные модели представляют собой дифференциальные уравнения погрешностей навигационных измерителей, возбуждаемых «белыми» шумами. Для решения задачи синтеза алгоритмов управления траекторией обоснованы математические модели траекторного движения.

5. Проведен анализ степени разработанности выбранной темы и определены направления и задачи исследований. Сформулирована необходимость разработки адаптивных алгоритмов комплексной обработки информации и управления траекторией полета ВС при аномальных условиях навигационных определений для обеспечения требуемого уровня безопасности полетов, что и обуславливает актуальность темы исследования.

Глава 2. Экспериментальные исследования погрешностей оценки параметров траекторного движения при аномальных условиях навигационных определений

2.1. Исследование погрешностей приемников спутниковой навигации по экспериментальным данным

В процессе работы ГНСС 10...30% результатов измерений оказываются аномальными (искаженными) из-за влияния таких дестабилизирующих факторов как: ионосферные и тропосферные задержки сигнала; пассивные и активные помехи [1]. Для обеспечения высокой точности навигационных определений влияние данных дестабилизирующих факторов необходимо корректировать. В ряде работ [6, 56, 76] представлены характеристики ГНСС полученные путем математического моделирования. В то же время, актуальными представляются исследования фактических точностных характеристик БПСН в ожидаемых условиях эксплуатации. Поэтому в работе решалась задача проведения экспериментальных исследований, обработки их результатов и принятия соответствующих решений о степени соответствия данных моделирования реальным процессам.

Для определения реальной точности определения координат на основе ГНСС проводились экспериментальные исследования на ПСН «GEOS». На рисунках 2.1-2.3 приведены результаты определения реальной точности оценки координат по данным ГНСС при различной конфигурации системы: ГЛОНАСС+GPS, только GPS и только ГЛОНАСС.

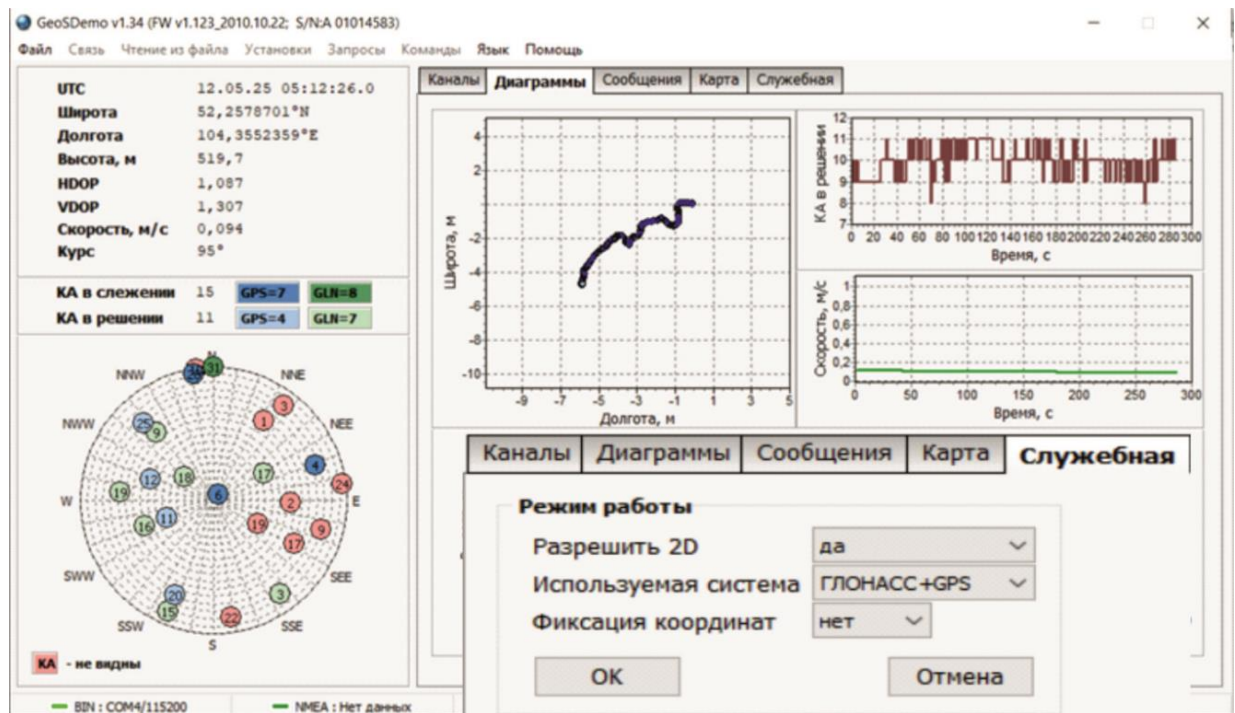


Рисунок 2.1 – Интерфейс программного обеспечения ПСН «GeosDemo» в режиме работы «ГЛОНАСС+GPS»

Анализ результатов, представленных на рис. 2.1. показывает, что точность определения координат по данным ГНСС: ГЛОНАСС+GPS составляет порядка 6 м. В таблице 2,1 приведены погрешности определения плановых координат по данным ГНСС полученные на основе моделирования и экспериментальным путем.

Таблица 2.1 – погрешности определения координат по данным ГНСС

СКО, м	Координата x	Координата y
Моделирование	4,16	4,89
Эксперимент	5,87	5,1

Сравнительный анализ результатов представленных в таблице 2.1 показывает, что погрешности определения координат на основе экспериментальных данных и имитационного моделирования практически совпадают. Данное обстоятельство подтверждает достоверность разработанных моделей и результатов исследований.

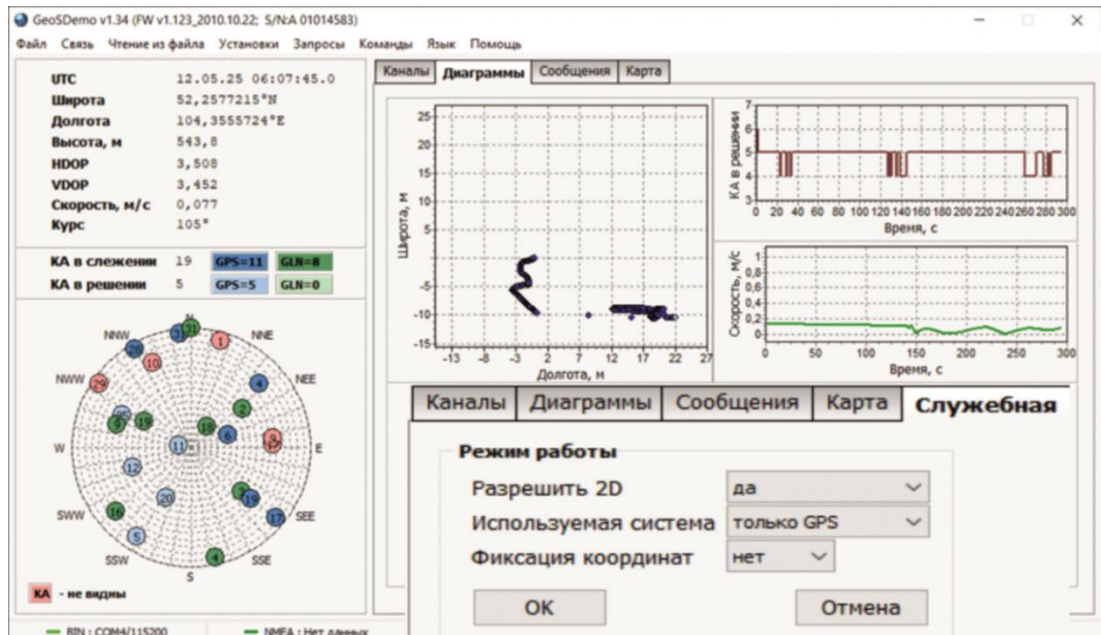


Рисунок 2.2 – Интерфейс программного обеспечения ПСН «GeoSDemo» в режиме работы «GPS»

Анализ результатов представленных на рис. 2.2. показывает, что точность определения координат по данным GPS составляет порядка 10 – 20 м, при этом наблюдаются срывы слежения, когда число НКА в решении навигационной задачи меньше 4.

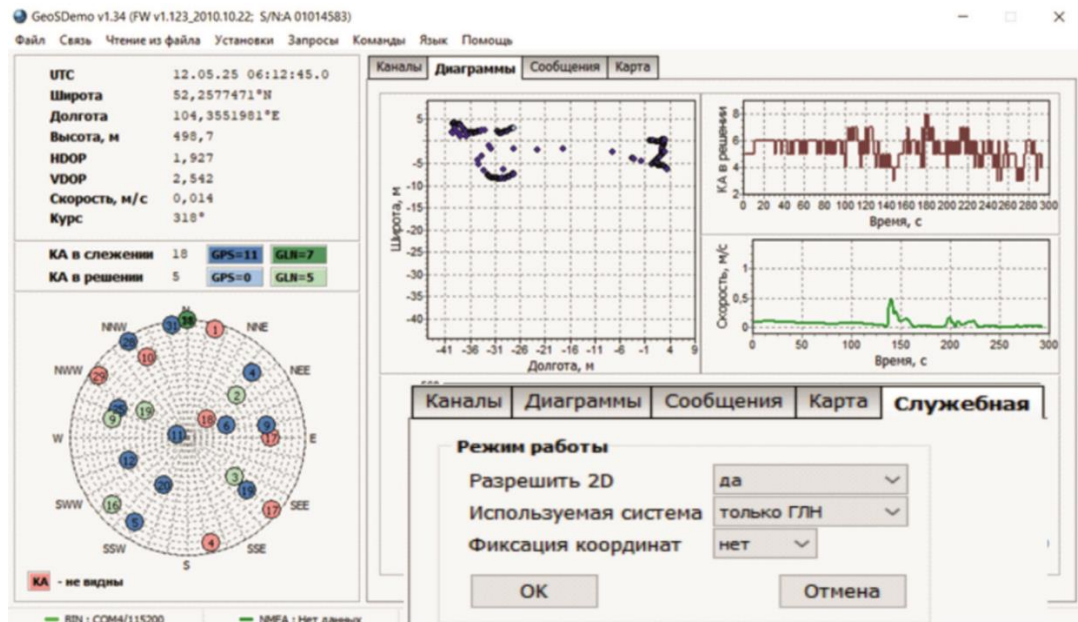


Рисунок 2.3 – Интерфейс программного обеспечения ПСН «GeoSDemo» в режиме работы «ГЛОНАСС»

Анализ результатов представленных на рисунке 2.3. показывает, что точность определения координат по данным ГЛОНАСС составляет порядка 10 – 30 м, при этом также наблюдаются срывы слежения, когда число НКА меньше 4 и решение навигационной задачи невозможно. Очевидно, что уменьшение количества ИНИ приводит к снижению точности навигационных определений по данным ГНСС.

Для оценки реальной точности определения местоположения БВС при решении навигационной задачи по данным ГНСС проводилось сравнение координат полученных экспериментальным путем с истинными координатами, которые известны с геодезической точностью, как показано на рисунке 2.4.



Рисунок 2.4 – Установка антенны ПСН и БВС на объекте с известными геодезическими координатами

На рисунках 2.5, а, 2.5, б представлены графики измеренных координат БПСН БВС DJI Air 2S, характеристики которого приведены в [82, 85, 92, 101], а также их истинные значения, определенные с геодезической точностью.

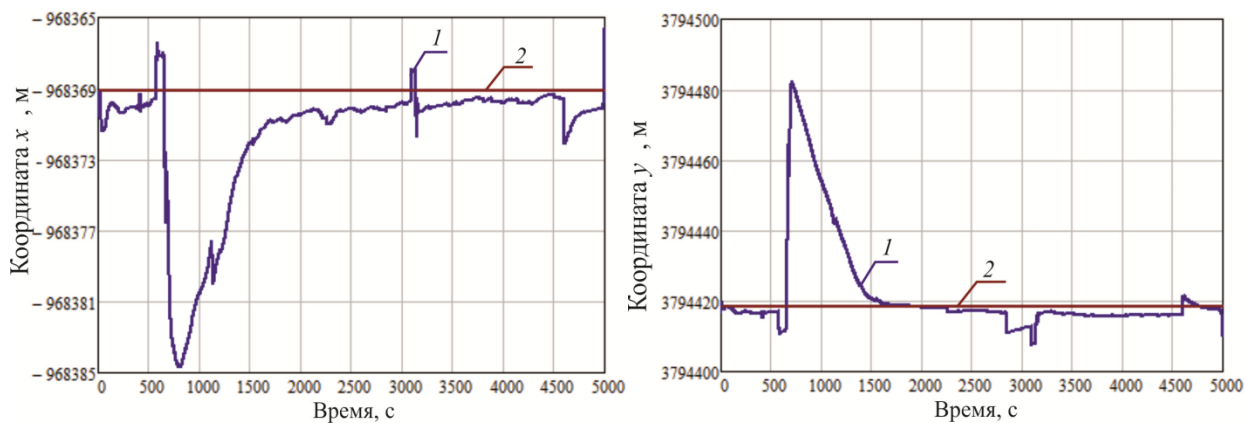
а) координаты x б) координаты y

Рисунок 2.5 – Истинные и измеренные ПСН значения координат

На рисунке 2.4, а кривая 1 – измеренное значение координаты x , кривая 2 – истинное значение координаты x , на рисунке 2.4, б кривая 1 – измеренное значение координаты y , кривая 2 – истинное значение координаты y .

Полученные экспериментальные данные позволяют определить [36, 66, 68, 69, 71, 74]:

- абсолютную погрешность Δ определения координат, которая представляет собой алгебраическую разность между истинным $x_{\text{ист}}$ и измеренным $x_{\text{изм}}$ значением параметра:

$$\Delta = x_{\text{изм}} - x_{\text{ист}}, \quad (2.1)$$

- выборочная дисперсия (оценки дисперсии) D_x^* случайной величины X , полученные на основе N независимых измерений [52, 69]:

$$D_x^* = \frac{1}{N-1} \sum_{k=1}^N [x_i - m_x^*]^2, \quad (2.2)$$

где $m_x^* = \frac{1}{N} \sum_{k=1}^N x_i$ - оценка математического ожидания.

- выборочное СКО, которое рассчитывается по формуле:

$$\hat{\sigma}_x = \sigma_x^* = \sqrt{D_x^*} = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{k=1}^N [x_i - m_x^*]^2}. \quad (2.3)$$

- фактическую точность определения координат, которая характеризуется среднеквадратической погрешностью (СКП) [7, 64]:

$$\sigma_y^* = \sqrt{\frac{1}{N-1} \sum_{k=1}^N [y_i - y_{\text{ист}}]^2}, \quad (2.4)$$

где y_i – измеренное ПСН на i -м шаге значение координаты y , y_0 – истинное (известное с геодезической точностью) значения координаты БПСН.

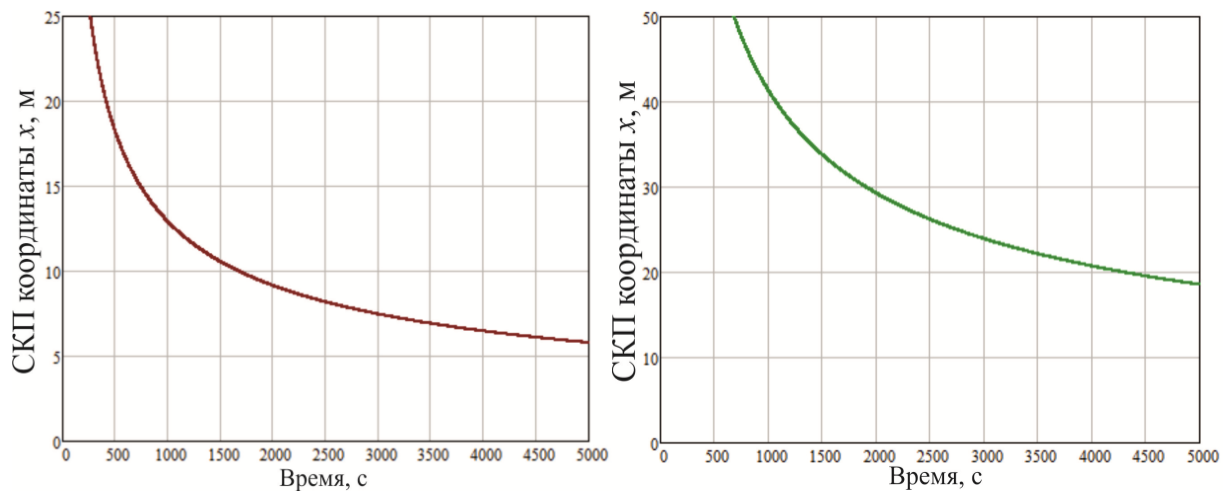
В ходе статистической обработки экспериментальных данных были рассчитаны следующие статистические характеристики погрешностей определения координат БВС:

- выборочные дисперсии, вычисленные по формуле (2.2):

$$D_x^* = 38,48; D_y^* = 250,83;$$

- выборочные СКП, вычисленные по формуле (4.4): $\sigma_x^* = 6,2$; $\sigma_y^* = 15,84$.

На рисунках 2.6, а, 2.6, б представлены графики выборочных СКП определения координат x , y по данным ПСН БВС.



а) координат x

б) координат y

Рисунок 2.6 – СКП погрешностей определения координат

На рисунках 2.7, а, б, в представлены гистограммы погрешностей плановых координат ПСН и плотности вероятностей, полученные в результате аппроксимации.

Плотность вероятности имеет одинаковое значение во всех точках эллипса, уравнение которого в соответствии с (2.6) имеет вид:

$$\frac{(x-m_x)^2}{2\sigma_x^2} + \frac{y-m_y-r\frac{\sigma_y}{\sigma_x}(x-m_x)}{\sigma_y^2(1-r^2)} = C^2. \quad (2.7)$$

Величина C определяет вероятность попадания ошибок в определяемый ею эллипс. На практике величина C выбирается, исходя из гарантий того, что с определенной вероятностью ошибки определения координат не выйдут за пределы определенной геометрической конфигурации (эллипса). Выбирая величину C , следует помнить определенную аналогию с одномерным нормальным распределением (правило «двух сигм», «трех сигм» и т.п.). Приводя (2.7) к стандартной форме записи уравнения эллипса и в результате этого получая явные выражения для величин осей эллипса (зависят от параметров σ_x, σ_y, r, C), имеем следующие исходные соотношения:

$$x(t) = m_x + \sigma_x \cdot C \cdot \cos(t), \quad (2.8)$$

$$y(t) = m_y + r \frac{\sigma_y}{\sigma_x} (x - m_x) + \sigma_y \cdot C \cdot \sqrt{1 - r^2} \sin(t), \quad (2.9)$$

$$f(z) = m_y + r \frac{\sigma_y}{\sigma_x} (z - m_x),$$

$$z \in [m_x - 2,5\sigma_x; m_x + 2,5\sigma_x]. \quad (2.10)$$

Выражения (2.8), (2.9) в параметрической форме задают эллипс, соотношение (2.10) – линию среднеквадратической регрессии, позволяющую оценить величину y через x по критерию минимума СКО [57, 69].

Эллипс погрешностей представляет собой характеристику, учитывающую распределение погрешностей определения МП на плоскости. На практике это значит, что точность определения МП по координатным осям оказывается различной (рис. 2.8)

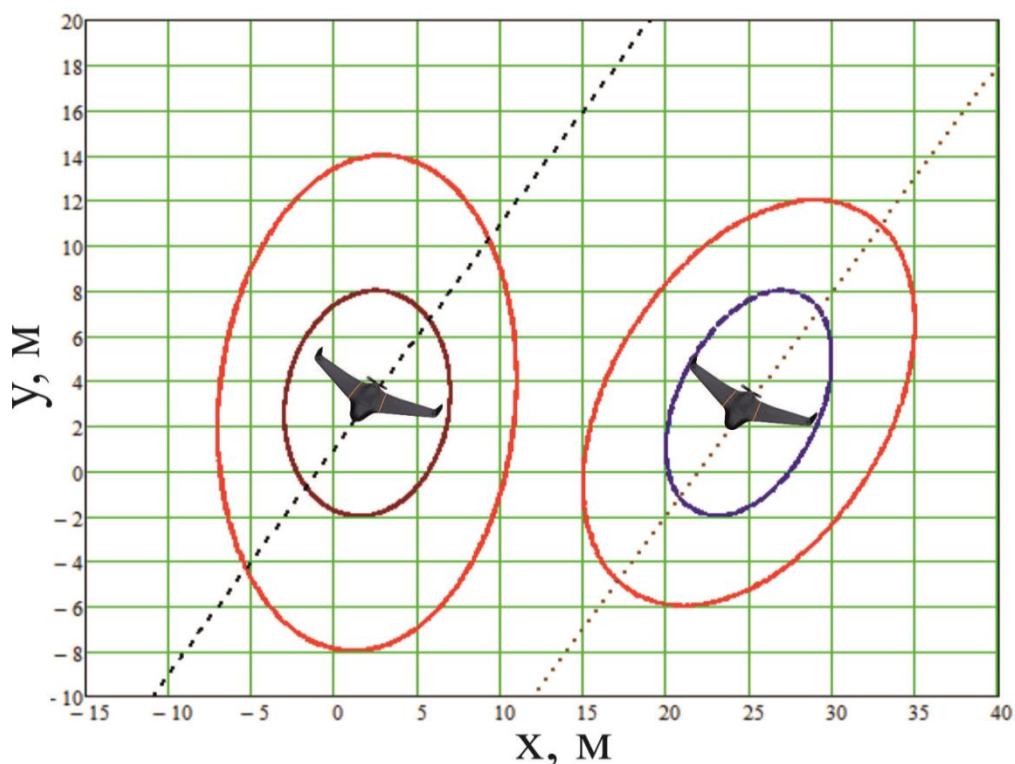


Рисунок 2.8 – Эллипсы погрешностей определения плановых координат с разной точностью

В целях безопасности полетов для предотвращения столкновений и опасных сближений ПВС и БВС, вокруг каждого из них должно быть сформировано защитное пространство, в пределах которого нахождение другого объекта не допускается. Размеры защитного пространства определяются установленными ИКАО нормами продольного, бокового и вертикального эшелонирования. При этом требуемая точность навигационных определений определяется из условия, что предельная точность измерений параметров траекторного движения не должна приводить к выходу ПВС и БВС за пределы защитного пространства.

Пример построения эллипсов погрешностей определения плановых координат для БВС1 и БВС2 полученных с помощью разработанных алгоритмов на рисунке 2.6 наглядно продемонстрировано влияние точности определения параметров траекторного движения и выдерживания заданного маршрута полета при взаимодействии ПВС и БВС в едином воздушном пространстве.

2.2. Экспериментальное исследование влияния помех на качество функционирования приемников спутниковой навигации

Помехи, влияющие на качество функционирования ПСН, могут быть как естественного, так и искусственного происхождения. Даже маломощные источники помех могут оказывать существенное влияние на их работу, поскольку уровень навигационных сигналов имеет очень низкое значение. Для исследования влияния помех на качество функционирования ПСН используются методы математического моделирования, натуральных и полунатурных экспериментов.

Для исследования помехоустойчивости ПСН была собрана экспериментальная установка, схема которой приведена на рисунке 2.9.

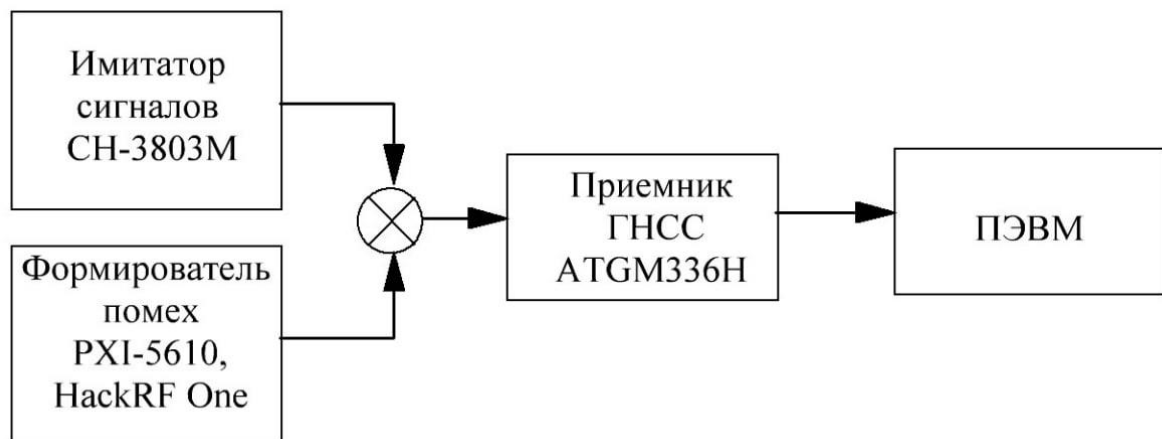


Рисунок 2.9 – Схема экспериментальной установки

Данная установка позволяет проводить тестирование ПСН в лабораторных условиях. При исследовании влияния помех на качество функционирования ПСН важно контролировать как мощность полезного сигнала НКА, так и мощность действующей помехи. Для формирования калиброванных значений мощности сигналов НКА в схеме используется имитатор сигналов СН-3803М, который позволяет формировать различные сценарии орбитального движения НКА и распространения радиоволн. Кроме того, функционал имитатора позволяет осуществлять регулировку уровня выходного сигнала в диапазоне от -180 до -140 дБВт.

Векторный генератор PXI-5610 компании National Instruments использовался в качестве источника помех с заданным уровнем на частотах ГНСС. Уровень выходного сигнала генератора может регулироваться в диапазоне от 15 до -27 дБмВт. Также в качестве формирователя помехи использовался широкополосный полудуплексный трансивер с открытым исходным кодом HackRF One с уровнем сигнала равного 15дБ/мВт рисунок 2.10.

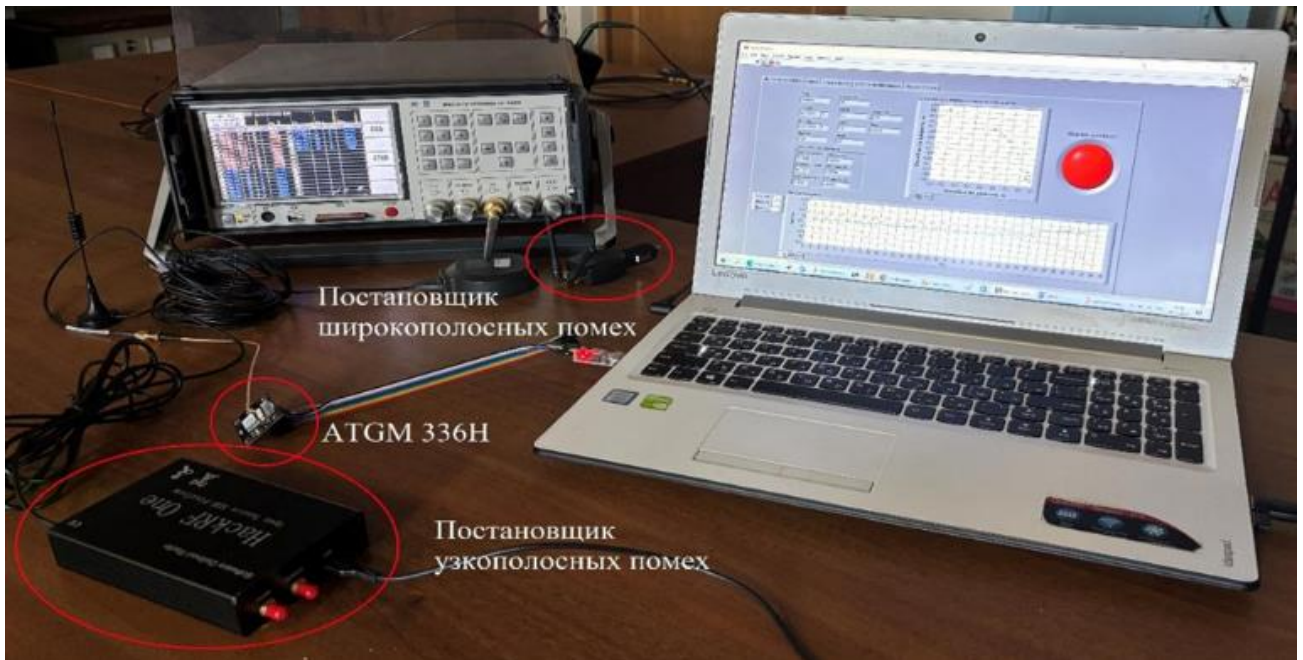


Рисунок 2.10 – Экспериментальная установка для тестирования ПСН

В составе экспериментальной установки использовался ГНСС-приемник ATGM336H, позволяющий выполнять НВО по системам ГЛОНАСС, BeiDou и GPS как отдельно, так и в совмещенном режиме. С помощью экспериментальной установки были проведены исследования воздействия узкополосной помехой (гармоническое колебание) на ПСН. Частота помехового сигнала соответствовала частотам систем GPS и ГЛОНАСС, уровень варьировался в диапазоне от 15 до -24 дБмВт.

Эксперимент проводится в несколько этапов:

1. В запоминающем устройстве имитатора программируется сценарий, в котором неподвижный объект находится в точке с нулевыми координатами. Запускается имитация навигационного сигнала систем GPS и ГЛОНАСС.

2. Задается вид помехи, выставляется несущая частота для GPS 1,57542 ГГц ГЛОНАСС 1,602 ГГц и мощность в диапазоне от 15 до -24 дБмВт, затем начинается ее генерирование. Для этих целей используется векторный генератор PXI-5610, который позволяет создавать высокочастотные колебания без модуляции.

3. Сформированные сигналы навигационных спутников и помехи поступают на вход приемника далее выходные данные поступают в ПЭВМ в формате NMEA с дискретностью 5 Гц.

4. Оценка действия помехи ведется по графику зависимости количества НКА в решении навигационной задачи от времени пример данной зависимости приведен на рисунке 2.11, 2.12.



Рисунок 2.11 – Количество НКА в решении ГЛОНАСС при постановке помехи

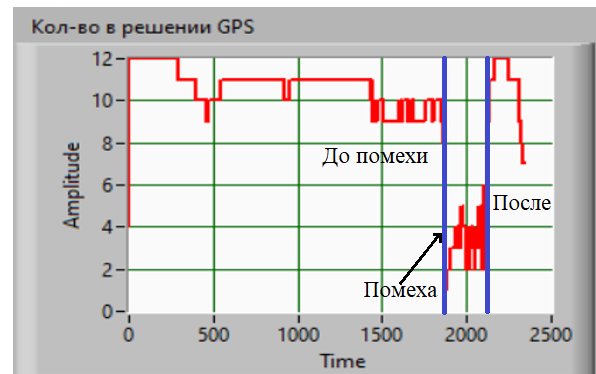


Рисунок 2.12 – Количество НКА в решении GPS при постановке помехи

Из полученных результатов экспериментов можно сделать следующие выводы что, помеха на частоте 1,57542 ГГц и уровне мощности помехи 12 дБВт приводит к срыву сопровождения сигналов всеми видимыми НКА двух систем и блокировке приемника. При уменьшении уровня помехи с 12 до 6 дБмВт ГНСС-приемник на коротком временном интервале решает навигационную задачу, а далее происходит срыв слежения за сигналами НКА. Выпадают из решения навигационной задачи НКА как системы GPS, так и ГЛОНАСС, как показано на рис 2.11, 2.12. Помеха на частоте ГЛОНАСС 1,602 ГГц и уровне мощности 12 дБмВт не приводит к блокировке приемника, т. к. решение навигационной задачи

осуществляется системой GPS. В то же время при повышении мощности помехи до 20 дБмВт на частоте ГЛОНАСС сигналы от всех НКА GPS были подавлены.

Анализ опубликованных результатов исследований [51], а также данных натурных и полунатурных экспериментов, представленных на рисунках 2.11 и 2.12 показали, что при постановке помех ГНСС возникают аномальные условия навигационных определений, когда количество НКА в решении задачи определения МП меньше 4-х, т.е. меньше минимально необходимого количества для решения навигационной задачи.

Для обеспечения непрерывности НВО в бортовом навигационном вычислителе необходимо осуществлять КОНИ от ГНСС и БИНС, автономной системы не подверженной воздействию шумов и помех.

Таким образом, обоснована необходимость применения интегрированных инерциально-спутниковых систем навигации с адаптивной обработкой информации для оценки параметров траекторного движения ВС на основе экспериментальных исследований погрешностей оценки координат при аномальных условиях навигационных определений.

Выводы по главе 2

1. Широкий спектр направлений применения БВС предъявляет жесткие требования к точности определения координат в пространстве. Высокоточное определение МП обеспечивается применением ГНСС. В то же время, актуальными представляются исследования фактических точностных характеристик БПСН в ожидаемых условиях эксплуатации. Поэтому в работе решалась задача проведения экспериментальных исследований, обработки их результатов и принятия соответствующих решений о степени соответствия данных моделирования реальным

процессам. Анализ погрешностей определения координат проводился путем сравнения измеренных значений с истинными координатами, которые известны с геодезической точностью.

2. Представлены результаты статистического анализа погрешностей определения координат по экспериментальным данным ПСН. Установлены закономерности погрешностей определения координат, которые носят случайный характер на основании регистрации, систематизации и обработки результатов измерений. Рассмотрены вероятностные характеристики погрешностей определения координат.

3. Результаты экспериментальных исследований согласуются с данными о том, что точность определения плановых координат в ГНСС выше, чем вертикальной составляющей. Сравнительный анализ представленных результатов показывает, что погрешности определения координат на основе экспериментальных данных и имитационного моделирования практически совпадают, что подтверждает достоверность разработанных моделей и результатов исследований. Представленные результаты имеют ярко выраженный прикладной характер для прогноза фактической точности оценки координат ВС при аномальных условиях навигационных определений.

4. Представлены результаты исследования влияния помех на качество функционирования ПСН методами натурального и полунатурного моделирования с помощью специализированной экспериментальной установки, включающую в свой состав имитатор сигналов спутников, формирователь помех, ГНСС-приемник и ПЭВМ. Анализ данных экспериментов показал, что при постановке помех ГНСС возникают аномальные условия навигационных определений, когда происходит срыв слежения и количество НКА в решении задачи определения МП меньше 4-х, т.е. меньше минимально необходимого количества для решения навигационной задачи, что согласуется с ранее опубликованными результатами исследований.

5. Показано, то помеха на частоте ГЛОНАСС 1,602 ГГц и уровне мощности 12 дБмВт не приводит к блокировке приемника, т. к. решение навигационной задачи осуществляется системой GPS. В то же время при повышении мощности помехи до 20 дБмВт на частоте ГЛОНАСС сигналы от всех НКА GPS были

подавлены. Полученные в ходе экспериментов численные значения уровней мощности позволяют определить границы применения алгоритмических методов коррекции навигационных определений при воздействии шумов и помех.

6. Обоснована необходимость применения интегрированных инерциально-спутниковых систем навигации с адаптивной обработкой информации для оценки параметров траекторного движения воздушных судов на основе экспериментальных исследований погрешностей оценки координат при аномальных условиях навигационных определений.

Глава 3. Алгоритмы определения местоположения и управления траекторией полета при аномальных условиях навигационных определений

3.1. Определение местоположения при различной конфигурации источников навигационной информации

3.1.1. Постановка задачи

Одним из способов повышения точности позиционирования и выдерживания заданной траектории ВС является применение ИИССН, представленной на рисунке 3.1 [63].

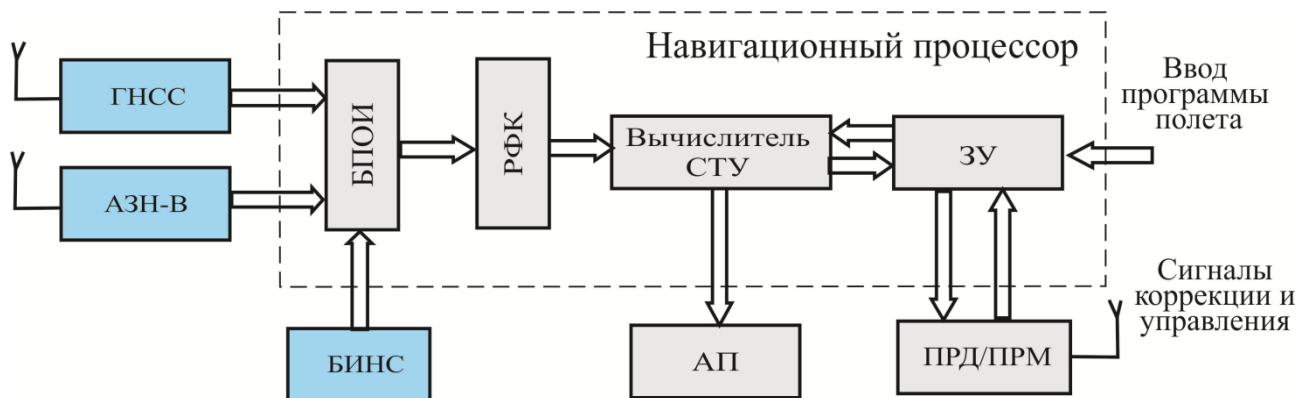


Рисунок 3.1 – Структурная схема ИИССН ВС: БПОИ – блок первичной обработки информации, АП – автопилот, ЗУ – запоминающее устройство, СТУ – система траекторного управления, РФК – расширенный фильтр Калмана

Определение параметров траектории полета ВС будет осуществляться в навигационном процессоре на основе псевдодалномерных измерений до НС АЗН-В и НКА ГНСС, что позволит увеличить число наблюдений при оценке

переменных состояния. Требуется решить задачу исследования точности определения МП ВС при различных конфигурациях ИНИ: ГНСС, БИНС и АЗН-В. Принципы организации навигационных определений и один из возможных вариантов конфигурации ИНИ проиллюстрирован на рисунке 3.2.

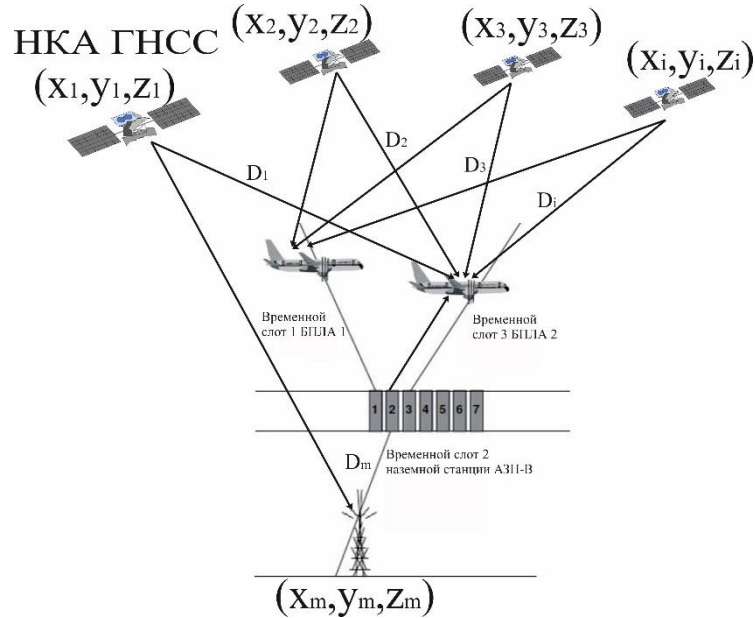


Рисунок 3.2 – Вариант конфигурации ИНИ и принцип обмена данным в АЗН-В

При полете по маршруту фактический курс вычисляется на основе текущих координат ВС от погрешностей оценки, которых зависит точность выдерживания линии заданного пути (ЛЗП):

$$\psi = \arctg \left[\frac{y_{ППМi} - (y + \Delta y)}{x_{ППМi} - (x + \Delta x)} \cos \frac{x + \Delta x}{R} \right],$$

где $x_{ППМi}$, $y_{ППМi}$ - координаты i -того промежуточного пункта маршрута (ППМ); x , y - координаты ВС; Δx , Δy - ошибки определения координат; R - радиус Земли.

Погрешности Δx и Δy приводят к ошибкам определения курса и выдерживания заданного маршрута полета. Поэтому модель измеренных параметров траекторного движения предлагается представить следующим образом:

$$\lambda_v = \mathbf{x}_v + \Delta \mathbf{x}_v, \quad (3.1)$$

где \mathbf{x} - вектор истинных значений, $\Delta \mathbf{x}$ - вектор погрешностей измерений.

Погрешности измерений подсистем объединим в единый вектор:

$$\Delta \mathbf{x} = \left| \Delta \mathbf{x}_{\text{БИНС}}, \Delta \mathbf{x}_{\text{ГНСС}}, \Delta \mathbf{x}_{\text{АЗН-В}} \right|^T, \quad (3.2)$$

где $\Delta \mathbf{x}_{\text{БИНС}}$ – вектор ошибок БИНС; $\Delta \mathbf{x}_{\text{ГНСС}}$, $\Delta \mathbf{x}_{\text{АЗН-В}}$ – вектора ошибок БПСН и транспондера АЗН-В.

Уравнение сообщения для вектора состояния (3.2) представим в виде:

$$\Delta \mathbf{x}_v = \Phi_{v/v-1} \Delta \mathbf{x}_{v-1} + \mathbf{G}_v \mathbf{w}_{v-1}, \quad (3.3)$$

где $\Phi_{v/v-1} \cong \mathbf{I} + \mathbf{F}_{v-1} dT + \dots$ – переходная матрица состояния системы на шаге T ; \mathbf{F} – матрица динамики; $dT = t_v - t_{v-1}$ – временной интервал;

$\Delta \mathbf{x} = \left| \Delta x, \Delta V_x, \Delta y, \Delta V_y, \Delta z, \Delta V_z, \Delta D, \Delta \dot{D} \right|^T$ – вектор ошибок навигационных измерителей; \mathbf{G}_v – матрица, входных шумов \mathbf{w}_{v-1} с корреляционной матрицей \mathbf{Q}_v ; \mathbf{I} – единичная матрица.

Уравнение навигационных наблюдений можно представить в виде

$$\mathbf{z}_v = \mathbf{H}_v \Delta \mathbf{x}_v + \mathbf{n}_v, \quad (3.4)$$

где $\mathbf{z}_v = [z_{1,v}, \dots, z_{m,v}]^T$ – вектор наблюдений размерности $(m \times 8)$, m – число ИНИ, $\mathbf{H}_{v+1/v}$ – матрица наблюдений $(m \times 8)$, \mathbf{n}_v – m -мерный вектор ДБГШ с нулевыми

математическими ожиданиями и матрицей дисперсий $\mathbf{V} = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \vdots & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_l^2 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sigma_{l+1}^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \vdots & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \sigma_m^2 \end{bmatrix},$

полагаем, что шумы \mathbf{w}_v и \mathbf{n}_v независимы.

Матрица наблюдений \mathbf{H} имеет следующий вид:

$$\mathbf{H}_v = \begin{bmatrix} \frac{x_{1,v} - x_v}{D_{1,v}} & 0 & \frac{y_{1,v} - y_v}{D_{1,v}} & 0 & \frac{z_{1,v} - z_v}{D_{1,v}} & 0 & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x_{l,v} - x_v}{D_{l,v}} & 0 & \frac{y_{l,v} - y_v}{D_{l,v}} & 0 & \frac{z_{l,v} - z_v}{D_{l,v}} & 0 & 1 & 0 \\ \frac{x_{l+1,v} - x_v}{D_{l+1,v}} & 0 & \frac{y_{l+1,v} - y_v}{D_{l+1,v}} & 0 & \frac{z_{l+1,v} - z_v}{D_{l+1,v}} & 0 & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{x_{m,v} - x_v}{D_{m,v}} & 0 & \frac{y_{m,v} - y_v}{D_{m,v}} & 0 & \frac{z_{m,v} - z_v}{D_{m,v}} & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

где $D_{i,v} = \sqrt{(x_{i,v} - x_v)^2 + (y_{i,v} - y_v)^2 + (z_{i,v} - z_v)^2}$ – дальность до i -того ИНИ (НКА ГНСС и НС АЗН-В); x_i, y_i, z_i – координаты i -того ИНИ; x, y, z – координаты ВС.

3.1.2. Разработка алгоритма комплексной обработки навигационной информации на основе метода квадратного корня

Применительно к уравнениям сообщения и измерения получим реализуемый в навигационном процессоре алгоритм оценивания на основе РФК [5, 7, 8]:

- этап предсказания:

$$\Delta \hat{\mathbf{x}}_{v/v-1} = \mathbf{\Phi}_{v/v-1} \Delta \hat{\mathbf{x}}_{v-1},$$

$$\mathbf{P}_{v/v-1} = \mathbf{\Phi}_v \mathbf{P}_{v-1} \mathbf{\Phi}_v^T + \mathbf{G}_v \mathbf{Q}_{v-1} \mathbf{G}_v^T.$$

- этап коррекции:

$$\Delta \hat{\mathbf{x}}_v = \Delta \hat{\mathbf{x}}_{v/v-1} + \mathbf{K}_v [\mathbf{z}_v - \mathbf{H}_v \Delta \hat{\mathbf{x}}_{v/v-1}], \quad (3.5)$$

$$\mathbf{K}_v = \mathbf{P}_{v/v-1} \mathbf{H}_v^T [\mathbf{H}_v \mathbf{P}_{v/v-1} \mathbf{H}_v^T + \mathbf{V}]^{-1}, \quad (3.6)$$

$$\mathbf{P}_v = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_v \mathbf{H}_v] \mathbf{P}_{v/v-1}. \quad (3.7)$$

В представленном алгоритме (3.5) выражение для вычисления оценки вектора состояния, (3.6) – матричного коэффициента усиления, (3.7) – апостериорной корреляционной матрицы ошибок фильтрации.

Для повышения эффективности функционирования ИИССН в условиях воздействия активных и пассивных помех в работе выполнена модификация стандартного алгоритма КОНИ на основе подхода, предложенного в [1] для учета аномальных наблюдений. В процессе работы ИИССН возникают случаи, когда

наблюдения оказываются аномальными при воздействии шумов и помех, для выявления которых используется следующий критерий [1]:

$$\mathbf{r}_v^T \mathbf{r}_v \leq \gamma \text{Tr}(\mathbf{H}_v \mathbf{P}_{v/v-1} \mathbf{H}_v^T + \mathbf{V})$$

где $\mathbf{r}_v = \mathbf{z}_v - \mathbf{H}_v \Phi_{v,v-1} \hat{\mathbf{x}}_{v-1}$ – невязка наблюдений; γ – коэффициент, определяющий предельное значение, при превышении которого процесс фильтрации считается расходящимся, например 3 (3σ); Tr – след матрицы.

Для повышения точности оценки навигационных параметров в работе предлагается выполнить модификацию на основе метода квадратного корня при реализации классического алгоритма дискретного ФК применительно к обновляющей последовательности. В общем случае не используется числовая операция извлечения квадратного корня [102], но в последнее время квадратно-корневая фильтрация с использованием стандартного разложения матрицы получила большее распространение [102]. В этой матрице

$$\mathbf{S} = \mathbf{P}^{\frac{1}{2}} \text{ такая что } \mathbf{P} = \mathbf{S}\mathbf{S}^T$$

\mathbf{S} получается в треугольной матрице из известного разложения Холецкого, недостатком которого является то, что его нельзя использовать, если корреляционная матрица вырождена [102].

Применяя модификацию на основе метода квадратного корня [102] к алгоритму КОНИ запишем выражения для матричного коэффициента усиления и апостериорной корреляционной матрицы в виде:

$$\mathbf{K}_v = \frac{\hat{\mathbf{S}}_v^{-T} \hat{\mathbf{S}}_v^- \mathbf{H}_v^T}{\mathbf{H}_v \hat{\mathbf{S}}_v^{-T} \hat{\mathbf{S}}_v^- \mathbf{H}_v^T + \mathbf{V}}$$

$$\hat{\mathbf{P}}_v = \left(\mathbf{I} - \frac{\hat{\mathbf{S}}_v^{-T} \hat{\mathbf{S}}_v^- \mathbf{H}_v^T \mathbf{H}_v}{\mathbf{H}_v \hat{\mathbf{S}}_v^{-T} \hat{\mathbf{S}}_v^- \mathbf{H}_v^T + \mathbf{V}_v} \right) \hat{\mathbf{S}}_v^{-T} \hat{\mathbf{S}}_v^- = \hat{\mathbf{S}}_v^{-T} \left(\mathbf{I} - \frac{\hat{\mathbf{S}}_v^{-T} \hat{\mathbf{S}}_v^- \mathbf{H}_v^T \mathbf{H}_v}{\mathbf{H}_v \hat{\mathbf{S}}_v^{-T} \hat{\mathbf{S}}_v^- \mathbf{H}_v^T + \mathbf{V}_v} \right) \hat{\mathbf{S}}_v^{-T}.$$

С целью оптимизации математических процедур дальнейшего синтеза в предположении, что шум навигационного датчика является одноэлементным w_v введем вспомогательные переменные

$$\mathbf{\Omega}_i = \hat{\mathbf{S}}_{v+1,i-1}^+ \mathbf{H}_i^T,$$

$$a_i = 1 / (\mathbf{\Omega}_i^T \mathbf{\Omega}_i + V_i^2).$$

Тогда

$$\hat{\mathbf{P}}_k^+ = \hat{\mathbf{S}}_k^{-T} (\mathbf{I} - a_v \mathbf{\Omega}_i^T \mathbf{\Omega}_i) \hat{\mathbf{S}}_k^-.$$

На основе предположения

$$(\mathbf{I} - a_i \mathbf{\Omega}_i \mathbf{\Omega}_i^T) = (\mathbf{I} - a_i \gamma_i \mathbf{\Omega}_i \mathbf{\Omega}_i^T)^2$$

можно сделать вывод, что

$$\gamma_i = 1 / (1 \pm \sqrt{a_i V_i}).$$

В таком случае выражение для апостериорной корреляционной матрицы $\hat{\mathbf{P}}_v^+$ может быть записано в виде

$$\hat{\mathbf{P}}_v^+ = \hat{\mathbf{S}}_v^{-T} (\mathbf{I} - a_v \mathbf{\Omega}_i \mathbf{\Omega}_i^T) (\mathbf{I} - a_v \mathbf{\Omega}_i \mathbf{\Omega}_i^T) \hat{\mathbf{S}}_v^-.$$

С учётом того, что $\hat{\mathbf{P}}_v^+$ положительно определенная матрица, верно равенство:

$$\hat{\mathbf{P}}_v^+ = \hat{\mathbf{S}}_v^{-T} \hat{\mathbf{S}}_v^-.$$

Тогда уравнения для коррекции оценки вектора состояния и корреляционной матрицы можно представить в виде:

$$\Delta \hat{\mathbf{x}}_{v,i} = \Delta \hat{\mathbf{x}}_{v,i-1} + \mathbf{K}_{v,i} [\mathbf{z}_{v,i} - \mathbf{H}_{v,i} \Delta \hat{\mathbf{x}}_{v,i-1}],$$

$$\mathbf{K}_{v,i} = \frac{\hat{\mathbf{S}}_{v,i-1}^T \hat{\mathbf{S}}_{v,i-1} \mathbf{H}_{v,i}^T}{\mathbf{H}_{v,i} \hat{\mathbf{S}}_{v,i-1}^T \hat{\mathbf{S}}_{v,i-1} \mathbf{H}_{v,i}^T + \mathbf{V}_i},$$

$$\hat{\mathbf{S}}_{v,i} = (\mathbf{I} - a_i \gamma_i \mathbf{\Omega}_i \mathbf{\Omega}_i^T) \hat{\mathbf{S}}_{v,i-1}.$$

Таким образом, в условиях априорной неопределенности статистических характеристик шумов измерительных датчиков, предложенный алгоритм при использовании метод квадратного корня для обновляющей последовательности, позволяет значительно повышает эффективность оценки переменных вектора состояния. Применение данного алгоритма позволяет повысить точность оценки параметров траекторного движения ВС по сравнению с классическим подходом за счёт использования информации, содержащейся в теоретически предсказанном значении обновляющей последовательности. На рисунке 3.3 представлена схема

реализации алгоритма оценивания, модифицированного на основе метода квадратного корня.

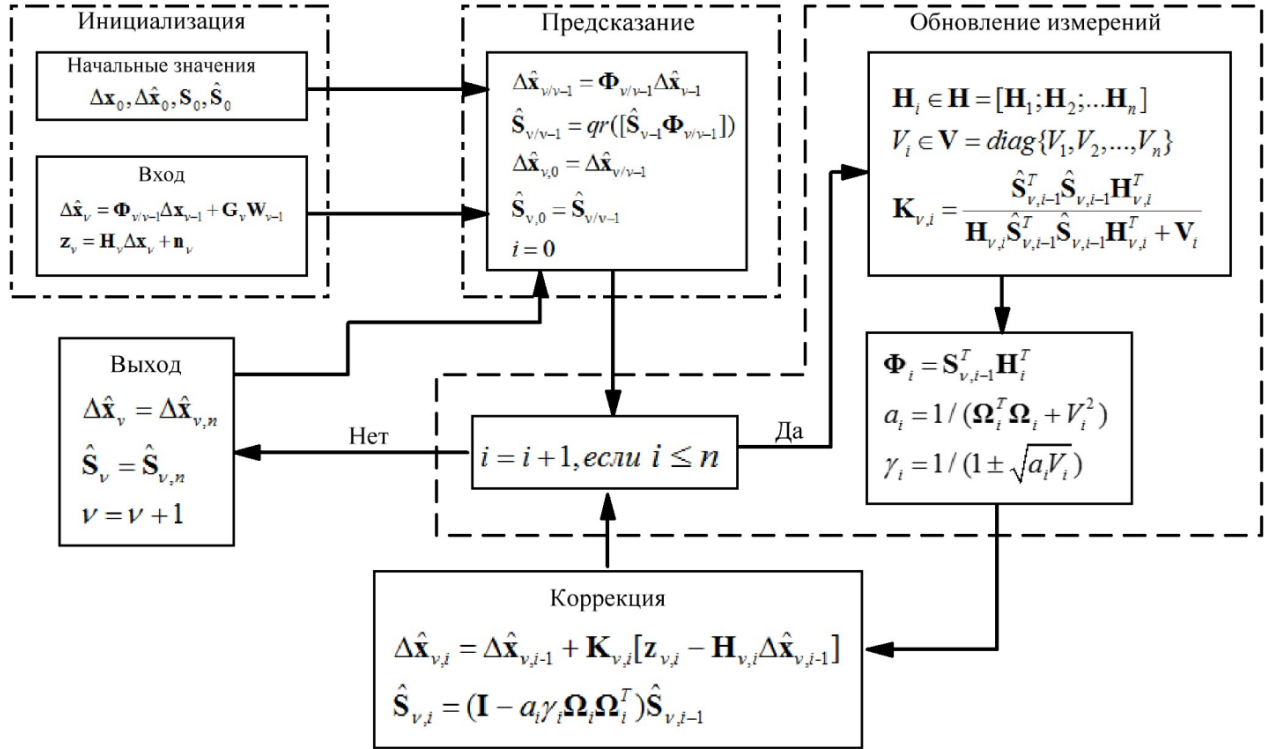


Рисунок 3.3 – Схема системы оценивания на основе метода квадратного корня

На основе выходных данных ИИССН λ_ν и ФК $\Delta \hat{\mathbf{x}}_\nu$ определяется оценка вектора параметров траекторного движения ВС

$$\hat{\mathbf{x}}_\nu = \lambda_\nu - \Delta \hat{\mathbf{x}}_\nu.$$

Для практической реализации ИИССН необходима синхронизация измерений комплексируемых измерителей. В предложенном алгоритме КОНИ предполагается, что измерения навигационных параметров в БИНС и НАП ГНСС осуществляются синхронно, либо в кратные моменты времени. Соблюдение этого условия на практике крайне важно. Ошибки определения векторов координат и скорости из-за рассинхронизации можно найти по формулам

$$\varepsilon_{X\tau,k} = \tau_{IS} \cdot \nu_k, \varepsilon_{\nu\tau,k} \approx \tau_{IS} \cdot a_k, \quad (3.8)$$

где τ_{IS} время задержки между моментом актуальности измерений от БИНС и моментом актуальности измерений от ГНСС (время рассинхронизации); a_k и ν_k - средние за интервал дискретизации значения ускорения и скорости объекта

соответственно. Формулы даны в практическом приближении, что τ_{IS} много меньше времени корреляции ошибок скорости в БИНС.

В частности, из (3.8) следует, что для динамичных объектов со среднеквадратичным ускорением $5g$ (на которых применение ИИССН особенно актуально) время рассинхронизации τ_{IS} не должно превышать 100 мкс для достижения декларируемо среднеквадратичной погрешности оценивания скорости порядка 1 см/с. Без наличия специальных средств синхронизации в аппаратуре ИИССН выполнить данное требование невозможно, а при наличии таких средств требование $\tau_{IS} \leq 100$ мкс выполняется с большим запасом.

Существуют различные способы синхронизации измерений. В работе использован способ синхронизации по аппаратному сигналу метки времени (МВ). На рисунке 3.4 изображена схема связей основных узлов ИИССН, учитывающая синхронизацию измерений [26].



Рисунок 3.4 – Схема связей основных узлов ИИССН с учетом синхронизации измерений: ОГ – опорный генератор.

Необходимым условием при построении ИИССН является организация электрического сигнала МВ, поступающего от НАП ГИСС в БИНС, как показано на схеме, изображённой на рисунке 3.4. Активный фронт электрического импульса МВ формируется в момент осуществления навигационных измерений по ГИСС. Устройство синхронизации, входящее в состав БИНС, принимает сигнал метки времени и измеряет время задержки каждого отсчета измерений инерциальных датчиков относительно последнего активного фронта МВ. Эта информация «подмешивается» к инерциальным измерениям и поступает на вход

комплексного алгоритма обработки, который использует её для привязки спутниковых и инерциальных измерений к единой шкале времени [75].

Величина погрешностей навигационных определений по данным ГНСС и АЗН-В определяется элементами апостериорной корреляционной матрицей ошибок оценивания [26, 30]

$$\mathbf{P}_v = (\mathbf{H}_v^T \mathbf{V}^{-1} \mathbf{H}_v)^{-1} \approx \sigma_{\text{ИД}}^2 (\mathbf{H}_v^T \mathbf{H}_v)^{-1},$$

которые определяются видом матрицы наблюдений \mathbf{H} и зависят от взаимного расположения НАП и ИНИ.

Погрешность определения МП можно выразить через след корреляционной матрицы ошибок фильтрации $tr\{\mathbf{P}_v\}$. В качестве числовой характеристики точности оценки переменных вектора состояния можно использовать меру наблюдаемости [34]

$$\Gamma_v = \mathbf{H}_v^T \mathbf{H}_v \Delta t$$

которая входит в выражение для вычисления геометрического фактора [26, 40]

$$GF_v = (tr[(\mathbf{H}_v^T \mathbf{H}_v)^{-1}])^{1/2}.$$

Выражение для расчета дисперсии ошибки определения курса представим в виде:

$$D_\psi = \frac{1}{v} \sum_{v=0}^{N-1} (\psi_v - \bar{\psi})^2, \quad (3.9)$$

где $\bar{\psi}$ – среднее арифметическое значение.

Отличительной особенностью предложенного алгоритма КОНИ от известных ранее является использование метода квадратного корня применительно к обновляющей последовательности классического алгоритма дискретного РФК для повышения точности оценки параметров траекторного движения ВС.

3.1.3. Моделирование и исследование характеристик разработанного алгоритма

Для имитационного моделирования использовались параметры характеризующие функционирование ГНСС и АЗН-В, модель траектории полета (1.5) и начальные значения корреляционной матрицы ошибок оценивания \mathbf{P}_0 [25, 29]:

- дисперсии шумов наблюдений: $D_{ГНСС} = 30$ м, $D_{АЗН-В} = 10$ м;

- исходные значения погрешностей определения плановых координат 100 м.

Особый практический интерес вызывает исследование качества функционирования ИИССН при аномальных условиях навигационных определений. Для этого моделировалось различных 6 сценариев функционирования ИИССН:

- 1) навигационные определения выполняются по 4 НКА и БИНС;
- 2) навигационные определения выполняются по 3 НКА и БИНС;
- 3) навигационные определения выполняются по 2 НКА и БИНС;
- 4) навигационные определения выполняются по 3 НКА, 1 НС АЗН-В и БИНС;
- 5) навигационные определения выполняются по 2 НКА, 2 НС АЗН-В и БИНС;
- 6) навигационные определения выполняются по 2 НКА, 1 НС АЗН-В и БИНС.

Результаты исследования при моделировании 1 сценария представлены на рис. 3.5, рис. 3.6, в виде реализаций ошибок оценки координат $\varepsilon_x = x - \hat{x}$ и $\varepsilon_y = y - \hat{y}$ и графиков СКО σ_x и σ_y .

Анализ результатов, представленных на рисунках 3.5–3.6, показывает, что при определении МП на основе ГНСС измерений по 4 и более НКА обеспечивается высокая точность определения горизонтальных координат на уровне 2-5 м.

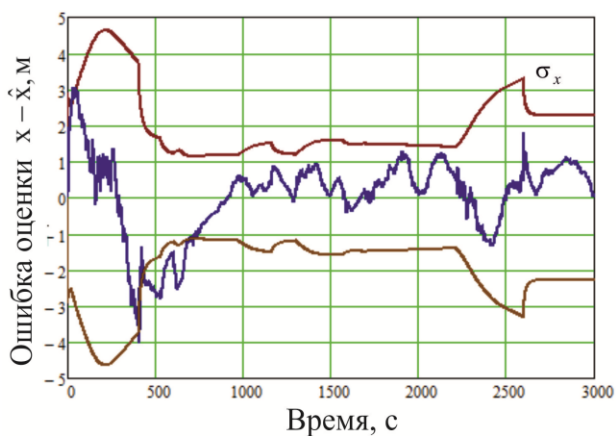


Рисунок 3.5 – Ошибка оценки координаты x для 1 сценария

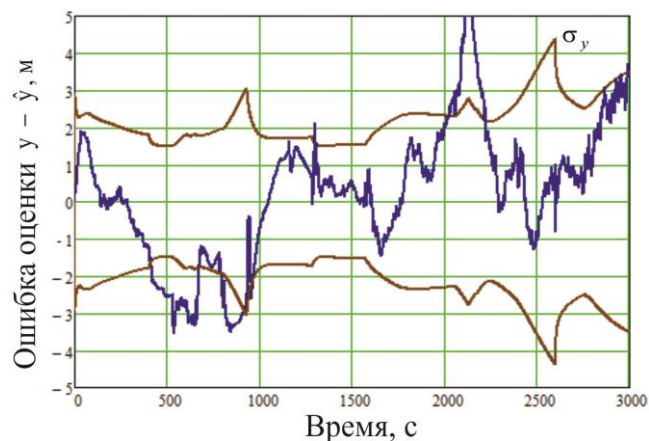


Рисунок 3.6 – Ошибка оценки координаты y для 1 сценария

В условиях воздействия шумов и помех количество сигналов НКА на входе БПСН может быть меньше минимально необходимого для решения навигационной задачи по данным ГНСС. Данным обстоятельством продиктована необходимость моделирования и исследования различных сценариев. На рисунках 3.7 и 3.8 приведены реализации ошибок оценки координат и графики СКО σ_x и σ_y для сценария 2.

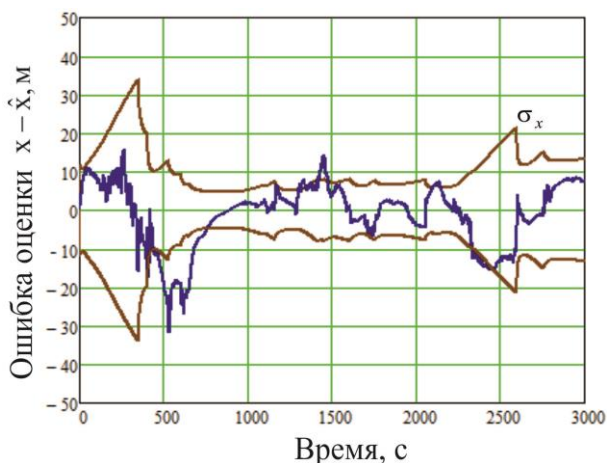


Рисунок 3.7 – Ошибка оценки координаты x для сценария 2

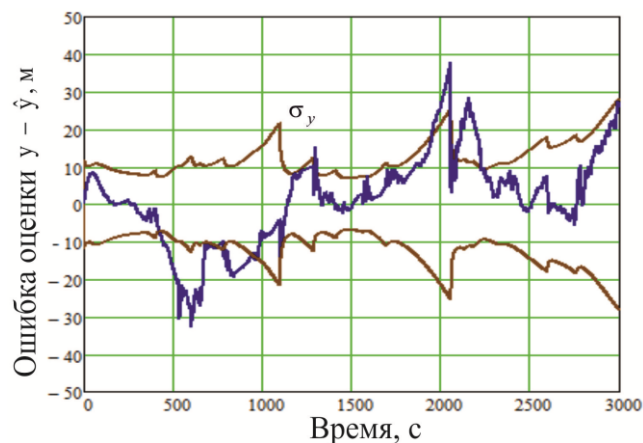


Рисунок 3.8 – Ошибка оценки координаты y для сценария 2

Сравнение графиков на рисунках 3.5-3.8 показывает, что уменьшение числа псевдодалномерных наблюдений ИНИ приводит к снижению точности определения горизонтальных координат, при этом обеспечивается непрерывность решения навигационной задачи благодаря выходным данным БИНС.

Достоинством предложенного алгоритма является возможность оценки координат, при числе псевдодалномерных наблюдений до НКА ГНСС меньше 4-х, которые минимально необходимы для НВО.

Увеличение радиальной погрешности определения МП приводит к увеличению ошибки оценки курса и выдерживания ЛЗП, численные значения которых определяются мерой наблюдаемости (рис. 3.9) и ГФ (рис. 3.10).

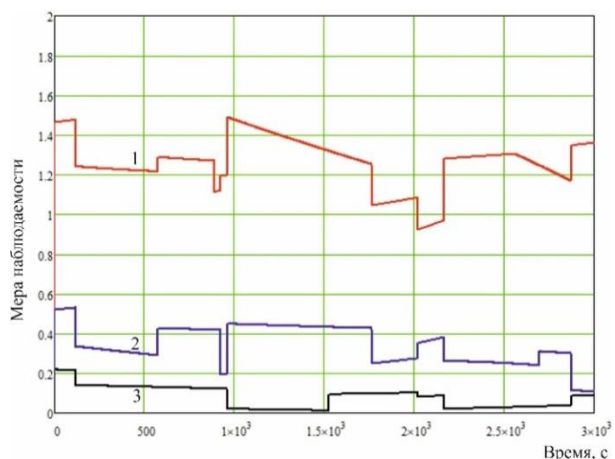


Рисунок 3.9 – Мера наблюдаемости

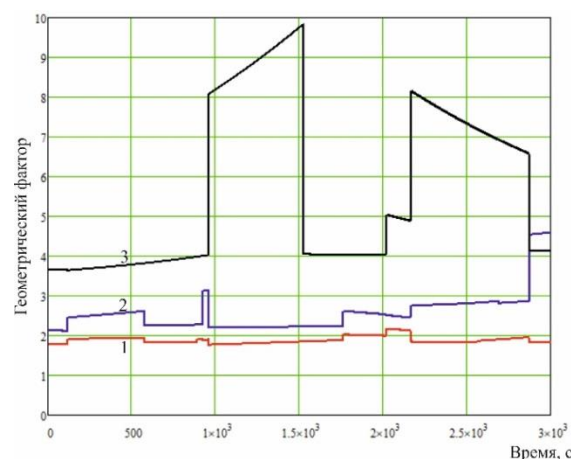


Рисунок 3.10 – Геометрический фактор

На рисунках 3.11 и 3.12 приведены графики точностных характеристик алгоритма при добавлении сигналов НС АЗН-В (сценарий №4).

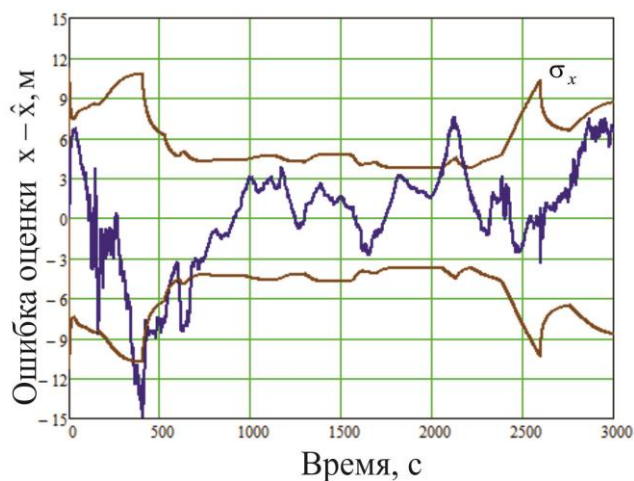


Рисунок 3.11 – Ошибка оценки координаты x для сценария 4

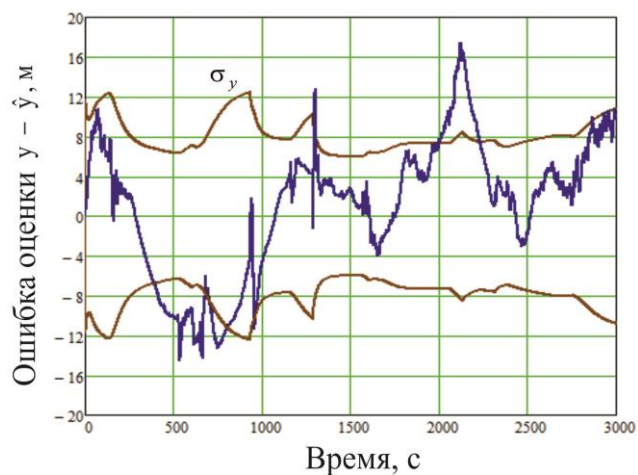


Рисунок 3.12 – Ошибка оценки координаты y для сценария 4

Анализ полученных графиков на рисунках 3.11, 3.12 показывает что, применение сигнала НС АЗН-В позволяет повысить точность НВО.

На рис. 3.13 представлены графики радиальной СКП для всех моделируемых сценариев.

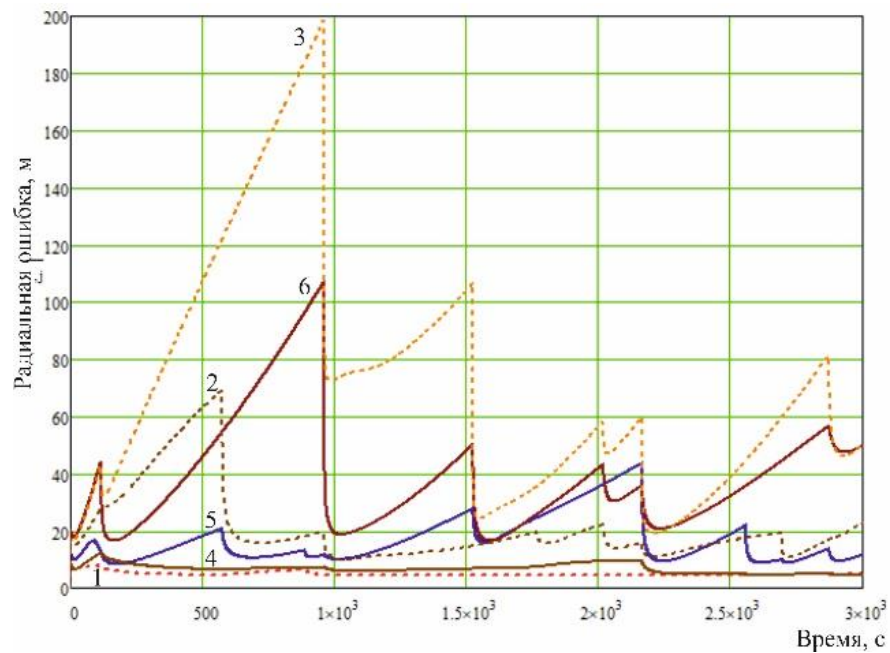


Рисунок 3.13 – Радиальная СКП для всех моделируемых сценариев

Анализ результатов моделирования и исследований показывает, что разработанный алгоритм позволяет повысить точность НВО при различных составах и конфигурациях ИНИ. Расширение вектора псевдодальномерных наблюдений за счет приема сигналов от наземных станций АЗН-В с геодезической привязкой позволяет восполнить созвездие ИНИ. При этом погрешность оценки координат зависит от взаимного расположения потребителя и ИНИ. В частности, сравнение графиков 3 и 6, представленных на рисунках 3.13, показывает, при использовании сигнала НС АЗН-В в дополнение к 2 НКА ГНСС при инерциальной поддержке позволяет уменьшить СКП на 100 м.

3.2. Разработка алгоритма управления траекторией полета беспилотного воздушного судна при различной конфигурации источников навигационной информации

3.2.1. Постановка задачи

При управлении траекторией полета БВС требуется надежный прием сигналов ИНИ на всех этапах полета. В дополнение к спутниковой навигации может быть использована система АЗН-В, НС которой представляют собой дополнительные ИНИ [2, 75]. Требуется выполнить синтез алгоритма функционирования СТУ полетом БВС и провести исследование влияния конфигурации ИНИ на точность отслеживания заданной траектории полета.

Постановка Летова-Калмана предполагает использование линейных моделей с гауссовскими шумами и квадратичных функционалов качества (ЛКГ-задача). При этом одним из самых универсальных и распространённых является алгоритм управления, оптимальный по минимуму функционала качества [2, 18, 28, 39, 45, 60]:

$$J = M \left\{ \left[\mathbf{x}_T(t_k) - \mathbf{x}_V(t_k) \right]^T \mathbf{Q} \left[\mathbf{x}_T(t_k) - \mathbf{x}_V(t_k) \right] + \int_0^{t_k} \left[\mathbf{x}_T(t) - \mathbf{x}_V(t) \right]^T \mathbf{L} \left[\mathbf{x}_T(t) - \mathbf{x}_V(t) \right] dt + \int_0^{t_k} \mathbf{u}^T(t) \mathbf{S} \mathbf{u}(t) dt \right\}, \quad (3.10)$$

где \mathbf{x}_T и \mathbf{x}_V – n -мерные векторы требуемых и управляемых переменных состояния, соответственно; t – текущий момент времени; t_k – момент времени окончания управления; \mathbf{u} – это r -мерный вектор сигналов управления; \mathbf{L} , \mathbf{S} , \mathbf{Q} – положительно определенные матрицы штрафов; M – математическое ожидание.

Для выдерживания заданной траектории полета БВС при аномальных условиях навигационных определений в работе предлагается алгоритм формирования управления отслеживанием траектории, основанный на методах СТОУ с использованием подходов ТОФ для оценки параметров траекторного движения.

3.2.2. Алгоритм управления траекторией полета беспилотного воздушного судна с процедурой идентификации параметров информационно-управляющей системы

Алгоритм, оптимальный по критерию (3.10), позволяет получить несколько модификаций законов управления, отличающихся друг от друга сложностью и возможностью учета возмущений, воздействующих на объект управления. Постановка задачи синтеза оптимального управления формулируется следующим образом [39]. Уравнение динамики требуемой траектории имеет вид \mathbf{x}_T :

$$\frac{d\mathbf{x}_T(t)}{dt} = \mathbf{F}_T \mathbf{x}_T(t) + \mathbf{w}_T(t).$$

Для отслеживания требуемой траектории формируется управляемая траектория \mathbf{x}_y , уравнение динамики которой записывается следующим образом:

$$\frac{d\mathbf{x}_y(t)}{dt} = \mathbf{F}_y \mathbf{x}_y(t) + \mathbf{B}_y \mathbf{u}(t) + \mathbf{w}_y(t).$$

В процессе навигационных определений по результатам формирования вектора наблюдений ξ

$$\xi(t) = \mathbf{H}\mathbf{x}(t) + \mathbf{n}(t),$$

требуется сформировать вектор сигналов управления \mathbf{u} , оптимальных по критерию (3.10) с учетом заданных ограничений.

Здесь \mathbf{F}_Y и \mathbf{F}_T - матрицы внутренних связей процессов; \mathbf{B}_Y - матрица коэффициентов сигналов управления; $\mathbf{x} = [\mathbf{x}_T^T, \mathbf{x}_Y^T]^T$ - обобщенный вектор состояний; \mathbf{H} - матрица наблюдений, которая связывает ξ и \mathbf{x} ; \mathbf{w}_Y , \mathbf{w}_T , \mathbf{n} - центрированные векторы гауссовских случайных процессов с известными матрицами спектральных плотностей \mathbf{G}_Y , \mathbf{G}_T , \mathbf{G} .

Модель для обобщенного вектора состояний представим в виде:

$$\frac{d\mathbf{x}(t)}{dt} = \mathbf{F}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \mathbf{w}_x(t), \quad (3.11)$$

$$\text{где } \mathbf{F} = \begin{bmatrix} \mathbf{F}_T & \mathbf{O}_1 \\ \mathbf{O}_2 & \mathbf{F}_Y \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B} = \begin{bmatrix} \mathbf{O}_3 \\ \mathbf{B}_Y \end{bmatrix}, \quad \mathbf{w}_x = \begin{bmatrix} \mathbf{w}_T \\ \mathbf{w}_Y \end{bmatrix}, \quad \mathbf{G} = \begin{bmatrix} \mathbf{G}_T & \mathbf{O}_4 \\ \mathbf{O}_5 & \mathbf{G}_Y \end{bmatrix},$$

$\mathbf{O}_1 \dots \mathbf{O}_5$ - нулевые матрицы соответствующих размерностей.

Применительно к дискретному времени динамику переменных вектора \mathbf{x}_T представим в виде разностного уравнения:

$$\mathbf{x}_T(k) = \Phi_T(k, k-1) \mathbf{x}_T(k-1) + \mathbf{G}_T(k) \mathbf{w}_T(k-1), \quad (3.12)$$

где $k = \overline{0, N-1}$ - временной индекс; N - число отсчетов, Φ_T, \mathbf{G}_T - матрицы размерности $n \times n$ и $n \times l$; \mathbf{w}_T - l -мерный вектор ДБГШ с известными вероятностными характеристиками.

Управляемая траектория отображается вектором \mathbf{x}_Y , динамику которого представим в виде:

$$\mathbf{x}_Y(k) = \Phi_Y(k, k-1) \mathbf{x}_Y(k-1) + \mathbf{B}_Y(k-1) \mathbf{u}(k-1) + \mathbf{G}_Y(k) \mathbf{w}_Y(k-1), \quad (3.13)$$

где $\mathbf{u}(k-1)$ - p -мерный вектор управляющих сигналов; $\mathbf{u}(k) \in \mathbf{U}$ - множество допустимых значений управлений; \mathbf{w}_Y - q -мерный вектор ДБГШ с нулевыми математическими ожиданиями и корреляционной матрицей Ψ_Y .

Модель состояния можно представить следующим уравнением:

$$\mathbf{x}(k) = \Phi(k, k-1) \mathbf{x}(k-1) + \mathbf{B}(k-1) \mathbf{u}(k-1) + \mathbf{w}_x(k-1), \quad (3.14)$$

$$\mathbf{x}(k) = \begin{bmatrix} \mathbf{x}_T(k) \\ \mathbf{x}_Y(k) \end{bmatrix}, \quad \Phi(k, k-1) = \begin{bmatrix} \Phi_T(k, k-1) & \mathbf{O}_1 \\ \mathbf{O}_2 & \Phi_Y(k, k-1) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B}(k-1) = \begin{bmatrix} \mathbf{O}_3 \\ \mathbf{B}_y(k-1) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{w}_x(k-1) = \begin{bmatrix} \mathbf{w}_T(k-1) \\ \mathbf{w}_y(k-1) \end{bmatrix}.$$

Вектор наблюдений (измерений) ξ представим в виде:

$$\xi(k) = \mathbf{H}(k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{n}(k), \quad (3.15)$$

где $\xi(k) = [\xi_1(k), \dots, \xi_m(k)]^T$ – m – количество ИНИ; \mathbf{n}_v – m -мерный вектор ДБГШ с нулевыми математическими ожиданиями и корреляционной матрицей \mathbf{V} ; полагаем, что шумы $\mathbf{w}_T(k)$, $\mathbf{w}_y(k)$ и $\mathbf{n}(k)$ независимы; $\mathbf{H}(k)$ – матрица наблюдений размерности $m \times n$.

Применительно к уравнениям сообщения и измерения (3.12)-(3.15) получим реализуемый в навигационном процессоре алгоритм оценивания на основе РФК [6, 7, 8]:

этап экстраполяции:

$$\tilde{\mathbf{x}}_9(k) = \Phi(k, k-1)\hat{\mathbf{x}}(k-1) + \mathbf{B}(k-1)\mathbf{u}(k-1), \quad \hat{\mathbf{x}}(0) = \mathbf{x}_0;$$

$$\mathbf{P}_9(k) = \Phi(k, k-1)\mathbf{P}(k-1)\Phi^T(k, k-1) + \Psi_x(k-1), \quad \mathbf{P}(0) = \mathbf{P}_0;$$

этап коррекции:

$$\hat{\mathbf{x}}(k) = \hat{\mathbf{x}}_9(k) + \mathbf{K}_\phi(k)[\xi(k) - \mathbf{H}(k)\hat{\mathbf{x}}_9(k)], \quad (3.16)$$

$$\mathbf{K}_\phi(k) = \mathbf{V}(k)\mathbf{H}^T(k)\mathbf{V}^{-1}(k) = \mathbf{P}_9(k)\mathbf{H}^T(k)[\mathbf{H}(k)\mathbf{P}_9(k)\mathbf{H}^T(k) + \mathbf{V}(k)]^{-1}, \quad (3.17)$$

$$, \quad \mathbf{P}(k) = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_\phi(k)\mathbf{H}(k)]\mathbf{P}_9(k). \quad (3.18)$$

Уравнения (3.16) – (3.18) формируют оценку вектора состояния и апостериорную корреляционную матрицу ошибок оценивания.

Оценка $\hat{\mathbf{x}}$ процесса \mathbf{x} будет тем точнее, чем больше достоверно информации о параметрах системы и процессах. В соответствии с моделями (3.12) – (3.15) такими параметрами являются элементы матриц Φ_T , \mathbf{G}_T , Φ_y , \mathbf{G}_y , \mathbf{B}_y , \mathbf{H} , \mathbf{V} . При аномальных условиях навигационных определений в ИИССН достоверность априорных сведений приобретает особое значение потому, что элементы перечисленных матриц являются функциями времени.

В условиях априорной статистической неопределённости для повышения точности навигационных определений применяются алгоритмы идентификации, которые формируют оценки, оптимальные по критерию минимума СКО:

$$\hat{\mathbf{H}} = M \{ \mathbf{H} | \xi \}, \hat{\Phi} = M \{ \Phi | \xi \}, \hat{\mathbf{B}} = M \{ \mathbf{B} | \xi \}, \hat{\mathbf{G}} = M \{ \mathbf{G} | \xi \}.$$

Сформированные в процессе идентификации оценки используются в алгоритмах фильтрации навигационных параметров и управления траекторией полета, при этом в общую структуру добавляется подсистема, представляющая собой оптимальный идентификатор, для оценки параметров $\Phi_T, \mathbf{G}_T, \Phi_Y, \mathbf{G}_Y, \mathbf{B}_Y, \mathbf{H}, \mathbf{V}$ в условиях, когда априорные сведения о значениях их элементов известны не точно.

Рассмотрим задачу идентификации параметров информационно-управляющей системы (ИУС) В данной работе рассматривается идентификация параметров ИУС, когда отсутствует достоверная априорная информация о действующих возмущениях и помехах, а измерению доступен только выходной сигнал. В [10] предложена модификация метода идентификации State-Variable Filter (SVF) с использованием подхода, позволяющего выбрать параметры системы на основе экспериментальных данных при отсутствии априорной информации о помехах и возмущениях. Составив линейную регрессионную модель вида [10]

$$r\xi(t) = \lambda^T(t)\Theta + \mathbf{v}_f(t),$$

где $\lambda(t)$ - вектор измеряемых величин; Θ - вектор неизвестных параметров; $\mathbf{v}(t)$ - помеха измерений или результат действия на объект возмущений; r - настраиваемый параметр; $\xi(t)$ - выходной сигнал системы.

В процессе обработки экспериментальных данных, содержащих N отсчетов, формируется вектор измерений $\xi = [r\xi_1(t)r\xi_2(t)...r\xi_N(t)]^T$, вектор известных сигналов λ и производится оценка неизвестных параметров в соответствии с методом наименьших квадратов [10]:

$$\hat{\Theta} = \arg \min_{\Theta} ((\xi - \lambda\Theta)^T (\xi - \lambda\Theta)), \quad (3.19)$$

$$\hat{\Theta} = (\lambda^T \lambda)^{-1} \lambda^T \xi.$$

В зависимости от выбора регулируемого параметра r в фильтре состояний, он может использоваться для фильтрации возмущений и помех, действующих на ИУС. В таком случае, выбор подходящего значения параметра r основывается на знании априорной информации о статистических характеристиках возмущающих воздействий и помех, которые в реальных условиях эксплуатации неизвестны. Поэтому необходимо реализовать процесс наилучшей в некотором смысле идентификации параметров сигналов и системы. Алгоритм идентификации основывается только на экспериментальных данных при условии отсутствия априорной информацией о свойствах возмущающей и помех.

Выражение для нахождения оценки вектора неизвестных параметров в соответствии с (3.19) можно записать в виде:

$$\hat{\Theta}^* = \hat{\Theta}(r^*). \quad (3.20)$$

Невязку выходных сигналов модели и реально измеренных значений можно представить в виде:

$$\mathbf{e}_m^*(t) = \xi(t) - \xi_m^*(t).$$

Анализ полученных выражений показывает, что вектор λ будет содержать информацию о действовавших на систему помехах и возмущениях, а сигнал $\xi_m^*(t)$ - как ИУС с полученными при идентификации (3.20) параметрами будет реагировать на задающее воздействие $\mathbf{g}(t)$ в отсутствие помех и возмущений [10].

Для нахождения оптимального значения параметра используется критерий качества идентификации, предложенный в [10], позволяющий найти r , который обеспечит этому критерию наилучшее значение:

$$J(r^*, \xi(t), \mathbf{g}(t)) = \|\mathbf{e}_m^*(t)\|.$$

Данный критерий показывает, насколько выходная информация, полученная при идентификации модели ИУС будет совпадать с реальными измерениями на выходе системы. Данный критерий позволяет решить задачу идентификации путем реализации алгоритма оптимизации:

$$r_{opt} = \arg \min_{r^*} J(\Theta^*(r^*), \xi(t), \mathbf{g}(t)),$$

На практике алгоритм оптимизации реализуется следующим образом. Проводятся псевдодальномерные измерения ПСН по сигналам НКА ГНСС в точке координаты, которой известны с геодезисткой точностью. В этой же точке проводятся измерения реальные дальности до спутников с помощью лазерного дальномера. На основе невязки дальномерных измерений определяется значение регулируемого коэффициента r следующим образом. В широком диапазоне значений выполняется перебор r с заданным шагом, для каждого вычисляется критерий (3.19) и строится функциональная зависимость $J(r)$. Потом значение r , которое обеспечивает минимум критерия, используется как начальное условие для алгоритма оптимизации, в частности, модифицированного метода Хука-Дживса, блок-схема, которого представлена на рисунке 3.14.

Практическая реализация показала, что метод Хука-Дживса хорошо себя зарекомендовал и эффективно применим для широкого спектра приложений. Следует отметить, что включение алгоритма идентификации в работе обусловлено спецификой синтеза алгоритмов фильтрации и управления применительно к нестационарным объектам и процессам.

Для формирования сигналов управления требуется информация о параметрах траекторного движения \mathbf{X} , получение которых возможно путем применения алгоритмом оптимальной оценки $\hat{\mathbf{X}}$ процесса \mathbf{X} в реальном масштабе времени. Для формирования сигналов траекторного управления предлагается использовать методы статистической теории оптимального управления.

В [72] показано, что управляемая траектория в k -ый момент времени равна оптимальной экстраполированной оценке требуемой траектории $\mathbf{x}_Y(k) = \mathbf{x}_T^{\sqcup}(k)$. Эта экстраполированная оценка формируется по наблюдениям ξ_1^{k-1} , полученным до момента времени k . Частные задачи оптимальной фильтрации и оптимального управления возникают чаще всего в результате искусственного разделения общей задачи оптимального управления, согласно утверждению теоремы разделения.

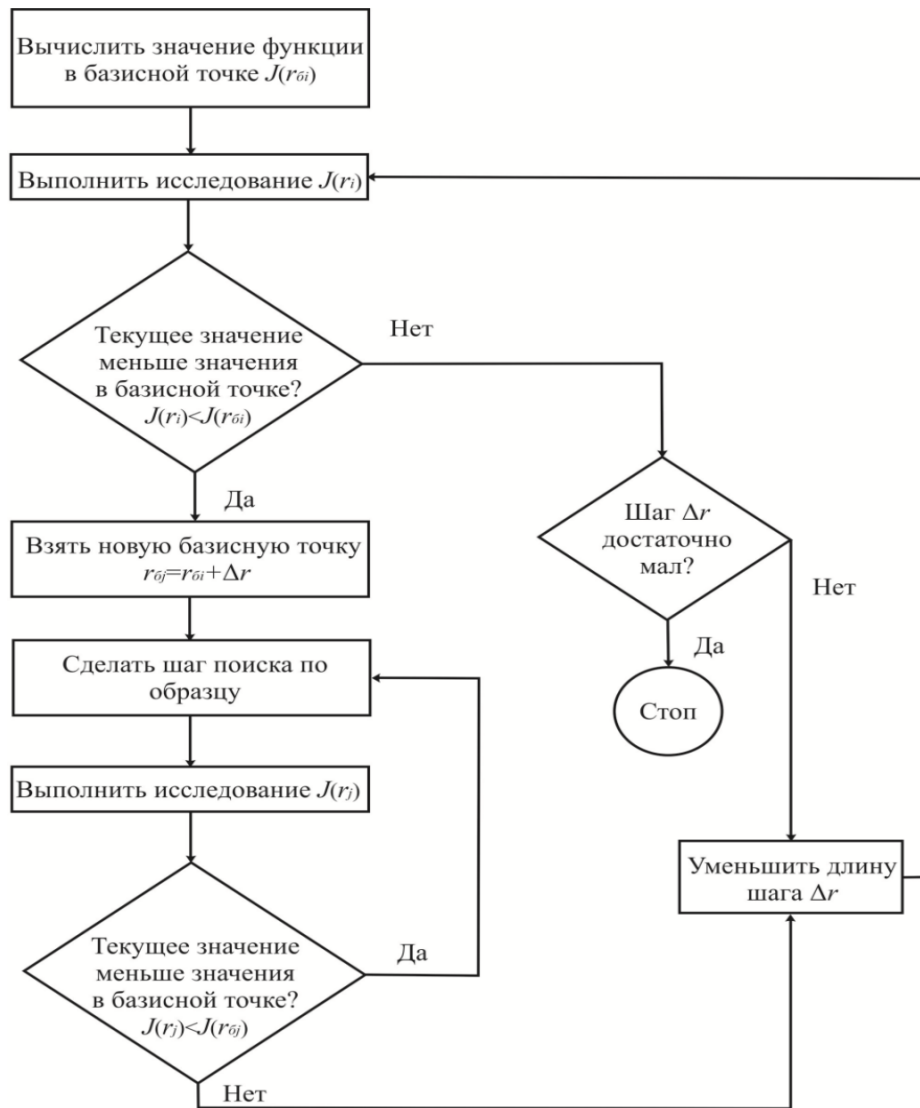


Рисунок 3.14 – Блок-схема алгоритма оптимизации на основе модифицированного метода Хука-Дживса

В работе рассматривается задача синтеза алгоритма управления траекторией полета ВС по заданной программной траектории в заданную область пространства, которая формулируется следующим образом. Для ИИССН, состояние которой аппроксимируется моделью (3.12) - (3.14) при наличии измерений (3.15), необходимо найти вектор сигналов управления \mathbf{u} , оптимальный в соответствии с минимумом квадратичного функционала качества (3.10), при наличии ограничений на динамические свойства заданной части, величину сигналов управления и наблюдаемости системы [28, 39, 45]:

$$\frac{d\hat{\mathbf{x}}(t)}{dt} = \mathbf{F}(t)\hat{\mathbf{x}}(t) + \mathbf{B}\mathbf{u}(t) + \mathbf{K}(\xi(t) - \mathbf{H}(t)\hat{\mathbf{x}}(t)), \quad (3.21)$$

$$\mathbf{K} = \mathbf{P}(t)\mathbf{H}\mathbf{N}^{-1}(t), \quad (3.22)$$

$$\mathbf{u} = -\mathbf{K}^{-1}\mathbf{B}\mathbf{P}(t)\hat{\mathbf{x}}, \quad (3.23)$$

$$\frac{d\mathbf{P}(t)}{dt} = -\mathbf{L}_1 - \mathbf{F}^T\mathbf{P}(t) - \mathbf{P}(t)\mathbf{F} + \mathbf{P}(t)\mathbf{B}\mathbf{K}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P}(t), \quad (3.24)$$

где $\mathbf{P}(t_k) = \mathbf{Q}_1$, $\mathbf{L}_1 \begin{bmatrix} \mathbf{L} & -\mathbf{L} \\ -\mathbf{L} & \mathbf{L} \end{bmatrix}$, $\mathbf{Q}_1 \begin{bmatrix} \mathbf{Q} & -\mathbf{Q} \\ -\mathbf{Q} & \mathbf{Q} \end{bmatrix}$.

В соответствии с выражениями (3.21) - (3.24) при статистической модели состояния (3.14) в состав ИУС должны входить: оптимальный в постановке Летова-Калмана фильтр, формирующий оценки $\hat{\mathbf{x}}$ фазовых координат; идентификатор для оценки элементов матриц \mathbf{F} и \mathbf{B} при априорной параметрической неопределённости; регулятор для формирования управляющих сигналов [39].

В [39] предложена обобщенная структура ИУС, которую в работе предложено модифицировать путем добавления идентификатора. В результате структурная схема будет выглядеть, как показано на рисунке 3.15.

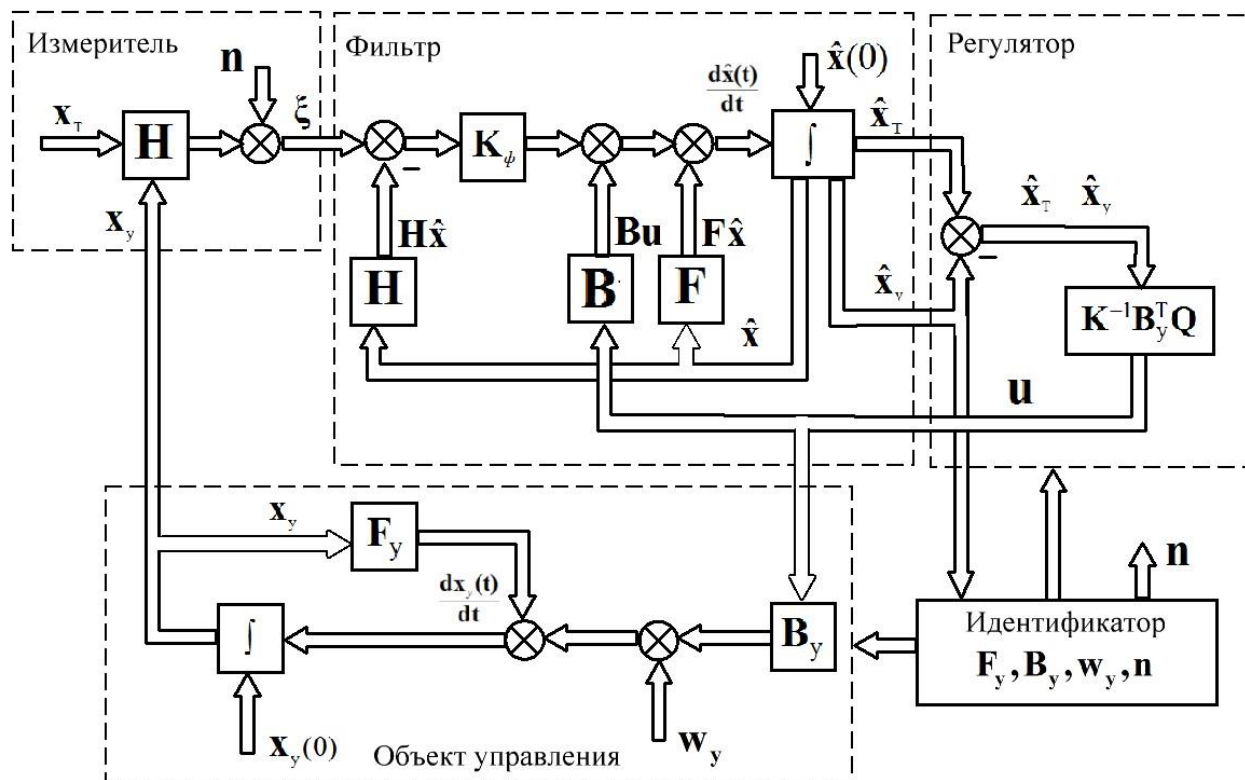


Рисунок 3.15 – Структурная схема ИУС с блоком идентификации

Ввиду нелинейностей в модели измерений теорема разделения, выводы которой указывают на возможность по отдельности разрабатывать подсистему оценки параметров траекторного движения и подсистему управления (оптимальный регулятор), справедлива приближенно, в том числе для задачи дискретного управления [28, 39, 45]:

Используя дискретные уравнения Беллмана, можно получить алгоритм локально-оптимального дискретного управления в постановке Летова-Калмана применительно к задаче выдерживания требуемого маршрута полета вектор сигналов управления представим в виде [43, 55]

$$\begin{aligned} \mathbf{u}(k) &= -(\mathbf{B}(k)^T \mathbf{Q}(k) \mathbf{B}(k) + \mathbf{P}k)^{-1} \mathbf{B}(k)^T \mathbf{Q}(k) \Phi(k, k-1) \hat{\mathbf{e}}(k-1) = \\ &= -\mathbf{L}(k)(\mathbf{x}_T(k-1) - \hat{\mathbf{x}}_y(k-1)), \end{aligned} \quad (3.25)$$

где $\mathbf{L}(k) = (\mathbf{B}(k)^T \mathbf{Q}(k) \mathbf{B}(k) + \mathbf{P}k)^{-1} \mathbf{B}(k)^T \mathbf{Q}(k) \Phi(k, k-1)$ – матричный коэффициент усиления; $\hat{\mathbf{e}}(k-1) = \mathbf{x}_T(k-1) - \hat{\mathbf{x}}_y(k-1)$ – текущая ошибка управления.

ИУС представляет собой систему, в которой число отрицательных обратных связей зависит от числа измеряемых фазовых координат. При такой конфигурации обеспечивается высокая точность навигационных определений и устойчивость системы, помехоустойчивость и меньшая чувствительность к точности определения параметров при изменении условий функционирования.

Конкретизируем уравнение (3.25) применительно к полету БВС по заданному маршруту в виде:

$$u(k) = l(k)(\psi_T(k-1) - \hat{\psi}_y(k-1)).$$

При реализации путевого метода маршрутного полета формирование управляющего сигнала осуществляется следующим образом [21, 22, 23]:

- вычисляется заданный курс $\psi_{зад}$ по формуле:

$$\psi_{зад} = \arctg \left[\frac{y_{ПММ} - y}{x_{ПММ} - x} \cos \frac{x + \Delta x}{R} \right];$$

- формируется сигнал заданного крена

$$\gamma_{зад} = K_\gamma^\psi (\psi_{зад} - \psi),$$

где K_γ^ψ - передаточный коэффициент.

Дисперсия ошибки определения курса рассчитывается по формуле (3.9).

Следует отметить, то при зональной навигации могут задаваться координаты виртуального пункта маршрута без привязки к физически существующей точке на местности.

На основе моделей вектора состояния и наблюдения в навигационном комплексе формируется оценка вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}_Y$. На основании сформированных оценок фазовых координат $\hat{\mathbf{x}}_Y$ и требуемых фазовых координат \mathbf{x}_T в системе траекторного управления формируются сигналы управления $\mathbf{u}(k) = \mathbf{u}(\xi_1^{k-1})$. Формирование сигналов управления обеспечивает полёт БВС, управление измерителями и элементами навигационного комплекса, условиями измерения информационных параметров сигналов.

При реализации алгоритма на практике возникает необходимость учёта в законе управления измеряемых возмущений, действующих на синтезируемую ИУС. На основе подхода, предложенного в [39], в работе предлагается применительно к задаче выдерживания заданного маршрута полета на основе КОНИ модифицировать алгоритм формирования сигнала управления и представить в виде:

$$\mathbf{u} = -\mathbf{K}^{-1}\mathbf{B}_Y^T [\mathbf{P}_Y(t)\hat{\mathbf{x}}_Y + \hat{\boldsymbol{\rho}}(t)] ,$$

$$\frac{d\mathbf{P}_Y(t)}{dt} = -\mathbf{L}\mathbf{P}_Y(t)\mathbf{B}_Y\mathbf{K}^{-1}\mathbf{B}_Y^T\mathbf{P}_Y(t) - \mathbf{F}_Y^T\mathbf{P}_Y(t) - \mathbf{P}_Y(t)\mathbf{F}_Y + \mathbf{P}_Y(t)\mathbf{B}_Y\mathbf{K}^{-1}\mathbf{B}_Y^T\mathbf{P}_Y(t),$$

$$\frac{d\hat{\boldsymbol{\rho}}_Y(t)}{dt} = -\mathbf{L}\hat{\mathbf{x}}_T + [\mathbf{P}_Y(t)\mathbf{B}_Y\mathbf{K}^{-1}\mathbf{B}_Y^T - \mathbf{F}_Y^T]\hat{\boldsymbol{\rho}}(t) - \mathbf{P}_Y(t)\mathbf{W}_Y,$$

$$\mathbf{P}_Y(t_k) = \mathbf{Q} \cdot \hat{\boldsymbol{\rho}}_Y(t_k) = -\mathbf{Q}\mathbf{x}_T(t_k).$$

Алгоритм предполагает решение более сложной краевой задачи при меньшем числе уравнений, в тоже время отсутствует необходимость расширения вектора состояния системы.

3.2.3. Результаты моделирования и исследования

Для проверки обоснованности и эффективности алгоритма управления, предложенного в работе, выполнялось имитационное моделирование отслеживания траектории полета в ожидаемых условиях эксплуатации с использованием данных из [33]. В процессе исследования процессов управления траекторией полета БВС моделировалось 6 различных конфигураций ИНИ:

1) в процессе полета управление траекторией БВС реализуется на основе 4 НКА ГНСС; 2) управление траекторией реализуется на основе 3 НС ГНСС; 3) управление траекторией реализуется на основе 2 НКА ГНСС; 4) управление траекторией реализуется на основе 3 НКА ГНСС и 1 НС АЗН-В; 5) управление траекторией реализуется на основе 2 НКА ГНСС и 1 НС АЗН-В; 6) управление траекторией реализуется на основе 2 НКА ГНСС и 2 НС АЗН-В.

Следует отметить, что при моделировании алгоритма управления траекторией во всех 6 конфигурациях для оценки параметров траекторного движения использовалась выходная информация БИНС. Исходные данные для моделирования приведены в [31].

При оценке точности синтезированных систем оптимального управления (ОУ) и оптимальной фильтрации (ОФ) – одного из важнейших показателей качества функционирования широко используются как текущие (мгновенные), так и интегральные показатели. В качестве текущих показателей, характеризующих точность систем ОУ и ОФ, используются ошибки управления и фильтрации, т.е. соответственно

$$\varepsilon_v(k-1) = \mathbf{x}_T(k-1) - \hat{\mathbf{x}}_v(k-1), \quad \varepsilon(k-1) = \mathbf{x}(k-1) - \hat{\mathbf{x}}(k-1).$$

Зависимости значений курса БВС от конфигурации ИНИ представлены на рис. 3.16: кривая 1 – оценка курса при 1 конфигурации, кривая 2 – оценка курса при 2 конфигурации; оценка курса при 3 конфигурации; ψ_3 – заданный курс полета. На рис. 3.17 приведены зависимости значений дисперсии ошибки курса БВС: кривая 1

соответствует 1 конфигурации, кривая 2 – 2 конфигурации; кривая 3 – 3 конфигурации.

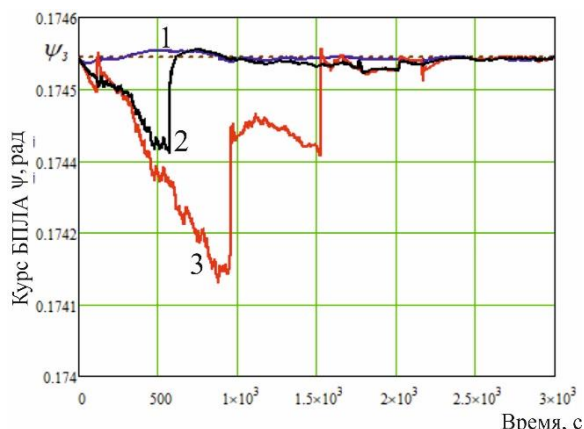


Рисунок 3.16 – Значения курса БВС для конфигураций 1-3

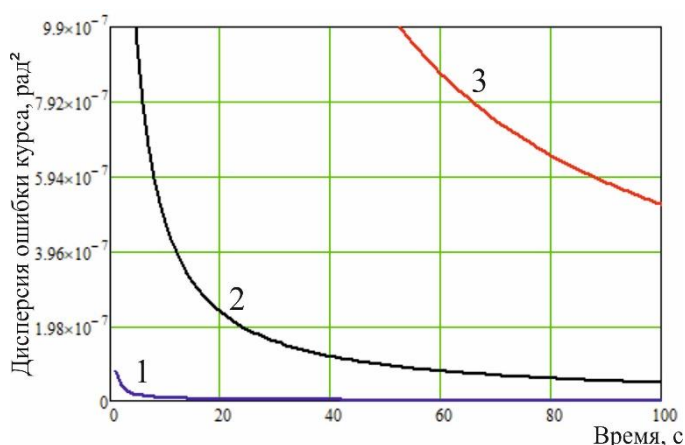


Рисунок 3.17 – Дисперсия ошибка оценки курса полета для конфигураций 1-3

Анализ результатов, показанных на рисунках 3.16-3.17, показывает, что при наличии на входе алгоритма количества сигналов равного или большего минимально необходимого для решения навигационной задачи числа ИНИ (4 и более НКА) обеспечивается высокая точность определения курса БВС. Уменьшение количества псевдодальномерных измерений до ИНИ приводит к снижению точности оценки курса полета. При этом сохраняется непрерывность выдерживания заданного курса полета при использовании в алгоритме выходной информации БИНС.

Для повышения эффективности алгоритма управления траекторией предлагается использовать данные от НС АЗН-В, что приводит к расширению вектора псевдодальномерных измерений. На рисунке 3.18 и 3.19 приведены графики зависимости курса полета БВС от конфигурации ИНИ и дисперсии ошибки курса для 4-ой и 5-ой конфигурации ИНИ.

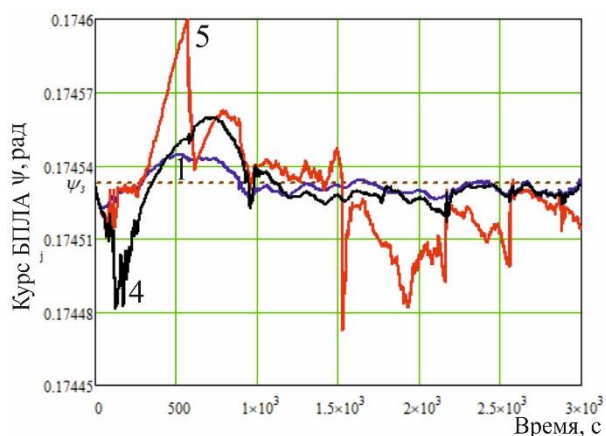


Рисунок 3.18 – Динамика значений курса БВС для конфигураций 1, 4, 5

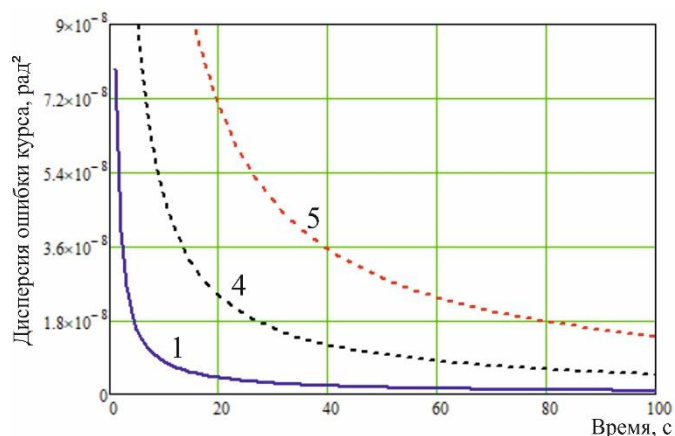


Рисунок 3.19 – Дисперсия ошибки оценки курса для конфигураций 1, 4, 5.

На рисунке 3.20 представлены расчетные значения дисперсии ошибки определения курса для всех моделируемых конфигураций ИНИ: непрерывными линиями показаны графики ошибки при работе только по НКА ГНСС, пунктирными линиями обозначены графики дисперсии при использовании сигналов НС АЗН-В.

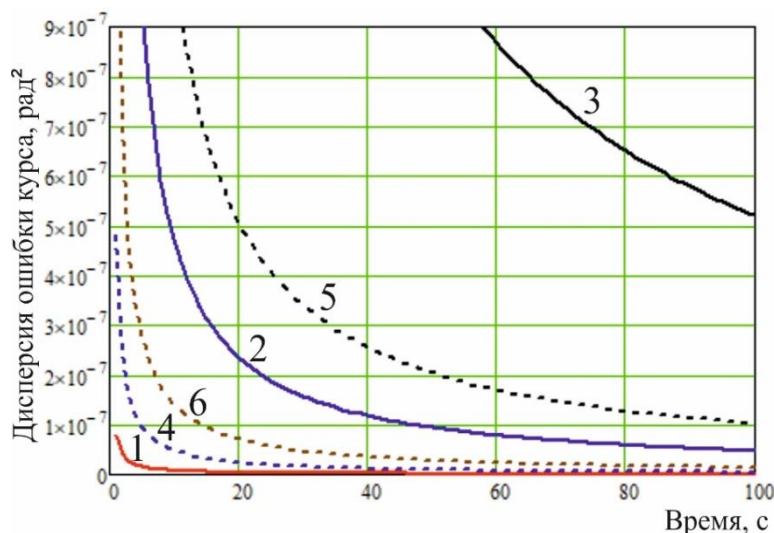


Рисунок 3.20 – Дисперсии ошибок оценки курса для конфигураций 1-6.

Анализ результатов моделирования и исследований показывает, что расширение вектора псевдодальномерных измерений в рамках комплексной обработки информации при управлении траекторией полета БВС позволяет и уменьшить отклонение фактической траектории от заданной. В частности,

сравнение графиков 3 и 6 рис. 3.20 показывает, что при использовании сигнала НС АЗН-В в дополнение к 2 НКА ГНСС позволяет уменьшить дисперсию погрешности измерения курса полета на порядок.

На рисунке 3.21 представлены реализации отклонения текущих координат $\varepsilon_x = x - \hat{x}$ и $\varepsilon_y = y - \hat{y}$ от заданных значений.

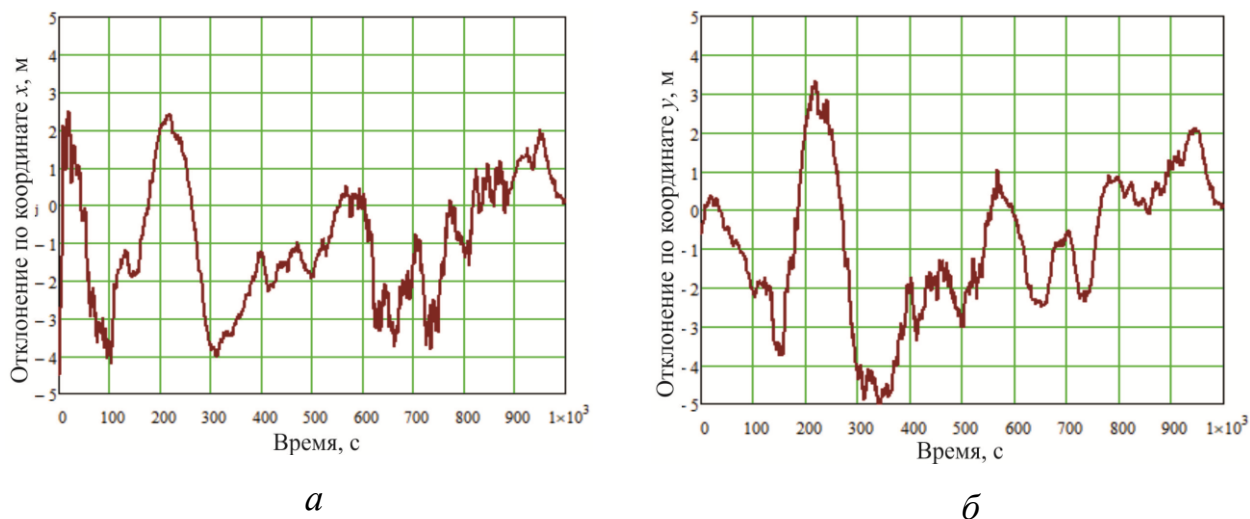


Рисунок 3.21 – Отклонение текущих координат БВС x (*а*) и y (*б*) от заданных

Для моделируемой ситуации отклонение параметров управляемой траектории полета от заданных значений не превышает 5 м. Результаты демонстрируют эффективность алгоритма отслеживания заданного маршрута полета и устойчивость к внешним возмущениям.

ГНСС обладают глобальностью рабочей зоны и номинально высокой точностью позиционирования, однако в силу низкой помехоустойчивости необходимы навигационные средства, дополняющие ГНСС. Пока невозможно полное замещение ГНСС, но исследование вариаций набора средств для конкретных условий применения представляет определенный научно-прикладной интерес. В качестве помехоустойчивой системы обмена данными представляется рациональным применение АЗН-В, т.к. показатель помехозащищенности за счет выбранной структуры сигнала и большего отношения сигнал/шум у АЗН-В в реальных условиях выше, чем у ГНСС. В работе представлены алгоритм управления траекторией полета БВС на основе комплексной обработки навигационной информации и результаты исследований влияния

конфигурации ИНИ на точностные характеристики системы. Показана возможность повышения качества решения задачи управления траекторией полета БВС за счет комплексной оценки параметров траекторного движения.

Более достоверная оценка точности выдерживания ЛЗП может быть получена с определением среднего бокового отклонения $m_{\Delta z}$ при моделировании полёта с оценкой параметров траекторного движения на основе ИИССН. Среднее боковое отклонение $m_{\Delta z}$, которое отражает отклонение маршрута полёта от ЛЗП и определяется выражением

$$m_{\Delta z} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\Delta z_i)^2},$$

где Δz_i - отклонение от ЛЗП в i – й момент наблюдения; N - число наблюдений.

Результаты определения СКП плановых координат и среднего отклонения от ЛЗП $m_{\Delta z}$ для различных конфигураций ИНИ приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – СКП плановых координат и среднего отклонения от ЛЗП

СКП, м	Координата x	Координата y	Среднее линейное боковое отклонение $m_{\Delta z}$
БИНС+ГНСС (более 4 НКА)	4,16	4,89	6,42
БИНС+ГНСС (3 НКА)	97,58	103,86	142,51
БИНС+ГНСС (2 НКА)	178,45	195,62	264,79
БИНС+ГНСС+АЗН-В (2 НКА+ 2 НС)	45,73	58,38	74,16
БИНС+ГНСС+АЗН-В (3 НКА+ 1 НС)	37,09	49,74	62,05
БИНС+ГНСС+АЗН-В (2 НКА+ 1 НС)	165,28	171,53	238,2

На основе данных представленных в таблице 3.1 можно определить выигрыш в точности выдерживания заданного маршрута полета для заданных исходных данных. На рисунке 3.22, представлены результаты моделирования полёта

маршрутным способом с учётом бокового отклонения при реализации алгоритмов КОНИ по оценке координат в ИИССН при различной конфигурации ИНИ.

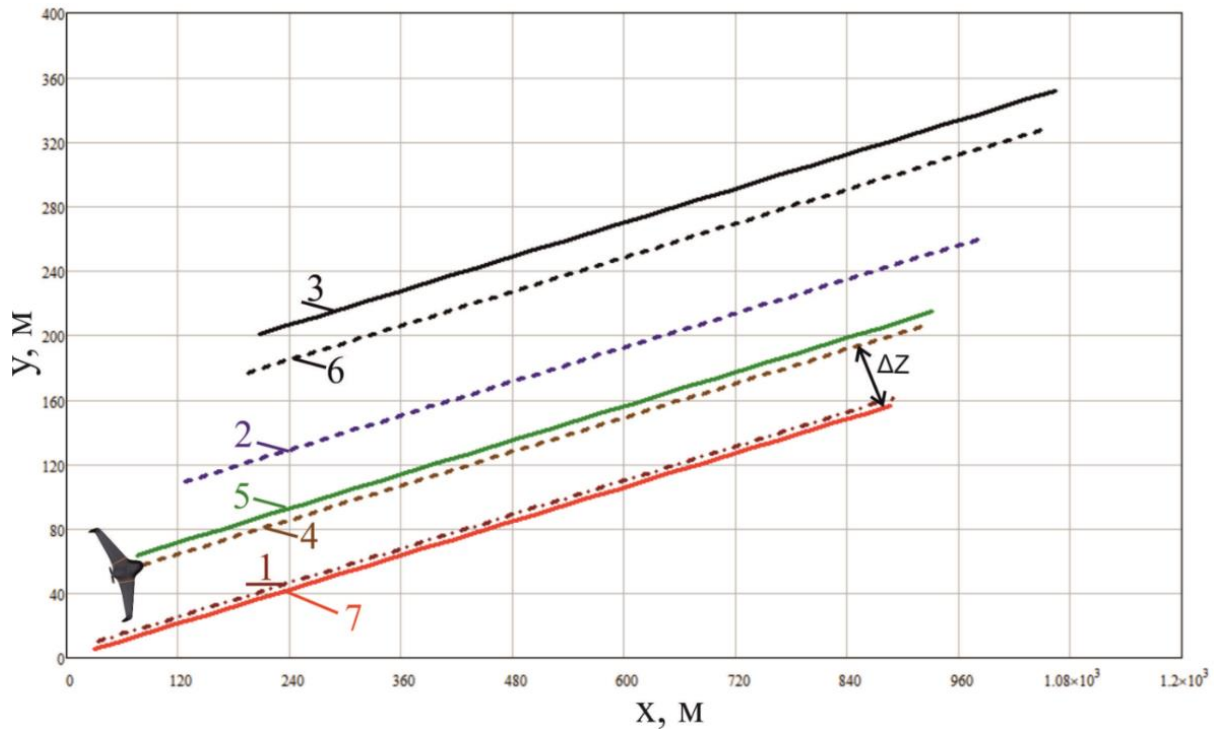


Рисунок 3.22 – Траектории полета и отклонение от ЛЗП при различных конфигурациях ИНИ

На рисунке 3.22 обозначено: 7-линия заданного пути, 1-6 - результаты моделирования маршрутного полёта с боковым отклонением при соответствующих конфигурациях ИНИ. Из рисунка видно, что чем больше СКП погрешностей оценки параметров траекторного движения, тем меньше точность выдерживания маршрута. Исходя из результатов, представленных на рисунках 3.14 – 3.20 и в таблице 3.1 видно, что применение ИИССН позволяет обеспечить приемлемую точность выдерживания ЛЗП даже при наличии сигналов менее чем от 4-х НКА.

Выводы по главе 3

1. В настоящее время актуальным является рассмотрение способов и средств обеспечения высокоточных навигационных определений при использовании ГНСС. В работе для повышения непрерывности и точности определения МП ВС предлагается использовать ИИССН на основе объединения ГНСС, АЗН-В и БИНС.

2. Приведены результаты синтеза алгоритма КОНИ в ИИССН на основе расширенного фильтра Калмана и методами имитационного моделирования проведено исследование его характеристик для различных сценариев. Отличительной особенностью предложенного алгоритма комплексной обработки навигационной информации от известных ранее является применение модификации на основе метода квадратного корня применительно к обновляющей последовательности классического алгоритма дискретного расширенного фильтра Калмана для повышения точности оценки параметров траекторного движения.

3. Показано, что расширение вектора псевдодалномерных наблюдений за счет приема сигналов от наземных станций АЗН-В с геодезической привязкой в рамках комплексной обработки информации позволяет частично восполнить созвездие навигационных опорных точек и уменьшить отклонение фактической траектории от заданной, при этом погрешность оценки координат зависит от взаимного расположения ВС и НС АЗН-В. В частности, использование сигнала НС АЗН-В в дополнение к 2 НКА ГНСС позволяет уменьшить дисперсию погрешности измерения курса на порядок.

4. Анализ результатов исследований показывает, что разработанный алгоритм комплексной обработки информации в ИИССН позволяет повысить точность определения параметров траекторного движения ВС и обеспечить непрерывность навигационных определений и при различных составах и конфигурациях ИНИ.

5. В работе приведены результаты синтеза алгоритма локально-оптимального управления траекторией полета БВС. Для выдерживания заданного маршрута полета при наличии внешних возмущений, требуется формирование управляющих сигналов отслеживания заданной траектории полета наилучшим образом. В работе показатель качества выдерживания маршрута полета формулируются в виде минимизации отклонения управляемой траектории относительно требуемой. Предложенный алгоритм отличается от известных ранее реализацией процедуры идентификации параметров ИУС, когда функционирование алгоритмов комплексной обработки информации и управления траекторией полета осуществляется в условиях априорной неопределенности информации о действующих возмущениях и помехах. Добавление процедуры идентификации позволяет повысить точность выдерживания заданного маршрута полета при аномальных условиях навигационных определений.

6. Методами имитационного статистического моделирования проведено исследование характеристик синтезированного алгоритма. Анализ полученных результатов показал, что отклонение параметров управляемой траектории полета от заданных значений не превышает 5 м. Результаты демонстрируют эффективность алгоритма отслеживания заданного маршрута полета и устойчивость к внешним возмущениям. Сопоставление полученных при моделировании результатов с известными зависимостями подтверждает их адекватность и достоверность.

7. Предложенные в работе направления совершенствования навигационных определений сформулированы следующим образом: 1) повышение точности и непрерывности оценки параметров траекторного движения БВС на основе комплексной обработки навигационной информации; 2) улучшение геометрических условий навигационного сеанса за счет расширения вектора псевдодалномерных измерений и различных конфигураций источников навигационной информации; 3) уменьшение дисперсии ошибки оценки фактического курса полета за счет повышения точности оценки координат БВС.

Глава 4. Алгоритмы комплексной обработки информации и управления траекторией полета при аномальных условиях навигационных определений на основе методов адаптивной фильтрации

4.1. Алгоритм комплексной обработки информации в интегрированной инерциально-спутниковой системе навигации на основе адаптивного расширенного фильтра Калмана

4.1.1. Чувствительность систем оптимального управления и оптимальной фильтрации, расходимость фильтра Калмана

Оптимальное управление и фильтрация предполагает точное знание моделей, описывающих поведение синтезируемых динамических систем. Однако, на практике не всегда удается получить точную априорную информацию о процессах, протекающих в динамических системах в связи с применением более простых моделей при синтезе алгоритмов ОУ и ОФ, отличия истинных параметров синтезированных и разработанных систем от расчетных значений, особенностями функционирования навигационных систем в условиях воздействия различных помех и т.д. В связи с этим важным вопросом является чувствительность синтезированных систем ОУ и ОФ к различного рода несоответствиям параметров их фактического функционирования номинальным (заданным) требованиям.

Пусть при синтезе системы фильтрации имеется следующая априорная (предполагаемая) информацию:

$$\xi(t) = \mathbf{H}_{np} \mathbf{x}(t) + \mathbf{n}(t), \quad M\{\mathbf{n}(t_1)\mathbf{n}^T(t_2)\} = \mathbf{N}_{np} \delta(t_2 - t_1),$$

$$\frac{d\mathbf{x}(t)}{dt} = \mathbf{F}_{np} \mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_{np} \mathbf{u}(t) + \mathbf{w}_x(t), M\{\mathbf{w}_x(t_1)\mathbf{w}_x^T(t_2)\} = \mathbf{N}_{x_{np}} \delta(t_2 - t_1).$$

Реально же на вход системы поступают другие процессы

$$\xi(t) = \mathbf{H}_p \mathbf{x}(t) + \mathbf{n}(t), \quad M\{\mathbf{n}(t_1)\mathbf{n}^T(t_2)\} = \mathbf{N}_p \delta(t_2 - t_1),$$

$$\frac{d\mathbf{x}(t)}{dt} = \mathbf{F}_p \mathbf{x}(t) + \mathbf{B}_p \mathbf{u}(t) + \mathbf{w}_x(t), M\{\mathbf{w}_x(t_1)\mathbf{w}_x^T(t_2)\} = \mathbf{N}_{x_p} \delta(t_2 - t_1).$$

В этом случае оказывается возможной ситуация когда ФК расходится, т.е.

$$\delta[i] = \mathbf{x}[i] - \hat{\mathbf{x}}[i] \rightarrow \infty,$$

$$M\{(\mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}})(\mathbf{x} - \hat{\mathbf{x}})^T\} \gg \mathbf{P}_{np}.$$

Физические причины расходимости ФК заключаются в следующем:

1. При малых отклонениях предполагаемых значений параметров от действительных возможен выход ошибки фильтрации за пределы линейного участка дискриминационной характеристики и срыв системы слежения.
2. Рассчитанные значения составляющих матричного коэффициента усиления в уравнении фильтрации оказываются недостаточно велики.
3. Наличие ошибок вычислителей при достаточно малых значениях коэффициентов корреляционной матрицы ошибок фильтрации, приводящих к нарушению свойств неотрицательной определенности и симметричности.

4.1.2. Постановка задачи

Для реализации КОНИ в специализированных навигационных процессорах ИИССН на практике широкое распространение получили различные варианты ФК, которые позволяют получить оценку переменных вектора состояния на

основе априорной информации о динамике погрешностей навигационных измерителей БИНС, БПСН, интенсивности шумов наблюдений, конфигурации ИНИ и т.д. [3, 11, 26, 30, 31, 32, 46, 47, 51, 60, 73, 75]. Изменения параметров среды распространения сигнала от спутника до потребителя приводит к неопределенности шумов измерений и отличию фактических значений уровня шумов измерений от модельных. Различие реальных статистических характеристик шумов измерений и модельных значений вызывает расходимость процесса оценивания ФК. Эффективным способом решения проблемы расходимости является реализация алгоритма КОНИ на основе адаптивного расширенного фильтра Калмана (АРФК). Поэтому исследование вопросов целесообразности реализации алгоритма комплексной обработки информации в ИИССН на основе АРФК является актуальной научно-прикладной задачей.

Для комплексной обработки информации в ИИССН на основе БИНС и БПСН в работе предлагается использовать схему комплексирования с высоким уровнем интеграции [30, 60], которая позволяет достичь более высокие точностные характеристик в оценке навигационных параметров полета ВС за счет оптимального использования данных измерителей при реализации РФК. Обработка данных БИНС и БПСН выполняется для каждого НКА. Преимуществом такой ИИССН является более длительный инерциальный режим работы, надежное слежение за НКА и высокая помехоустойчивость [30].

Цель исследований повышение эффективности функционирования ИИССН путем реализации АРФК, а также исследование точностных характеристик оценки параметров траекторного движения ВС.

К настоящему времени для комплексирования БИНС и ГНСС широкое применение получили различные модификации ФК, уравнения которого формируются на основании информации о динамике погрешностей. Расчетную модель представляют собой дифференциальные уравнения ошибок БИНС и БПСН, возбуждаемых «белыми» шумами [11]. Динамическая система для линейного оценивания вектора состояния системы имеет вид [30, 47]:

$$\frac{dx(t)}{dt} = \mathbf{F}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{C}(t)\mathbf{u}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{w}(t), \quad \mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0 \quad (4.1)$$

где $\mathbf{x}(t)$ – вектор состояния ИИССН; $\mathbf{F}(t)$ – матрица динамики системы; $\mathbf{w}(t)$ – вектор входных белых гауссовских шумов (БГШ); $\mathbf{C}(t)$ – матрица коэффициентов управления; $\mathbf{u}(t)$ – вектор управления; $\mathbf{G}(t)$ – матрица возмущений.

Навигационные наблюдения в ИИССН представим в виде:

$$\mathbf{z}(t) = \mathbf{H}(t)\mathbf{x}(t) + \mathbf{n}(t), \quad (4.2)$$

где $\mathbf{z}(t)$ – вектор наблюдений; $\mathbf{n}(t)$ – вектор БГШ наблюдений; $\mathbf{H}(t)$ – матрица наблюдений.

4.1.3 Синтез алгоритма комплексной обработки навигационной информации

В специализированных бортовых вычислителях задача комплексной обработки навигационной информации реализуется на основе дискретного ФК. При этом непрерывной динамической системе (4.1) и измерениям (4.2) соответствует расчетная модель погрешностей ИИССН представленная в виде разностных уравнений [30, 31, 32, 60]:

$$\mathbf{x}_{\nu+1} = \mathbf{\Phi}_{\nu}\mathbf{x}_{\nu} + \mathbf{B}_{\nu}\mathbf{u}_{\nu} + \mathbf{\Gamma}_{\nu}\mathbf{w}_{\nu}, \quad (4.3)$$

$$\mathbf{z}_{\nu} = \mathbf{h}_{\nu}(\mathbf{x}_{\nu}) + \mathbf{n}_{\nu}, \quad (4.4)$$

где \mathbf{x}_{ν} - вектор состояния ИИССН, включающий погрешности БИНС и БПСН; \mathbf{w}_{ν} – вектор формирующих шумов в момент времени t_{ν} , \mathbf{z}_{ν} - вектор измерений; \mathbf{v}_{ν} - вектор шумов измерений; $\mathbf{\Gamma}_{\nu} \cong \mathbf{\Phi}_{\nu} \cdot \mathbf{G}_{\nu} \cdot dt$ – матрица входных шумов \mathbf{w}_{ν} с ковариациями \mathbf{Q}_{ν} ; $\mathbf{B}_{\nu} \cong \mathbf{\Phi}_{\nu} \cdot \mathbf{C}_{\nu} \cdot dt$ - матрица влияния вектора управления \mathbf{u}_{ν} ; $\mathbf{h}_{\nu}(\mathbf{x}_{\nu})$ - нелинейная функция зависимости вектора наблюдений от переменных вектора состояния; индексы « ν » и « $\nu + 1$ » обозначают номер дискретного момента времени t_{ν} и $t_{\nu+1}$; $dt = t_{\nu+1} - t_{\nu}$ – шаг дискретизации; $\mathbf{\Phi}_{\nu} = \exp(\mathbf{F}dt)$ – переходная матрица системы, которая приближенно может быть представлена в виде разложения в ряд

$$\Phi_v \cong \mathbf{I} + \Phi_v dt + \frac{1}{2} [\Phi_v dt]^2 + \dots$$

В уравнениях (4.3), (4.4) векторы \mathbf{w}_v и \mathbf{n}_v представляют собой ДБГШ с характеристиками:

$$M[\mathbf{w}_v] = 0, M[\mathbf{n}_v] = 0, M[\mathbf{w}_v \mathbf{w}_j^T] = \begin{cases} \mathbf{Q}_v, & v = j \\ 0, & v \neq j \end{cases}$$

$$M[\mathbf{n}_v \mathbf{n}_j^T] = \begin{cases} \mathbf{V}_v, & v = j \\ 0, & v \neq j \end{cases}; M[\mathbf{w}_v \mathbf{v}_j^T] = 0, \text{ для всех } v \text{ и } j,$$

где $M[\]$ - математическое ожидание; $\mathbf{V}_v = \begin{bmatrix} \sigma_1^2 & 0 & 0 \\ 0 & \ddots & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_l^2 \end{bmatrix}$ - корреляционная

матрица дисперсий шумов наблюдений; l - количество НКА, сигналы которых используются в алгоритме НВО.

При совместной обработке данных БИНС и ГНСС формируются измеренные значения дальности $D_{u,iv}$ и радиальной скорости $\dot{D}_{u,iv}$ для каждого НКА рабочего созвездия ВС [30, 35]:

$$D_{mi,v} = \left[(x_{\text{НКА}i,v} - x_{mv})^2 + (y_{\text{НКА}i,v} - y_{mv})^2 + (z_{\text{НКА}i,v} - z_{mv})^2 \right]^{1/2},$$

$$D_{ui,v} = D_{mi,v} + \Delta D_{iv} + n_{D,iv}, \quad (4.5)$$

$$D_{mi,v} = \frac{1}{D_{mi,v}} [(x_{\text{НКА}i,v} - x_{mv})(\dot{x}_{\text{НКА}i,v} - \dot{x}_{mv}) + (y_{\text{НКА}i,v} - y_{mv})(\dot{y}_{\text{НКА}i,v} - \dot{y}_{mv}) +$$

$$+ (z_{\text{НКА}i,v} - z_{mv})(\dot{z}_{\text{НКА}i,v} - \dot{z}_{mv})], \quad (4.6)$$

$$\dot{D}_{ui,v} = \dot{D}_{mi,v} + \Delta \dot{D}_{iv} + n_{\dot{D},iv},$$

где $\Delta D_{iv}, \Delta \dot{D}_{iv}$ - погрешности измерения псевдодальности и псевдоскорости за счет рассогласования шкал времени ВС относительно НКА_{*i*}; $x_{\text{НКА}i,v}, y_{\text{НКА}i,v}, z_{\text{НКА}i,v}$ и $\dot{x}_{\text{НКА}i,v}, \dot{y}_{\text{НКА}i,v}, \dot{z}_{\text{НКА}i,v}$ - модельные (истинные) значения декартовых координат и составляющих вектора скорости в геоцентрической СК НКА_{*i*} от БПСН (эфмеридная информация); $x_{mv}, y_{mv}, z_{mv}, \dot{x}_{mv}, \dot{y}_{mv}, \dot{z}_{mv}$ - модельные значения координат и составляющих вектора относительной линейной скорости ВС в геоцентрической СК; $n_{D,iv}, n_{\dot{D},iv}$ - шумовые погрешности определения псевдодальности и псевдоскорости БПСН аппроксимированные ДБГШ с известными дисперсиями матрицы ковариации \mathbf{V}_v .

На основе выходных данных БИНС и эфемеридной информации ГНСС рассчитываются дальность и радиальная скорость для i -того НКА $_i$:

$$D_{pi,v} = \left[(x_{\text{НКА}i,v} - x_{pv})^2 + (y_{\text{НКА}i,v} - y_{pv})^2 + (z_{\text{НКА}i,v} - z_{pv})^2 \right]^{1/2},$$

$$D_{p,iv} = \frac{1}{D_{p,iv}} \left[(x_{\text{НКА}i,v} - x_{pv})(\dot{x}_{\text{НКА}i,v} - \dot{x}_{pv}) + (y_{\text{НКА}i,v} - y_{pv})(\dot{y}_{\text{НКА}i,v} - \dot{y}_{pv}) + (z_{\text{НКА}i,v} - z_{pv})(\dot{z}_{\text{НКА}i,v} - \dot{z}_{pv}) \right],$$

где x_{pv} , y_{pv} , z_{pv} и $x_{j,pr}$, \dot{x}_{pv} , \dot{y}_{pv} , \dot{z}_{pv} – расчетные значения координат и составляющих вектора скорости ВС в гринвичской СК.

Затем формируются разностные измерения:

$$\Delta D_{iv} = D_{pi,v} - D_{ui,v}, \quad \Delta \dot{D}_{iv} = \dot{D}_{pi,v} - \dot{D}_{ui,v}.$$

Ввиду нелинейной зависимости навигационных измерений от оцениваемых навигационных параметров производится линеаризация разностных измерений, за точку линеаризации берутся значения скоростей и координат БИНС [10, 29, 59], при этом уравнение (4.5) принимает вид:

$$\Delta D_{iv} = \frac{dD_{mi,v}}{dx_{mv}} (x_{mv} - x_{pv}) + \frac{dD_{mi,v}}{dy_{mv}} (y_{mv} - y_{pv}) + \frac{dD_{mi,v}}{dz_{mv}} (z_{mv} - z_{pv}) + \Delta D_{iv} + n_{D,iv}, \quad (4.7)$$

Значения производных определяются в точке линеаризации x_{pv} , y_{pv} , z_{pv} :

$$\frac{dD_{i,v}}{dx_v} = \frac{-(x_{\text{НКА}i,v} - x_{pv})}{D_{pi,v}}, \quad \frac{dD_{i,v}}{dy_v} = \frac{-(y_{\text{НКА}i,v} - y_{pv})}{D_{pi,v}}, \quad \frac{dD_{i,v}}{dz_v} = \frac{-(z_{\text{НКА}i,v} - z_{pv})}{D_{pi,v}}. \quad (4.8)$$

При многоканальной обработке сигналов каждого НКА $_i$ матрица измерений \mathbf{H}_v соответствующая уравнениям (4.7) и (4.8), формируются следующим образом:

$$\mathbf{H}_v = \left. \frac{\partial \mathbf{h}_v(\mathbf{x}_v)}{\partial \mathbf{x}_v} \right|_{\mathbf{x}_v = \hat{\mathbf{x}}_{v-1}} =$$

$$= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{x_{1,v} - x_v}{D_{1,v}} & \frac{y_{1,v} - y_v}{D_{1,v}} & \frac{z_{1,v} - z_v}{D_{1,v}} & 1 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{x_{l,v} - x_v}{D_{l,v}} & \frac{y_{l,v} - y_v}{D_{l,v}} & \frac{z_{l,v} - z_v}{D_{l,v}} & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Синтезируем алгоритм комплексной обработки навигационной информации БИНС и ГНСС на основе дискретного РФК с замыканием оценок в обратной связи на каждом шаге поступления измерений (4.7). Для инициализации

алгоритма задаются исходные данные: начальное значение оценки вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}_0$, начальное значение предсказанной ковариационной матрицы ошибок $\tilde{\mathbf{P}}_0$, матрицы \mathbf{Q}_v и \mathbf{V}_v . Алгоритм оценивания погрешностей ИИССН при отсутствии детерминированных управлений $\mathbf{u}_v = 0$ имеет вид:

- формируем априорное (предсказанное) значение оценки вектора состояния:

$$\hat{\mathbf{x}}_{v+1} = \Phi_v \hat{\mathbf{x}}_v, \quad (4.9)$$

- формируем прогноза ковариационной матрицы:

$$\tilde{\mathbf{P}}_{v+1} = \Phi_v \mathbf{P}_v \Phi_v^T + \mathbf{Q}_v \quad (4.10)$$

- рассчитаем матричный коэффициент усиления фильтра:

$$\mathbf{K}_{v+1} = \tilde{\mathbf{P}}_{v+1} \mathbf{H}_{v+1}^T [\mathbf{H}_{v+1} \tilde{\mathbf{P}}_{v+1} \mathbf{H}_{v+1}^T + \mathbf{V}_{v+1}]^{-1}, \quad (4.11)$$

- вычислим апостериорное (скорректированное) значение оценки вектора состояния:

$$\hat{\mathbf{x}}_{v+1} = \hat{\mathbf{x}}_{v+1} + \mathbf{K}_{v+1} [\mathbf{z}_{v+1} - \mathbf{H}_{v+1} \hat{\mathbf{x}}_{v+1}], \quad (4.12)$$

- вычислим апостериорное (скорректированное) значение ковариационной матрицы:

$$\mathbf{P}_{v+1} = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_{v+1} \mathbf{H}_{v+1}] \tilde{\mathbf{P}}_{v+1}. \quad (4.13)$$

Алгоритмы ФК дают хорошие результаты при соответствии расчетных и фактических значений дисперсий шумов измерений. Основными погрешностями измерения ПД на этапе первичных навигационных определений в БПСН являются: погрешности эфемеридной информации, частотно-временных поправок, ошибки за счет шумов приемников и внешних помех, многолучевости и особенностей распространения радиоволн в тропосфере и ионосфере. На основе вышеизложенного СКО суммарной погрешности ПД запишется в виде [26, 61, 65]:

$$\sigma_{\text{ПД}} = \sqrt{\sigma_{\text{Э}}^2 + \sigma_{\text{С}}^2 + \sigma_{\text{ТР}}^2 + \sigma_{\text{ИОН}}^2 + \sigma_{\text{МН}}^2 + \sigma_{\text{Ш}}^2}, \quad (4.14)$$

где $\sigma_{\text{Э}}$, $\sigma_{\text{С}}$, $\sigma_{\text{ТР}}$, $\sigma_{\text{ИОН}}$, $\sigma_{\text{МН}}$, $\sigma_{\text{Ш}}$ - соответствующие СКО составляющих погрешностей измерения ПД.

В [26, 61, 65] показано, что значения СКО суммарной погрешности ПД находится в пределах 6,2...6,6 м и 7,7...9,6 м, соответственно для околоразенитных и

пригоризонтных НКА. Погрешности измерения ПД влияют на погрешность местоопределения ВС, при этом 2 СРО (СРО-среднеквадратичная радиальная ошибка) составит 15...21 м, а соответствующие ошибки определения высоты (2 СКО) – 34...42 м. В [20, 65] приведены уровни максимальных ионосферных ошибок, составляющих в худший сезон (зимний день в год максимальной солнечной активности) 21...42 м по координатам и 64...102 м – по высоте. В годы минимальной солнечной активности максимальные уровни ионосферных погрешностей составят 5...7 м по координатам и 6...10 м по высоте. При этом основной вклад вносят погрешности, обусловленные влиянием ионосферы $\delta D_{и}$, многолучевости $\delta D_{мн}$ и шумов приемника $\delta D_{ш}$ [52]. Применительно к БПСН установленного на борту ВС влияние многолучевого практически устраняется ($\delta D_{мн} \approx 0$), тогда погрешность определения ПД (3.14) будет определяться ионосферной $\delta D_{и} \approx 2...45$ м и шумовой $\delta D_{ш} \approx 2...6$ м составляющими: $\delta D \approx \delta D_{и} + \delta D_{ш} \approx 4...51$ м.

Разброс погрешностей измерения задержки времени распространения сигнала приводит к неопределенности шумов измерений и отличию фактических значений уровня шумов наблюдений от модельных вызывая расхожимость процесса оценивания. Для повышения точности оценки параметров траекторного движения в условиях статистической неопределенности модели наблюдений при описании системы в пространстве состояний, в работе предлагается использовать подход, основанный на методах адаптивной обработки навигационной информации [103, 104].

4.1.4. Адаптация алгоритма комплексной обработки информации при аномальных условиях навигационных определений

Корреляционная матрица дисперсий шумов наблюдений V_v , используемая при расчете матричного коэффициента усиления стандартного алгоритма РФК, в процессе

фильтрации остается постоянной, однако при псевдодальномерных ГНСС-измерениях наблюдается расходимость процесса фильтрации при условии, что \mathbf{V}_v не соответствует фактическому уровню шума. Для устранения эффекта расходимости в работе предлагается использовать АРФК, который адаптирует матрицу \mathbf{V}_v под изменения уровня шума [27, 38]. Представим уравнение измерения в следующем виде:

$$\mathbf{z}_v = \mathbf{h}_v(\mathbf{x}_v) + \mathbf{n}_v. \quad (4.15)$$

В реальных условиях вектор шумов измерений не может быть точно определен, однако его можно интуитивно аппроксимировать с помощью полученных измерений \mathbf{z}_v и экстраполированной оценки вектора состояния системы $\hat{\mathbf{x}}_v$ следующим образом [27, 38]:

$$\mathbf{r}_v = \mathbf{z}_v - \mathbf{h}_v(\hat{\mathbf{x}}_v). \quad (4.16)$$

Эта величина представляет собой прогнозируемую разность ошибки измерения, которая позволяет судить о работе фильтра на практике.

Рассмотрим методы адаптивной фильтрации. Метод «уточнения корреляции» впервые был предложен в [89] и базируется на идее, что корреляционная матрица шума процесса равна корреляционной матрице ошибки измерения, т. е.

$$[\mathbf{z}_v - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_v)][\mathbf{z}_v - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_v)]^T \cong \mathbf{V}_v.$$

Если измерения представляют одинаковые физические величины и имеют одинаковую минимальную точность, то для придания алгоритму большей статистической значимости будем рассматривать выборку из N сечений случайного процесса [27]

$$\frac{1}{N} \sum_{v=1}^N [\mathbf{z}_v - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_v)][\mathbf{z}_v - \mathbf{h}(\hat{\mathbf{x}}_v)]^T \cong \mathbf{V}_j.$$

При реализации «принципа согласованности» выполняется оценка корреляционной матрицы шумов наблюдений. В данном методе прогнозируемая разность ошибки наблюдений (4.16) доступна через математическое ожидание и корреляционную матрицу. Основой данного метода является работа [90], в которой он определяет принцип согласования так:

$$\mathbf{r}_v^2 = \mathbf{M}[\mathbf{r}_v^2], l=1, \dots, N \quad (4.17)$$

После подстановки (4.15) в (4.16) получим

$$\mathbf{r}_v = \mathbf{h}_v(\mathbf{x}_v) - \mathbf{h}_v(\hat{\mathbf{x}}_v) + \mathbf{n}_v \approx \mathbf{H}_v(\mathbf{x}_v - \hat{\mathbf{x}}_v) + \mathbf{n}_v. \quad (4.18)$$

Для корреляционной матрицы экстраполированной оценки вектора состояния справедлива формула:

$$\tilde{\mathbf{P}}_{v+1} = \mathbf{M} \left[(\mathbf{x}_v - \hat{\mathbf{x}}_v)(\mathbf{x}_v - \hat{\mathbf{x}}_v)^T \right]. \quad (4.19)$$

В предположении отсутствия корреляции между шумами наблюдений и ошибкой экстраполяции вектора состояния, для корреляционной матрицы невязки на основе (4.18) и (4.19) запишем выражение:

$$\begin{aligned} \mathbf{M}[\mathbf{r}_v \mathbf{r}_v^T] &= \mathbf{M} \left[(\mathbf{z}_v - \mathbf{H}_v \hat{\mathbf{x}}_v)(\mathbf{z}_v - \mathbf{H}_v \hat{\mathbf{x}}_v)^T \right] = \\ &= \mathbf{M} \left[(\mathbf{H}_v \mathbf{x}_v - \mathbf{H}_v \hat{\mathbf{x}}_v + \mathbf{n}_v)(\mathbf{H}_v \mathbf{x}_v - \mathbf{H}_v \hat{\mathbf{x}}_v + \mathbf{n}_v)^T \right] = \\ &= \mathbf{H}_v \mathbf{M} \left[(\mathbf{x}_v - \hat{\mathbf{x}}_v)(\mathbf{x}_v - \hat{\mathbf{x}}_v)^T \right] \mathbf{H}_v^T + \mathbf{M}[\mathbf{n}_v \mathbf{n}_v^T] = \mathbf{H}_v \mathbf{P}_v \mathbf{H}_v^T + \mathbf{V}_v \end{aligned} \quad (4.20)$$

Из этого следует, что

$$\mathbf{V}_v^* = \mathbf{M}[\mathbf{r}_v \mathbf{r}_v^T] - \mathbf{H}_v \mathbf{P}_v \mathbf{H}_v^T. \quad (4.21)$$

Другими словами, правая часть равенства (4.17) есть корреляционная матрица ошибок наблюдений, записанная через модельные параметры системы, в то время как левая часть этого равенства – образец корреляционной матрицы, вычисленный по результатам прогнозируемой разности. Задача адаптации состоит в том, чтобы установить соответствие между двумя этими матрицами путем вычисления оптимальных значений корреляционных матриц шумов наблюдений. В [27, 38] показано, то корреляционную матрицу невязки $\mathbf{M}[\mathbf{r}_v \mathbf{r}_v^T]$ можно аппроксимировать на основе применения N отсчетов на определенном интервале времени и вычислить оценку корреляционной матрицы ошибки по формуле:

$$\mathbf{M}[\mathbf{r}_v \mathbf{r}_v^T] = \hat{\mathbf{C}}_r = \frac{1}{N-1} \sum_{j=1}^N (\mathbf{r}_{v-j} - \hat{\mathbf{r}})(\mathbf{r}_{v-j} - \hat{\mathbf{r}})^T, \quad (4.22)$$

где $\hat{\mathbf{r}} = \frac{1}{N-1} \sum_{j=1}^N \mathbf{r}_{v-j}$ - среднее значение N последовательности невязок.

В тоже время модельная корреляционная матрица (4.19) может быть представлена в виде

$$\tilde{\mathbf{C}}_r = \frac{1}{N} \sum_{v=1}^n \mathbf{H}_v \mathbf{P}_v \mathbf{H}_v^T + \mathbf{V}_v. \quad (4.23)$$

Здесь использовано N -выборочное среднее для придания методу большей статистической значимости. Еще стоит отметить, что запись корреляционной матрицы (4.22) представлена в общем виде, несмотря на то что ранее определяли математическое ожидание шума наблюдений равным нулю. Тем самым, мы пытаемся построить интересующий нас алгоритм в общем виде. Приравнивая друг к другу выражения (4.22) и (4.23), мы получим выражение для оценки корреляционной матрицы шума процесса в виде

$$\mathbf{V}_v^* = \frac{1}{N-1} \sum_{j=1}^N \{(\mathbf{r}_{v-j} - \hat{\mathbf{r}})(\mathbf{r}_{v-j} - \hat{\mathbf{r}})^T\} - \left(\frac{N-1}{N}\right) \mathbf{H}_v \mathbf{P}_v \mathbf{H}_v^T. \quad (4.24)$$

Следовательно, корреляционная матрица шумов измерений \mathbf{V}_v^* может быть определена на основе (4.24), с последующим её применением в выражении (4.11) для вычисления матричного коэффициента усиления в РФК. На каждом интервале усреднения матрица \mathbf{V}_v^* , постоянна, поэтому чем больше этот интервал, тем выше точность оценки \mathbf{V}_v^* [37]. Одна из возможных схем построения ИИССН с высоким уровнем интеграции и КОНИ на основе АРФК представлена на рисунке 4.1:

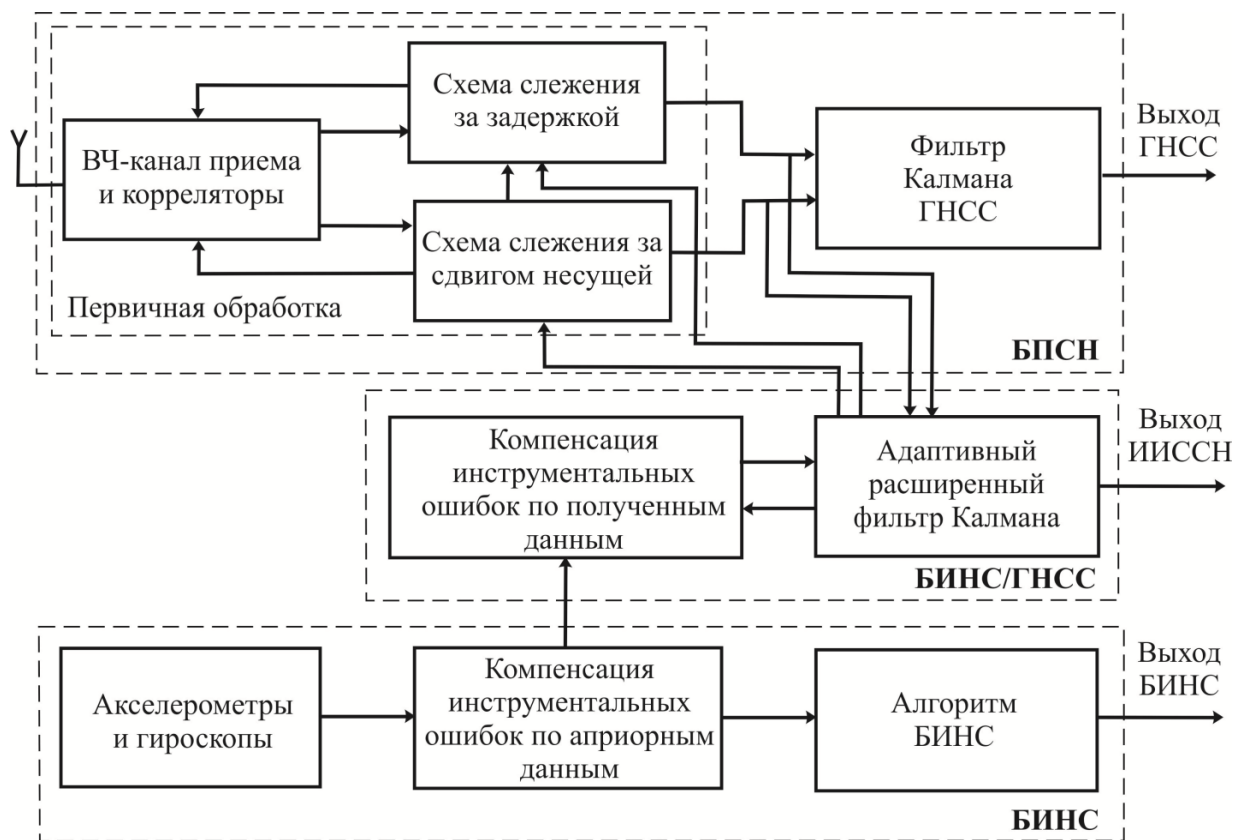


Рисунок 4.1 – Структурная схема комплексирования БИНС и ГНСС с высоким уровнем интеграции и обработки информации в АРФК

Для определения параметров траекторного движения и оценки их точности в процессе функционирования используется выход ИИССН.

На рисунке 4.2 представлена схема реализации алгоритма адаптивной комплексной обработки информации при аномальных условиях навигационных определений.

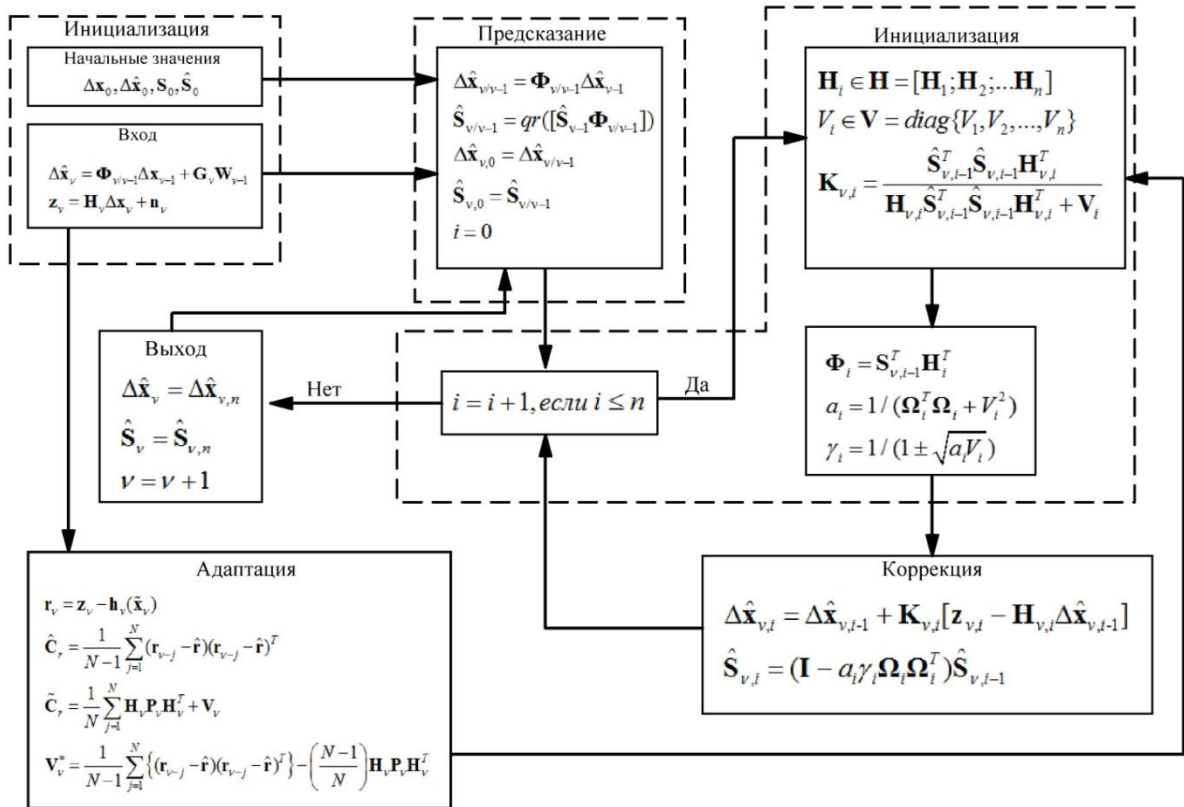


Рисунок 4.2 – Схема алгоритма комплексной обработки навигационной информации с подсистемой адаптации

4.1.5. Результаты моделирования и исследования

Исследование точностных характеристик ИИССН осуществлялось методами численных экспериментов на основе программного обеспечения

имитационного моделирования [41]. Точность функционирования ИИССН на основе АРФК определяется степенью соответствия фактических и расчетных значений погрешностей оценки параметров траекторного движения. Следовательно, сравнивая фактическую ошибку оценку навигационных параметров с расчетными значениями дисперсий ошибок ковариационной матрицы \mathbf{P} , можно судить о точности алгоритма КОНИ в ИИССН. На основе данного сравнения можно сделать вывод о качестве процесса фильтрации в АРФК. В ходе разработки специализированного программного обеспечения для исследования характеристик полученных алгоритмов реализовано следующее:

- 1) модель полета ВС для обеспечения информацией о динамике параметров траекторного движения;
- 2) модели динамики погрешностей БИНС и БПСН, построение траекторий движения НКА ГНСС на основе модели орбитального движения [62, 63];
- 3) оптимальное оценивание переменных вектора состояния ИИССН;
- 4) анализ качества фильтрации путем сравнения полученных фактических ошибок оценок АРФК и расчетных значений дисперсий.

Моделирование системы комплексной обработки информации и траектории полета ВС производилось на временном интервале, равном 50 минутам. При имитационном моделировании полета ВС по заданному маршруту и алгоритма АРФК учитывалось, что частота поступления измерений БИНС больше, чем от приемника ГНСС. На этапе экстраполяции АРФК реализует инерциальный алгоритм навигации, спутниковые измерения используются на шаге оценивания погрешностей инерциальных датчиков. В условиях отсутствия ГНСС-измерений срыва фильтрации не происходит и АРФК работает в режиме экстраполяции, реализуя алгоритм БИНС.

В ходе моделирования программно реализованы алгоритмы стандартного РФК и АРФК для инициализации которого, задавались следующие исходные данные: начальная оценка вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}_0$, начальная ковариационной матрицы ошибок $\tilde{\mathbf{P}}_0$; матрица \mathbf{Q}_0 ; начальная ковариационная матрица шумов измерения \mathbf{V}_0 .

Результаты исследования алгоритма стандартного РФК (4.9)-(4.13) при отсутствии расходимости представлены на рисунках 4.3, 4.4 в виде реализаций ошибок оценивания для СКО ошибки измерения ПД $\sigma_{\text{ПД}} = 10$ м. На рисунке 4.3 приведены реализация ошибки оценки координаты x и 2 СКО ошибки $2\sigma_x$ полученные путем имитационного моделирования. На рисунке 4.4 представлены реализация ошибки оценки составляющей скорости V_x и 2 СКО ошибки оценки $2\sigma_{V_x}$.

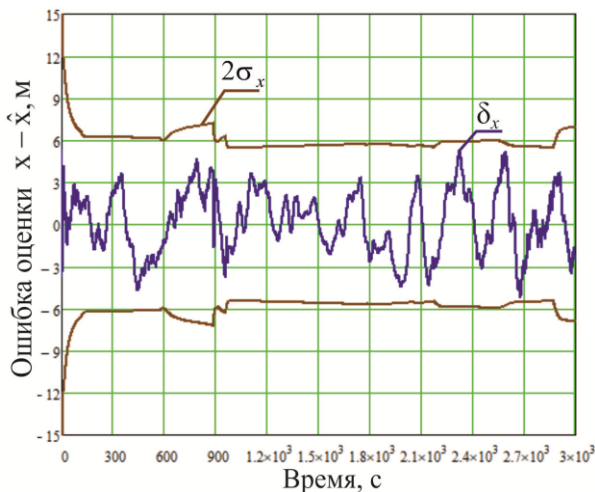


Рисунок 4.3 – Ошибка оценки координаты x на выходе классического РФК без расходимости

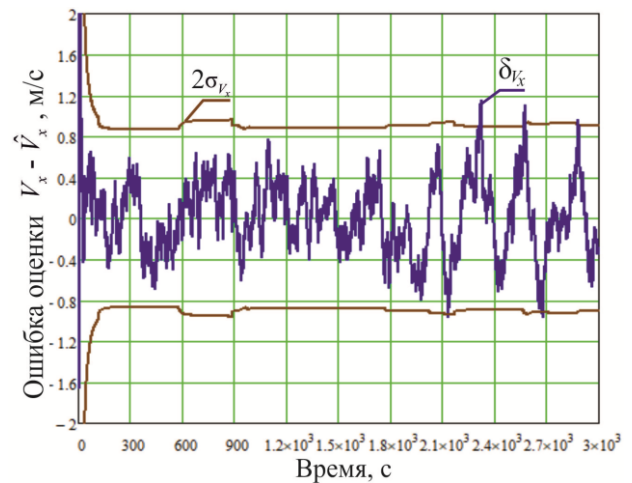


Рисунок 4.4 – Ошибка оценки составляющей скорости V_x выходе классического РФК без расходимости

На графиках видно, что ошибка оценки координаты x находится на уровне 5 м, СКО $2\sigma_x$ ошибки принимает значение в районе 6 м в зависимости от взаимного расположения ВС и НКА, т.к. в РФК матрица ковариаций зависит от соответствующих оценок. Ошибка оценки составляющей скорости V_x (рис. 4.4) приблизительно находится на уровне 0,4 м/с, 2СКО ошибки $2\sigma_{V_x}$ - 0,8 м/с, при этом расходимости процесса фильтрации не наблюдается. При условии соответствия матрицы V_v действительному уровню шума фактические ошибки оценки x и составляющей скорости V_x соответствуют расчётным СКО:

$$\sigma_x = \sqrt{\mathbf{P}_x} \text{ и } \sigma_{V_x} = \sqrt{\mathbf{P}_{V_x}}.$$

На рис. 4.5, 4.6 приведены реализации фактических ошибок оценки навигационных параметров полета ε_x и ε_{V_x} и динамики СКО $2\sigma_x$ и $2\sigma_{V_x}$, а также стандартного РФК (4.9)–(4.13), которые получены в результате имитационного моделирования ситуации, когда фактическое СКО суммарной погрешности ПД превышает расчётное значение в 5 раз (расчетное $\sigma_{ПД}=10$ м, фактическое $\sigma_{ПД}=50$ м). На приведенных графиках видно, что фактическая ошибка оценивания ε_x превышает расчётное СКО $2\sigma_x$, что свидетельствует о расходимости стандартного РФК.

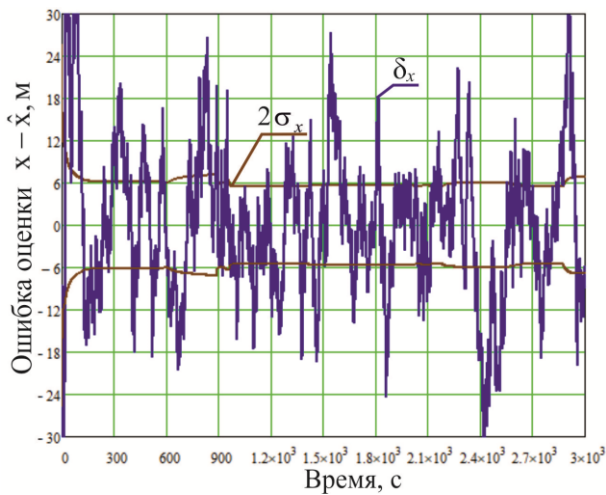


Рисунок 4.5 – Ошибка оценки координаты x на выходе классического РФК при расходимости

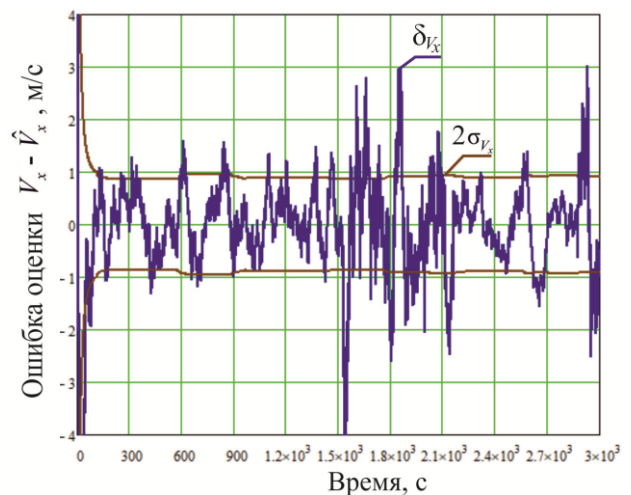


Рисунок 4.6 – Ошибка оценки составляющей скорости V_x на выходе классического РФК при расходимости

Анализ результатов представленных рис. 4.5 и 4.6 показывает, что процесс оценивания стандартного РФК (4.9)–(4.13) становится расходящимся ($\varepsilon_x > 3\sigma_x$ и $\varepsilon_{V_x} > 3\sigma_{V_x}$) когда фактические значения интенсивности шума измерения превышают расчетные.

На рисунках 4.7 и 4.8 представлены графики ошибок оценок и СКО σ_x и σ_{V_x} и реализации соответствующих ошибок оценок, полученные в результате программной реализации алгоритма АРФК (4.17)–(4.24), анализ которых показывает, что фактические ошибки оценки не превышают расчётных значений

$2\sigma_x$ и $2\sigma_{V_x}$, при очевидном уменьшении уровня шумов по сравнению со стандартным РФК.

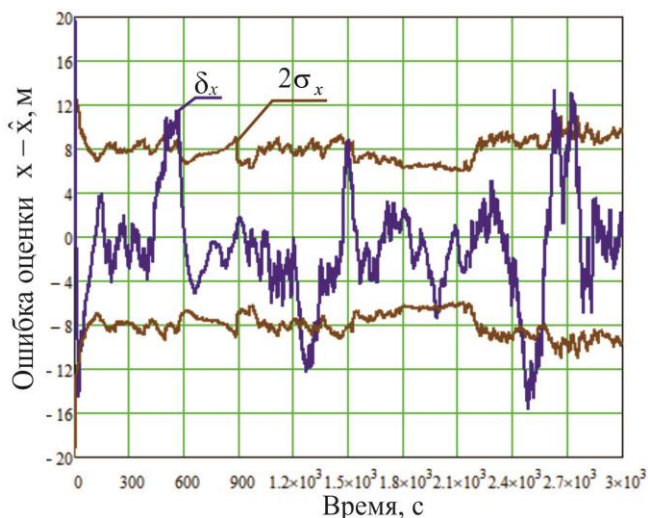


Рисунок 4.7 – Ошибка оценки координаты x на выходе АРФК

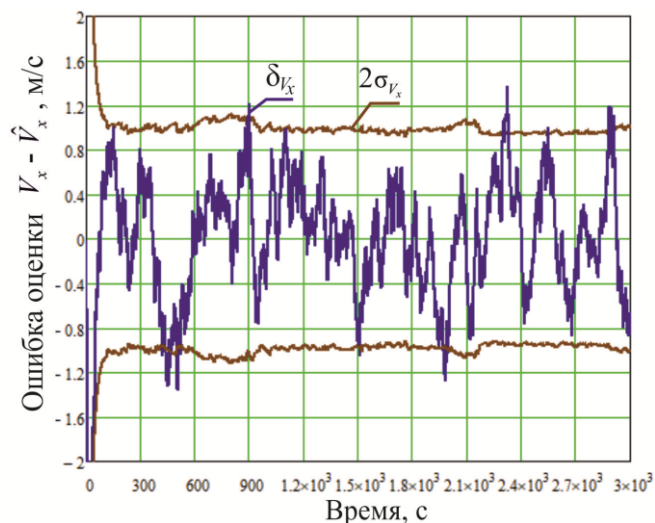


Рисунок 4.8 – Ошибка оценки составляющей скорости V_x на выходе АРФК

Таким образом, полученные результаты демонстрируют эффективную способность подавления шумов наблюдений при использовании адаптивного алгоритма по сравнению со стандартным РФК. В условиях априорной неопределённости шумов псевдодальномерных ГНСС-измерений применение адаптивных методов фильтрации позволяет повысить точность оценивания навигационных параметров ИИССН в сравнении с классическими методами оценивания реализованными в РФК.

Для исследования эффективности синтезированного алгоритма при воздействии помех, методами имитационного моделирования исследовались характеристики ИИССН при воздействии шумовой помехи.

На рис. 4.9 приведена реализация шума наблюдений при воздействии помехи. На рис. 4.10 приведена реализация ошибки оценки координаты x при воздействии помехи на входе стандартного ФК.

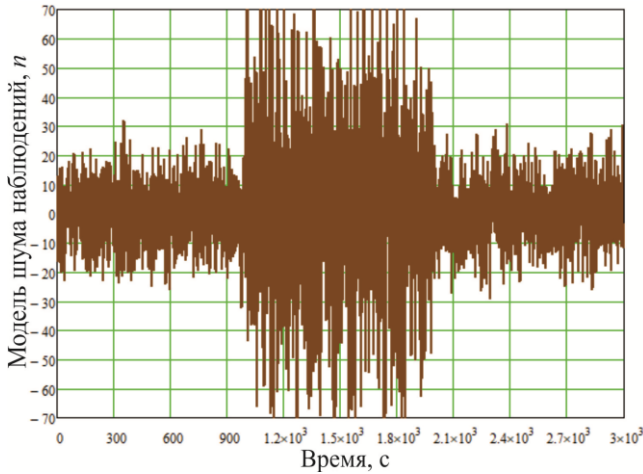


Рисунок 4.9 – Реализация шума наблюдения

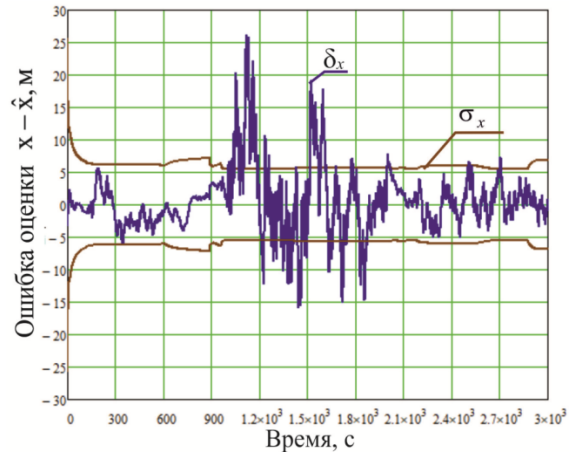


Рисунок 4.10 – Ошибка оценки при расходимости классического ФК

На рис. 4.11 представлены графики СКО и ошибки оценки координаты.

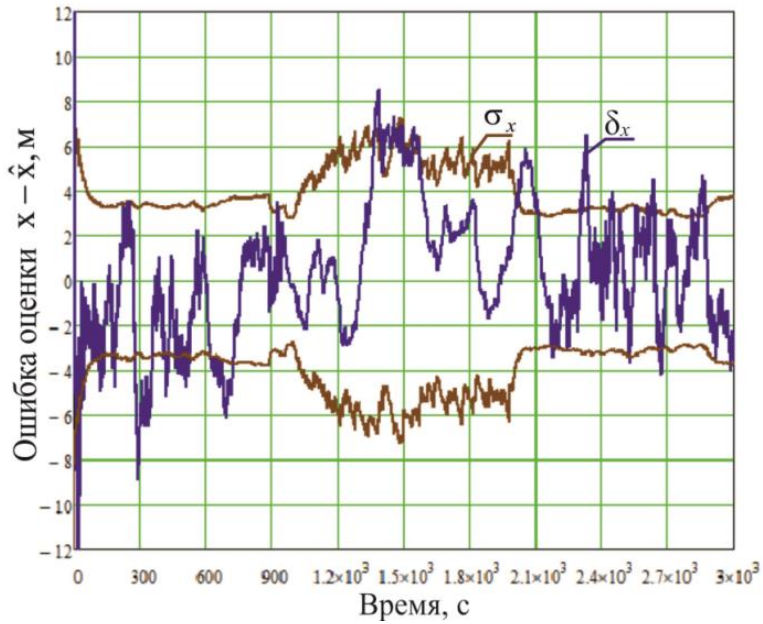


Рисунок 4.11 – Ошибка оценки координаты x АФК

Анализ результатов, представленных на рис. 4.11 показывают, что применение адаптивного алгоритма КОНИ позволяет получить нерасходящиеся оценки параметров траекторного движения.

На рисунке 4.12 представлены графики погрешностей определения координат при реализации исследуемых алгоритмов: стандартного и адаптивного.

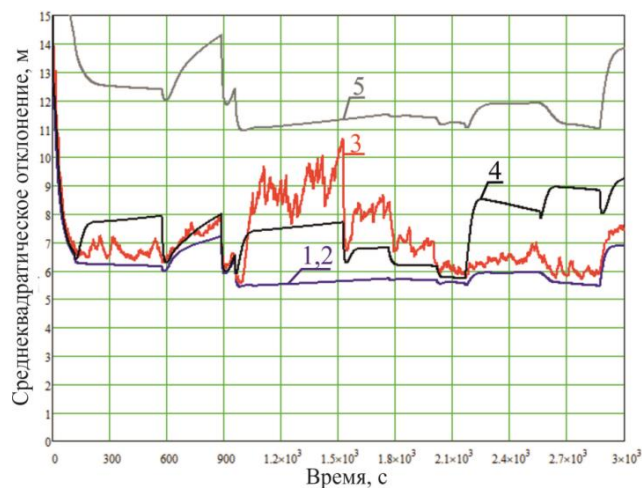


Рисунок 4.12 – Погрешности определения координат при реализации исследуемых алгоритмов: 1 – ФК при отсутствии расходимости; 2 - ФК при расходимости; 3 – адаптивный ФК; 4, 5 - ФК с учетом максимального значения СКО шума (для 1 ПД, для всех ПД, соответственно).

Сравнительный анализ полученных результатов исследований позволяет сделать вывод о снижении погрешностей определения параметров траекторного движения ВС при аномальных условиях навигационных определений благодаря применению адаптивного алгоритма.

4.2. Алгоритм управления траекторией полета воздушного судна на основе адаптивного оценивания навигационных параметров

4.2.1. Постановка задачи

В настоящее время актуальной научно-технической задачей является создание высокоэффективных СТУ современных и перспективных ВС, которые позволяют

наиболее точно реализовать выбранную программную траекторию в условиях воздействия на навигационные системы различных возмущений. СТУ может обеспечивать самостоятельно или в составе БПНК режимы автоматического или директорного управления на маршруте (стабилизация заданного курса или заданного путевого угла), программное управление на маршруте на основе данных от вычислителей радионавигационных систем (РНС), которое можно реализовать с помощью ВСС. Система самолетовождения предназначена для планирования и выполнения автоматического и ручного самолетовождения в горизонтальной и вертикальной плоскостях полета, вычисления траектории полета. ВСС представляет собой вычислительную систему, автоматизирующую многие задачи в полете, является основополагающей частью авионики современного ВС. Используя навигационные системы для определения точного положения самолета, ВСС осуществляет траекторное управление маршрутным полетам с помощью автопилота [33, 43, 100].

В задачах оценивания фазовых координат управляемого объекта с известной динамикой по неполным зашумленным наблюдениям и для КОНИ широко используют РФК [13], который формирует квазиоптимальное оценивание в условиях нелинейности моделей динамической системы и наблюдений и гауссовском характере статистических характеристик шумов. В уравнения РФК входят коэффициенты уравнений движения, измерения, а также отношение интенсивностей флуктуационных шумов. Точность оценок координат существенно зависит от точности коэффициента, подставленного в уравнения фильтра в качестве отношения интенсивности шумов, величина которого известна достаточно приближенно, т. к. шумы представляют собой по существу погрешности выбранных моделей [13]. В частности, при вариации ионосферной погрешности псевдодальномерных измерений в БПСН [50]. Погрешности определения навигационных параметров полета приводят к ошибкам вычисления текущего курса полета ВС и выдерживания заданного маршрута полета [31, 32].

Таким образом, повышение точности определения координат ВС в условиях априорной параметрической неопределённости относительно интенсивности шума принимаемых сигналов является актуальной научно-прикладной задачей.

Утверждение теоремы разделения о том, что можно отдельно синтезировать подсистему оценивания параметров траекторного движения ВС и подсистему формирования сигналов управления [4, 45], позволяет разбить задачу управления траекторией полета ВС на две подзадачи: оценка переменных вектора состояния на основе наблюдений и затем вычисление управления по полученной информации с помощью регулятора.

Модели объекта управления и измерений представим разностными уравнениями [3, 18, 45, 60]:

$$\begin{aligned}\mathbf{x}(k+1) &= \mathbf{F}(k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{B}(k)\mathbf{u}(k) + \mathbf{w}(k), \quad k=0, 1, \dots, N-1, \quad \mathbf{x}(0) = \mathbf{x}_0, \\ \mathbf{y}(k) &= \mathbf{H}(k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{n}(k), \quad k=0, 1, \dots, N-1,\end{aligned}$$

где $\mathbf{x}(k)$ – вектор состояния; $\mathbf{x}(k) \in M^n$; $\mathbf{y}(k)$ – вектор измерений; $\mathbf{y}(k) \in M^m$; $\mathbf{F}(k)$, $\mathbf{B}(k)$, $\mathbf{H}(k)$ – матрицы размера $(n \times n)$, $(n \times q)$, $(m \times n)$; $\mathbf{u}(k)$ – вектор управляющих воздействий, $\mathbf{u}(k) \in M^q$; $\mathbf{w}(k)$, $\mathbf{n}(k)$ – взаимно независимые последовательности n - и m -мерных векторов ДБГШ с характеристиками:

$$\begin{aligned}M[\mathbf{w}(k)] &= 0, \quad M[\mathbf{n}(k)] = 0, \quad M[\mathbf{w}(k)\mathbf{w}^T(g)] = \mathbf{Q}(k)\delta_{kg}; \\ M[\mathbf{n}(k)\mathbf{n}^T(g)] &= \mathbf{R}_2(k)\delta_{kg}; \quad M[\mathbf{w}(k)\mathbf{n}^T(g)] = 0; \quad \delta_{kn} = \begin{cases} 1, & k=n, \\ 0, & k \neq n, \end{cases}\end{aligned}$$

где $\mathbf{Q}(k)$ и $\mathbf{R}_2(k)$ – симметрические положительно определённые ковариационные матрицы размера $(n \times n)$ и $(m \times m)$, k, g – номера временных интервалов, соответственно; $M[\cdot]$ – символ математического ожидания.

Функционал качества имеет вид [3, 18, 45, 60]:

$$J = M \left[\sum_{k=0}^{N-1} [\mathbf{x}^T(k)\mathbf{S}(k)\mathbf{x}(k) + \mathbf{u}^T(k)\mathbf{T}(k)\mathbf{u}(k)] + [\mathbf{x}^T(N)\mathbf{\Lambda}\mathbf{x}(N)] \right], \quad (4.25)$$

где $\mathbf{S}(k)$, $\mathbf{\Lambda}$, $\mathbf{T}(k)$ – положительно определённые симметричные матрицы размера $(n \times n)$, $(n \times n)$ и $(q \times q)$, соответственно.

Требуется синтезировать алгоритм формирования управление $\mathbf{u}^*(k, \mathbf{y}_0^k)$, оптимальный по критерию минимума функционала (4.25).

4.2.2. Синтез алгоритма

Оптимальное управление, в сформулированной задаче, имеет вид [4, 45]:

$$\mathbf{u}^*(k) = \mathbf{u}^*(k, \mathbf{y}_0^k) = -\mathbf{L}(k)\hat{\mathbf{x}}(k), \quad (4.26)$$

где $\hat{\mathbf{x}}(k) = M[\mathbf{x}(k)|\mathbf{y}_0^k]$ – оптимальная оценка вектора состояния, определяемая в соответствии с выражением

$$\hat{\mathbf{x}}(k) = \hat{\mathbf{x}}^{\downarrow}(k) + \mathbf{K}(k)[\mathbf{y}(k) - \mathbf{H}(k)\hat{\mathbf{x}}^{\downarrow}(k)], \quad (4.27)$$

в котором априорная оценка вектора состояния $\mathbf{x}(k)$

$$\hat{\mathbf{x}}^{\downarrow}(k+1) = \mathbf{F}(k)\hat{\mathbf{x}}(k) + \mathbf{B}(k)\mathbf{u}^*(k).$$

В (4.26) матричный коэффициент усиления регулятора $\mathbf{L}(k)$ рассчитывается по формуле

$$\mathbf{L}(k) = [\mathbf{Q}(k) + \mathbf{B}^T(k)\mathbf{P}(k+1)\mathbf{B}(k)]^{-1}\mathbf{B}^T(k)\mathbf{P}(k+1)\mathbf{F}(k),$$

где $\mathbf{P}(k)$ – апостериорная матрица дисперсий ошибок оценивания, определяемая в соответствии с выражением:

$$\begin{aligned} \mathbf{P}(k) &= \mathbf{S}(k) + \mathbf{L}^T(k)\mathbf{Q}(k)\mathbf{L}(k) + [\mathbf{F}(k) - \mathbf{B}(k)\mathbf{L}(k)]^T\mathbf{P}(k+1)[\mathbf{F}(k) - \mathbf{B}(k)\mathbf{L}(k)], \\ k &= N-1, \dots, 1, 0, \mathbf{P}(N) = \mathbf{\Lambda}. \end{aligned}$$

В (4.27) матричный коэффициент усиления фильтра $\mathbf{K}(k)$ вычисляется по формуле

$$\mathbf{K}(k) = \mathbf{\Gamma}^{\downarrow}(k)\mathbf{H}^T(k)[\mathbf{H}(k)\mathbf{\Gamma}^{\downarrow}(k)\mathbf{H}^T(k) + \mathbf{R}_2(k)]^{-1},$$

где $\mathbf{\Gamma}^{\downarrow}(k) = M[(\mathbf{x}(k) - \hat{\mathbf{x}}^{\downarrow}(k))(\mathbf{x}(k) - \hat{\mathbf{x}}^{\downarrow}(k))^T]$ – ковариационная матрица ошибки $\mathbf{\varepsilon}^{\downarrow}(k) = \mathbf{x}(k) - \hat{\mathbf{x}}^{\downarrow}(k)$ априорной оценки $\hat{\mathbf{x}}^{\downarrow}(k)$, которая вычисляется по формуле

$$\mathbf{\Gamma}^{\downarrow}(k+1) = \mathbf{F}(k)\mathbf{\Gamma}^{\downarrow}(k)\mathbf{F}^T(k) + \mathbf{Q}(k),$$

$\mathbf{\Gamma}(k) = M[(\mathbf{x}(k) - \hat{\mathbf{x}}(k))(\mathbf{x}(k) - \hat{\mathbf{x}}(k))^T]$ – ковариационная матрица ошибки $\mathbf{\varepsilon}(k) = \mathbf{x}(k) - \hat{\mathbf{x}}(k)$ оценки, определяемая в соответствии с выражением:

$$\mathbf{\Gamma}(k) = \mathbf{\Gamma}^{\downarrow}(k) - \mathbf{\Gamma}^{\downarrow}(k)\mathbf{H}^T(k)[\mathbf{H}(k)\mathbf{\Gamma}^{\downarrow}(k)\mathbf{H}^T(k) + \mathbf{R}_2(k)]^{-1}\mathbf{H}(k)\mathbf{\Gamma}^{\downarrow}(k).$$

Применительно к нашей задаче получаем алгоритм комплексной обработки информации в ИИССН на основе РФК:

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{x}}(k) &= \mathbf{F}(k)\hat{\mathbf{x}}(k) + \mathbf{B}(k)\mathbf{u}^*(k) + \mathbf{K}(k)[\mathbf{y}(k) - \mathbf{H}(k)(\mathbf{A}(k)\hat{\mathbf{x}}(k) + \mathbf{B}(k)\mathbf{u}^*(k))], \\ \mathbf{K}(k) &= \mathbf{\Gamma}^{\perp}(k)\mathbf{H}^{\top}(k)[\mathbf{H}(k)\mathbf{\Gamma}^{\perp}(k)\mathbf{H}^{\top}(k) + \mathbf{R}_2(k)]^{-1}, \\ \mathbf{\Gamma}(k) &= \mathbf{\Gamma}^{\perp}(k) - \mathbf{\Gamma}^{\perp}(k)\mathbf{H}^{\top}(k)[\mathbf{H}(k)\mathbf{\Gamma}^{\perp}(k)\mathbf{H}^{\top}(k) + \mathbf{R}_2(k)]^{-1}\mathbf{H}(k)\mathbf{\Gamma}^{\perp}(k),\end{aligned}\quad (4.28)$$

где $\mathbf{H}(k) = \frac{\partial \mathbf{H}(\hat{\mathbf{x}}(k))}{\partial \mathbf{x}^{\top}(k)}$ – матричный коэффициент линеаризации.

При синтезе алгоритмов оценивания и управления полагалось, что статистические характеристики шумов априорно известны и являются стационарными, а модель состояния и наблюдений не меняется с течением времени, что обеспечить в реальной ситуации практически невозможно. Изменения мощности полезного сигнала и шумов в среде распространения и другие возмущающие факторы приводят к значительным флуктуациям отношения сигнал/шум, что в свою очередь приводит к вариациям погрешностей наблюдений.

Поэтому актуальной задачей является разработка алгоритма управления траекторией полета ВС при оценке параметров траекторного движения в ИИССН на основе АРФК. Задача адаптации алгоритма фильтрации к нестационарным воздействиям широко обсуждается в литературе [18, 27, 67, 93, 100].

4.2.3. Модификация алгоритма при аномальных условиях навигационных определений

На основе выходных данных ИИССН $\lambda(k)$ и оценки вектора состояния $\hat{\lambda}(k)$ вычисляется вектор параметров траекторного движения ВС:

$$\hat{\mathbf{x}}(k) = \lambda(k) - \hat{\lambda}(k),$$

которые используются для формирования управляющих воздействий [2, 33, 50].

Динамика вектора состояния и измерений РФК описывается следующими выражениями [67]:

$$\lambda(k) = \Phi(k)\lambda(k-1) + \mathbf{w}(k), \quad \mathbf{y}(k) = h(\lambda(k)) + \mathbf{n}(k),$$

где $h(\lambda(k))$ – нелинейная функция измерений; $\Phi(k)$ – матрица перехода.

Адаптивное правило функционирования АРФК заключается в том, что корреляционная матрица обновляющей последовательности соответствовала теоретической корреляционной матрице шумов наблюдений. Обновляющая последовательность может быть представлена в виде

$$\mathbf{z}(k) = \mathbf{y}(k) - h(\hat{\lambda}(k, k-1)),$$

где $\mathbf{z}(k)$ рассматривается как разница между реальными наблюдениями и его вычисленными значениями, а теоретическая корреляционная матрица $\mathbf{z}(k)$ определяется по формуле

$$\mathbf{C}_n(k) = \mathbf{H}(k)\mathbf{P}(k, k-1)\mathbf{H}^T(k) + \mathbf{R}(k), \quad (4.29)$$

где $\mathbf{H}(k) = \left. \frac{\partial h(\lambda(k))}{\partial \lambda(k)} \right|_{\lambda(k) = \hat{\lambda}(k, k-1)}$ – матрица наблюдений.

Фактическая корреляционная матрица $\mathbf{z}(k)$ может быть вычислена путём усреднения предыдущей последовательности обновления в течение скользящего окна размера l в эпоху k , в результате получаем оценку корреляционной матрицы обновляющей последовательности:

$$\hat{\mathbf{C}}_n(k) = \frac{1}{l} \sum_{i=1}^m \mathbf{z}(k-1)\mathbf{z}^T(k-1). \quad (4.30)$$

Размер скользящего окна l выбирается эмпирическим путём в пределах 10–50 отсчётов. Подставляя (4.30) в (4.29), получим адаптивную корреляционную матрицу шумов наблюдений [17, 99]:

$$\mathbf{R}_A(k) = \frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \mathbf{z}_i(k-1)\mathbf{z}_i^T(k-1) - \mathbf{H}(k)\mathbf{P}(k, k-1)\mathbf{H}^T(k)$$

$$\text{или } \mathbf{R}_A(k) = \hat{\mathbf{C}}_n(k) - \mathbf{H}(k)\mathbf{P}(k, k-1)\mathbf{H}^T(k),$$

где $\mathbf{z}(k)=\mathbf{y}(k)-\mathbf{y}(k, k-1)$ – невязка между поступившим измерением и его предсказанным значением.

Путём замены $\mathbf{R}_2(k)$ на $\mathbf{R}_A(k)$ в (4.28) для матричного коэффициента усиления фильтра реализуется АРФК на основе обновляющей адаптивной оценки [100]. Таким образом, предложен алгоритм адаптивной фильтрации навигационных параметров на основе метода уточнения корреляционная матрица шумов наблюдений по корреляционной матрицы обновляющей последовательности [18]. Структура системы, реализующей синтезированный алгоритм, представлена на рис. 4.13.

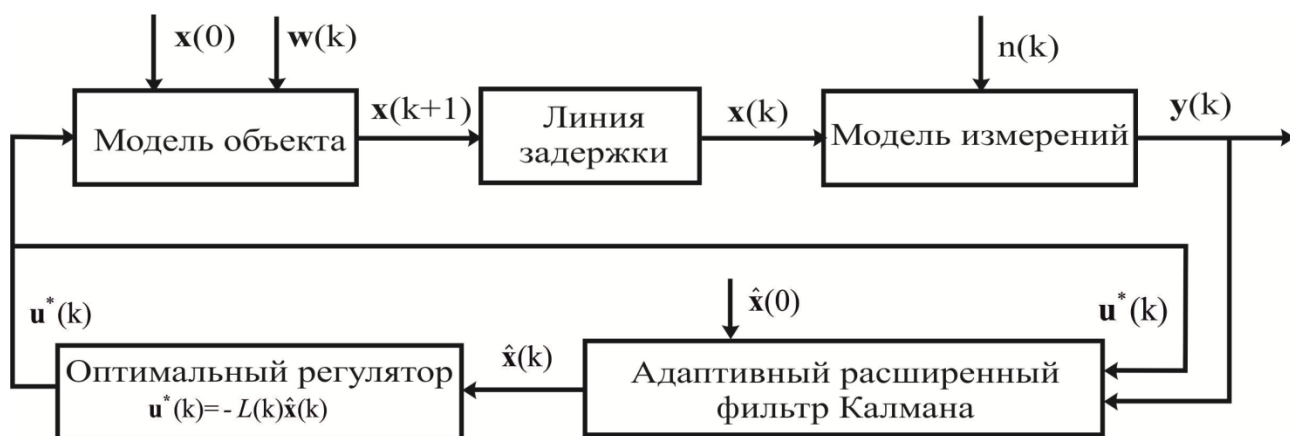


Рисунок 4.13 – Структура системы оценивания и управления

С учётом применения АРФК выражение для оптимального управления представим в виде:

$$\mathbf{u}^*(k) = \mathbf{u}^*(k, \mathbf{y}_0^k) = -\mathbf{L}(k)\hat{\mathbf{x}}_{\text{адапт}}(k), \quad (4.26)$$

Вид записи (4.26) с добавлением индекса «адапт» к адаптивной оценке вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}_{\text{адапт}}(k)$ является оригинальной авторской идеей формы записи выражения для оптимального управления, тем самым подчеркивая факт применения адаптивного алгоритма оценивания параметров траекторного движения при аномальных условиях навигационных определений.

С учетом модификации, которая позволяет учитывать измеряемые возмущения, алгоритм управления для дискретной системы представим в виде:

$$\mathbf{x}_y(k) = \Phi_y(k, k-1)\mathbf{x}_y(k-1) + \mathbf{B}_y(k-1)\mathbf{u}(k) + \mathbf{w}_{yu}(k-1) + \mathbf{w}_y(k-1) \quad (4.27)$$

с измеряемыми возмущениями $\mathbf{w}_{yu}(k-1)$, предназначенной для отработки процесса

$$\mathbf{x}_T(k) = \Phi_T(k, k-1)\mathbf{x}_T(k-1) + \mathbf{w}_T(k-1)$$

сформировать оптимальный сигнал управления

$$\mathbf{u}(k-1) = \mathbf{L}_y \left\{ \Phi_T(k, k-1)\hat{\mathbf{x}}_T(k-1) - \left[\Phi_y(k, k-1)\hat{\mathbf{x}}_y(k-1) + \mathbf{w}_{yu}(k-1) \right] \right\},$$

где $\mathbf{L}_y = \left[\mathbf{B}_y^T \mathbf{Q} \mathbf{B}_y + \mathbf{K} \right]^{-1} \mathbf{B}_y^T \mathbf{Q}$

Сигнал управления пропорциональный ошибке

$$\boldsymbol{\varepsilon}(k) = \Phi_T(k, k-1)\hat{\mathbf{x}}_T(k-1) - \left[\Phi_y(k, k-1)\hat{\mathbf{x}}_y(k-1) + \mathbf{w}_{yu}(k-1) \right]$$

с точностью до слагаемого \mathbf{w}_{yu} совпадает с (4.27).

Отличительной особенностью модифицированного алгоритма является то, что в формируемом сигнале управления реализована возможность учёта измеряемых возмущений. При этом отсутствует необходимость в расширении вектора состояния и решении сложной двухточечной краевой задачи.

4.3. Результаты моделирования и исследования

Исследование точностных характеристик рассматриваемых алгоритмов выполнялось путем прямого статистического моделирования применительно к СТУ полетом ВС. В процессе исследования процессов управления траекторией полета ВС программно реализовывались модель траекторного движения ВС, модели функционирования БИНС и ПСН ГНСС, алгоритмы комплексной обработки навигационной информации и управления траекторией полета. Для моделирования орбитального движения НКА ГЛОНАСС использовалась модель, представленная в [62, 63]. Исходные данные для моделирования процессов функционирования и выходной информации БИНС и ПСН ГНСС подробно изложены в [30].

Исследование характеристик алгоритмов выполнялось для следующих сценариев:

- сценарий №1: равномерное движение ВС по заданной траектории, СКО шумов наблюдений соответствует модельному значению, принятому в алгоритме РФК;
- сценарий №2: равномерное движение ВС по заданной траектории, СКО шумов наблюдений превышает модельное значение, принятое в алгоритме РФК в 6 раз;
- сценарий №3: равномерное движение ВС по заданной траектории, СКО шумов наблюдений превышает модельное значение в 6 раз, но реализован алгоритм АРФК.

На рис. 4.14–4.18 представлены графики, отображающие результаты исследований синтезированных алгоритмов, в частности, на рис. 4.14, а показаны фактическая ошибка определения координаты x ВС $\delta_x = x - \hat{x}$ и расчётное значение максимальной погрешности $2\sigma_x$, на рис. 4.14, б показаны те же параметры применительно к координате y .

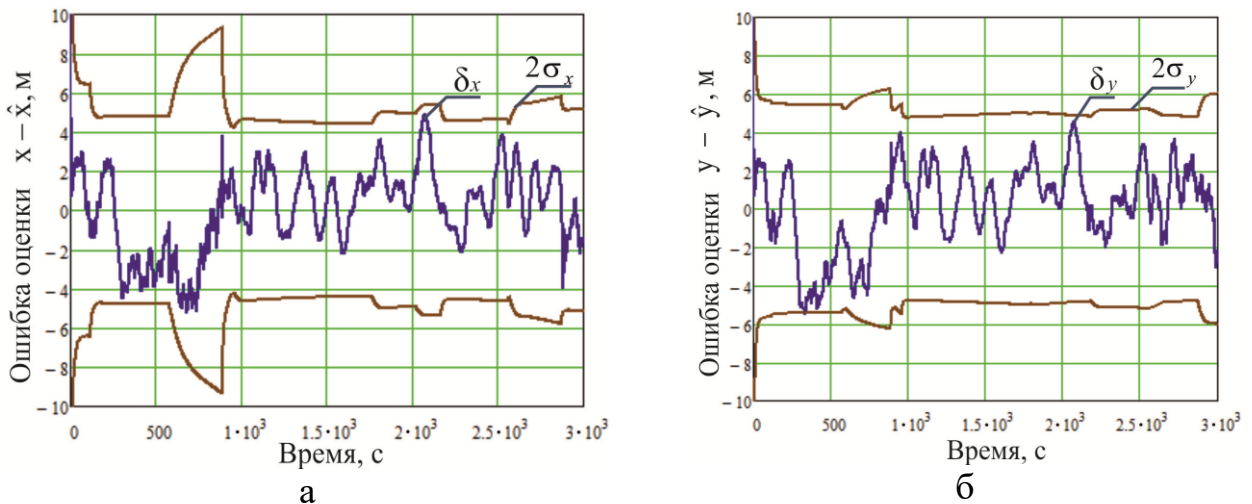


Рисунок 4.14 – Ошибка оценки координаты x – а, и ошибка оценки координаты y – б, полученные на выходе ФК соответствии модельных и фактических значений СКО шумов наблюдений

На графиках рис. 4.14 видно, что при совпадении расчётных и фактических значений СКО шумов наблюдений при реализации классического РФК фактические ошибки оценки координат ВС находятся в «коридоре» расчётных значений максимальной погрешности $2\sigma_x$.

На рисунках 4.15, а и б показаны графики фактических ошибок оценивания $\delta_x = x - \hat{x}$ и $\delta_y = y - \hat{y}$ и расчётных значений максимальных погрешностей $2\sigma_x$ и $2\sigma_y$ по координатам x и y , сформированные РФК. Данные результаты соответствуют

ситуации, когда реальная интенсивность шума наблюдения превышает расчётное значение в 6 раз, при этом численные значения ошибок $\delta_x = x - \hat{x}$ и $\delta_y = y - \hat{y}$ превышают их расчётные значения $2\sigma_x$ и $2\sigma_y$, т.к. корреляционная матрица шумов наблюдений не соответствует действительной интенсивности шумов.

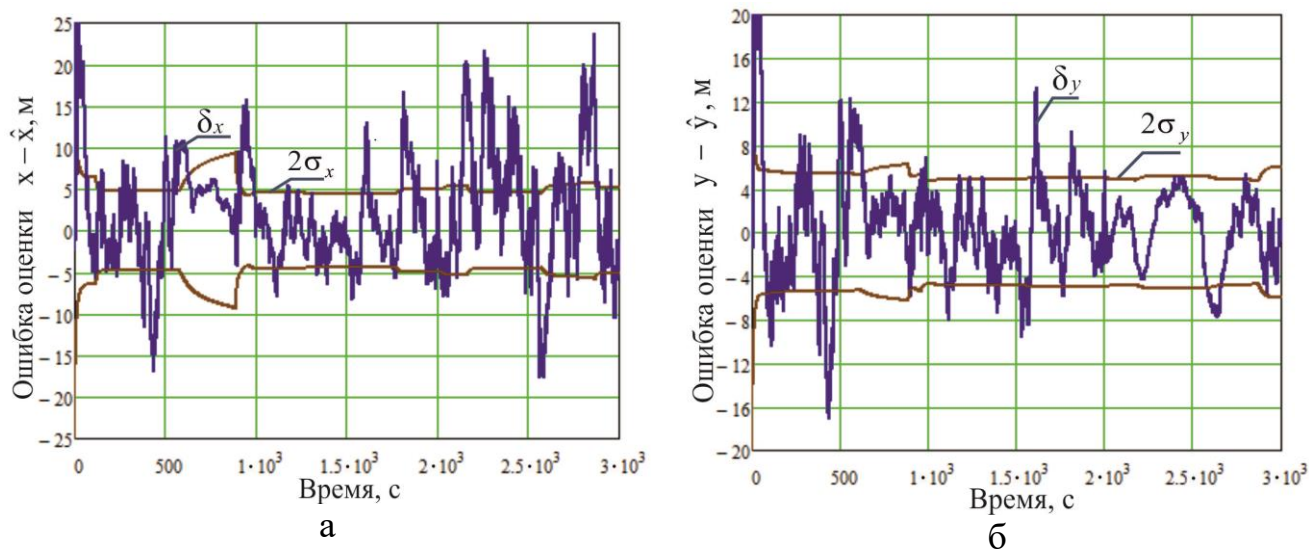


Рисунок 4.15. Ошибка оценки координаты x – а, и ошибка оценки координаты y – б, полученные на выходе РФК при расходимости

Анализ представленных на рис. 4.15, а и б результатов показывает, что в случае несоответствия корреляционной матрицы шумов наблюдений действительной интенсивности шумов процесс оценивания РФК будет расходящимся, т. е. фактическая погрешность оценки навигационных параметров превышает предельную.

На рисунках 4.16, а и б показаны графики ошибок оценок и расчётных значений максимальных погрешностей, полученных в алгоритме АРФК для оценки координат в ИИССН с последующей выдачей этих значений в СТУ.

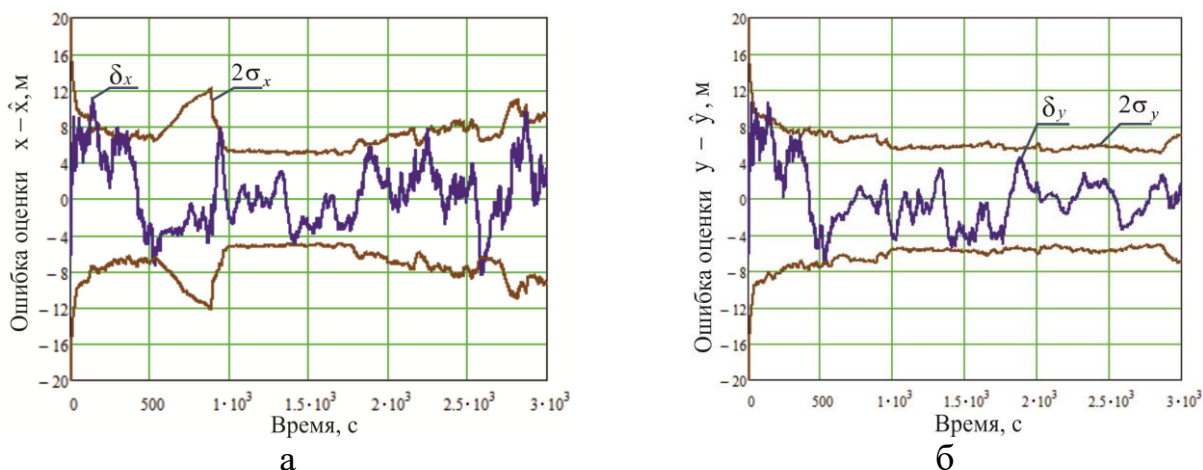


Рисунок 4.16 – Ошибка оценки координаты x – а, и ошибка оценки координаты y – б, полученные на выходе АРФК в случае отличия модельных и фактических значений СКО шумов наблюдений

Зависимости значений курса ВС от времени при моделировании различных сценариев приведены на рис.4.17, а: кривая 1 – оценка курса ВС при реализации сценария №1, кривая 2 – оценка курса ВС при реализации сценария № 2; кривая 3 – оценка курса ВС при реализации сценария №3; кривая 4 – заданный курс ВС. На рис. 4.17, б приведены ошибки измерения курса ВС для моделируемых сценариев: кривая 1 соответствует сценарию №1; кривая 2 – сценарию № 2; кривая 3 – сценарию №3.

Анализ результатов, представленных на рис. 4.17, а и б показывает, что в случае соответствия фактических и модельных значений интенсивности шума измерений (сценарий № 1) в ИИССН достигается высокая точность оценки курса ВС. При увеличении интенсивности шума измерений наблюдается увеличение погрешности оценки курса (сценарий № 2). Требуемую точность оценки курса ВС возможно достичь при использовании в СТУ выходной информации БИНС и ГНСС путём реализации адаптивного алгоритма оценки параметров траекторного движения (сценарий № 3).

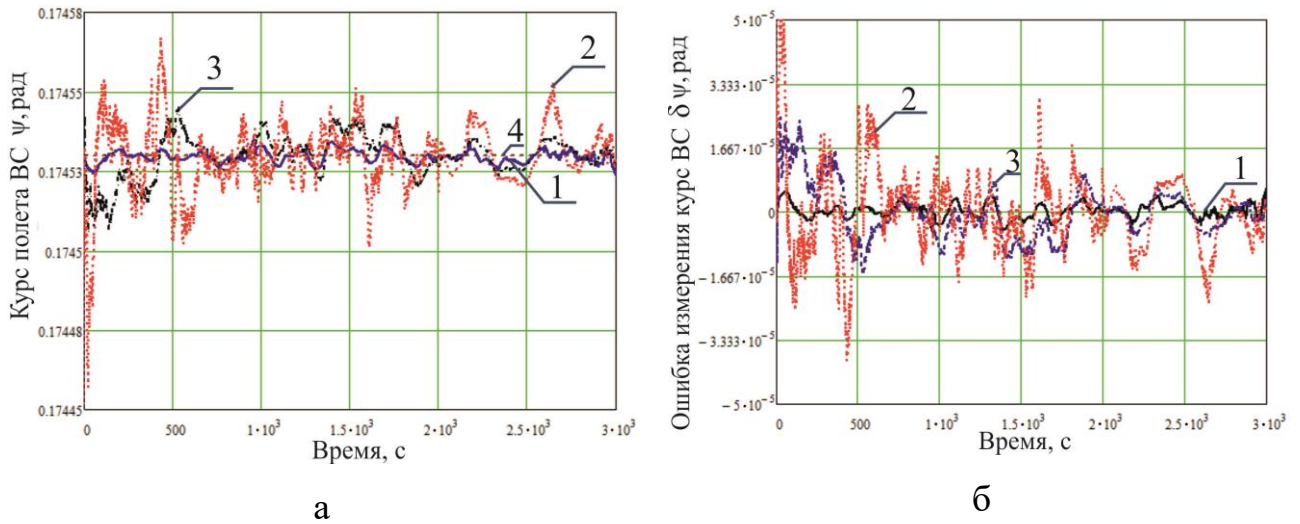


Рисунок 4.17 – Динамика значений и ошибок измерений курса полета ВС для сценариев 1-3: курс полета ВС – а; ошибки измерения курса полета ВС – б. На графиках: 1 – сценарий №1; 2 – сценарий №2; 3 – сценарий №3; 4 – заданный курс.

На рис. 4.18, а представлены графики фактической дисперсии ошибки оценки курса ВС, полученные при статистическом моделировании процессов оценивания классического и адаптивного РФК для сценариев № 1–3. На рис. 4.18, б приведены графики СРО определения МП ВС в главной диагонали корреляционной матрицы ошибок оценивания классического и адаптивного РФК.

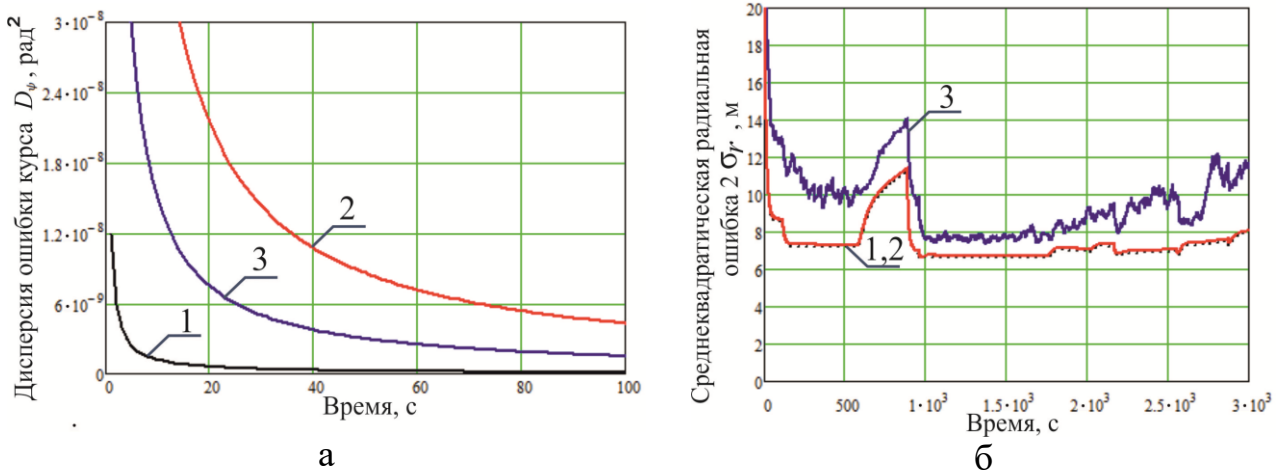


Рисунок 4.18 – Точностные характеристики оценки навигационных параметров для моделируемых сценариев №№ 1-3: фактическая дисперсия ошибки оценки курса – а; СРО определения МП – б.

На графиках: 1 – сценарий №1; 2 – сценарий №2; 3 – сценарий №3

Сравнительный анализ представленных результатов показывает, что применение адаптивных методов фильтрации в ИИССН параметров траекторного движения позволяет повысить точность выдерживания заданного маршрута полёта. Применение АРФК обеспечивает устойчивость процесса фильтрации и позволяет уменьшить дисперсию ошибки оценки курса в 1,9 раза по сравнению с классическим алгоритмом (графики 2 и 3 рис. 4.18, а), что приводит к повышению точности оценки параметров траекторного движения. При увеличении интенсивности шума измерений в 6 раз достигнут выигрыш по точности определения местоположения ВС более чем в 1,9 раза по сравнению с классическим алгоритмом.

Таким образом, в условиях флуктуации ионосферной погрешности псевдодальномерных измерений в ИИССН алгоритм АРФК обеспечивает требуемые значения точностных характеристик путём адаптации корреляционной матрицы шумов наблюдений.

Более достоверная оценка точности выдерживания ЛЗП может быть получена с определением среднего линейного бокового отклонения $m_{\Delta z}$ при моделировании полёта с оценкой параметров траекторного движения на основе алгоритмов РФК и АРФК. Результаты определения СКП плановых координат и $m_{\Delta z}$ приведены в таблице 4.1.

Таблица 4.1 – Результаты определения СКП плановых координат

СКП, м	Координата x	Координата y	Среднее линейное боковое отклонение $m_{\Delta z}$
РФК	16,724	15,372	22,576
АРФК	6,831	5,806	8,965
Повышение точности	9,893	9,566	13,611

На основе данных представленных в таблице 4.1 определен выигрыш в точности выдерживания заданного маршрута полета для заданных исходных данных, который составил порядка 10 м или 59 %.

Сравнительный анализ полученных результатов с требованиями к точности навигационного обеспечения, приведенных в таблице 1.1 показал, что реализация разработанных алгоритмов позволит обеспечить требуемую точность навигационных определений при выполнении полетов в зоне аэродрома.

На рисунке 4.19, представлены результаты моделирования полёта маршрутным способом с учётом бокового отклонения при реализации алгоритмов КОНИ по оценке координат в ИИССН на основе классического и адаптивного алгоритмов.

На рисунке 4.19 обозначено: 1-линия заданного пути, 2, 3 - результаты моделирования маршрутного полёта с боковым отклонением при использовании измерений РФК и АРФК, соответственно. Из рисунка 4.19 видно, что чем больше дисперсия погрешностей оценки параметров траекторного движения, тем меньше точность выдерживания маршрута.

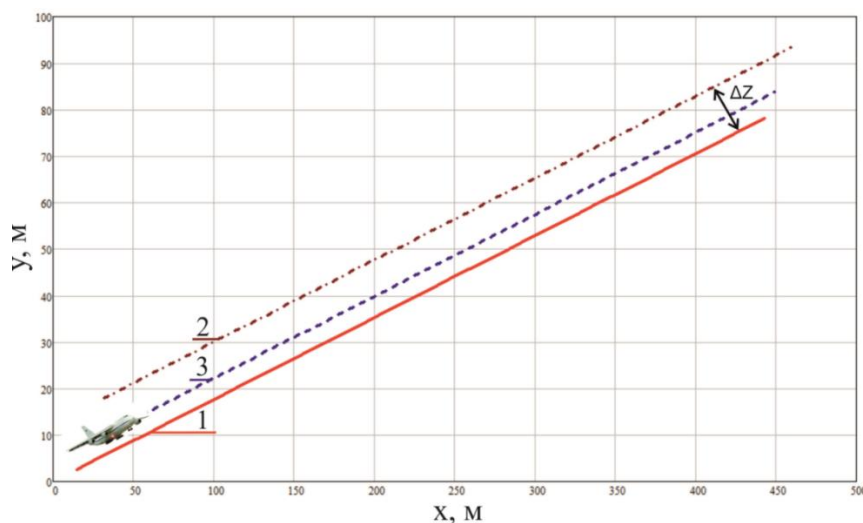


Рисунок 4.19 – Траектории полета и отклонение от ЛЗП при реализации классического и адаптивного алгоритмов в ИИССН

Таким образом, результаты моделирования показали, что алгоритм АРФК обеспечивает наилучшие точностные характеристики в условиях флуктуации ионосферной погрешности псевдодальномерных измерений. При изменении СКО наблюдений в 6 раз выигрыш в точности по сравнению с

классическим алгоритмом составил 2 раза. Тем самым повышается точность выдерживания заданного маршрута полета в условиях априорной неопределенности интенсивности шумов наблюдений.

Исследование точностных характеристик при аномальных условиях навигационных определений ИИССН проводилось для сценария, когда при воздействии помехи в решении навигационной задачи используется 3 НКА и реальная интенсивность шумов в 3 раза превышает модельные значения. На рисунке 4.20 представлены результаты исследований.

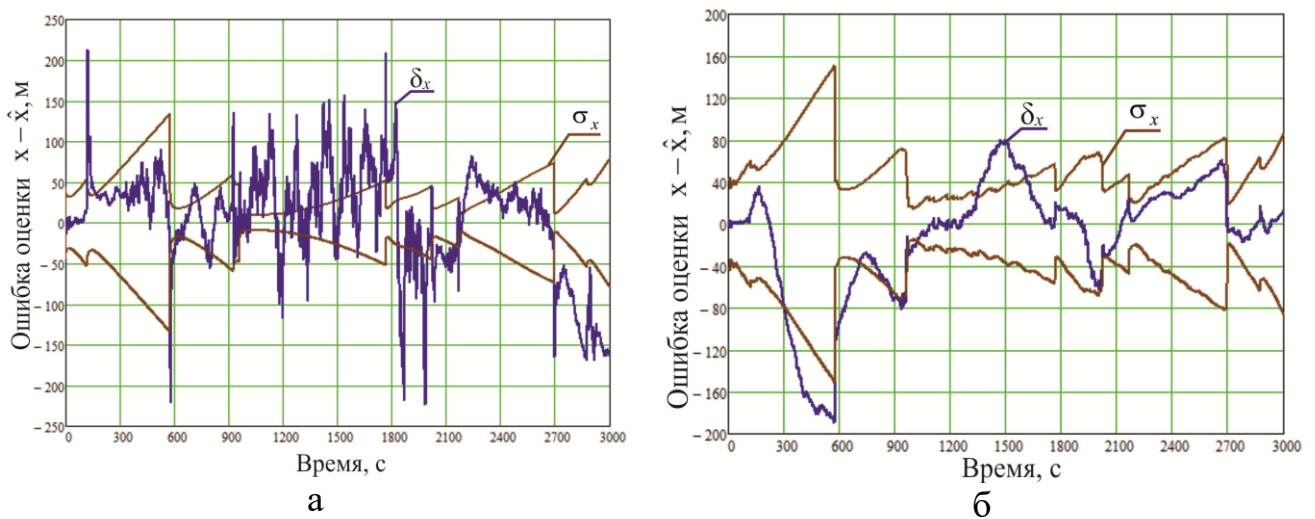


Рисунок 4.20 – Ошибка оценки координаты x на выходе стандартного алгоритма – а, и ошибка оценки координаты x на выходе адаптивного алгоритма – б, при аномальных условиях навигационных определений

В таблице 4.2 приведены точностные характеристики исследуемых алгоритмов и результаты анализа степени соответствия предъявляемым требованиям.

Таблица 4.2 – Точностные характеристики алгоритмов

	СКП, м	Требуемая точность при полете в районе аэродрома, СКП, м	Соответствие предъявляемым требованиям
РФК	214,539	200	Не соответствует
АРФК	171,942	200	Соответствует
Повышение точности	42,597	19,86 %	

На основе данных представленных в таблице 4.2 определен выигрыш в точности оценки координат в аномальных условиях навигационных определений, который для заданных исходных данных составил 42,597 м и 19,86 %.

На рисунке 4.21, представлены результаты моделирования полёта маршрутным способом с учётом бокового отклонения при реализации алгоритмов КОНИ по оценке координат в ИИССН на основе классического и адаптивного алгоритмов при аномальных условиях навигационных определений.

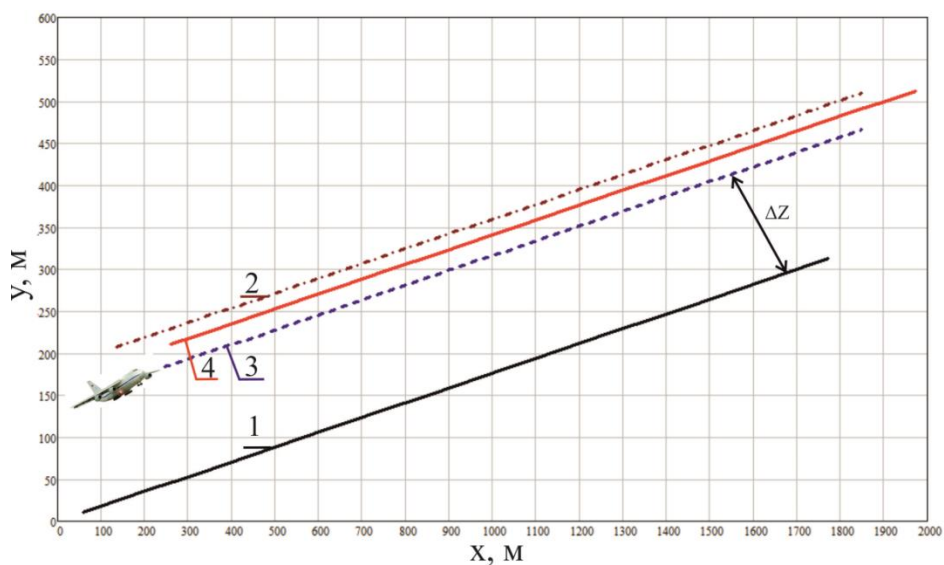


Рисунок 4.21 – Траектории полёта и отклонение от ЛЗП при реализации классического и адаптивного алгоритмов в ИИССН

На рисунке 4.21 обозначено: 1-линия заданного пути; 2, 3 - результаты моделирования маршрутного полёта с боковым отклонением при использовании классического и адаптивного алгоритмов, соответственно; 4-линия, требуемая СКП равной 200 м, соответственно. Очевидно, что чем больше дисперсия погрешностей оценки параметров траекторного движения, тем меньше точность выдерживания маршрута.

Сравнительный анализ результатов исследований показал, что использование адаптивного алгоритма позволило уменьшить на 42,6 м или 19,9 % боковое отклонение от ЛЗП по сравнению с традиционным алгоритмом при аномальных условиях навигационных определений. Характеристики ИИССН при реализации адаптивной комплексной обработки навигационной информации в

моделируемых условиях эксперимента удовлетворяют требованиям руководящих документов к точности определения МП ВС при полете в районе аэродрома в отличии от неадаптивного алгоритма.

Таким образом, применение предложенного алгоритма позволяет повысить точность оценки координат ВС в ИИССН при аномальных условиях навигационных определений.

4.4. Разработка практических рекомендаций по применению синтезированных алгоритмов в вычислителях интегрированных инерциально-спутниковых систем навигации

Для обеспечения технологической независимости и повышения доли отечественного оборудования на ВС российского производства устанавливается БИНС-2015, которую разработал Московский институт электромеханики и автоматики, входящий в концерн «Радиоэлектронные технологии» (КРЭТ) «Ростеха». Навигационная система БИНС-2015 обеспечивает:

- формирование и выдачу автономной пилотажно-навигационной информации;
- формирование и выдачу интегрированной с СНС гибридной навигационной информации.

Система выполнена в виде герметичного моноблока, содержащего блок чувствительных элементов и вычислитель. В состав БИНС-2015 входит блок инерциальный информационный БИИ-11, рама монтажная РМ-80, модуль конфигурационный МК-2015 представленный на рисунке 4.22.



Рисунок 4.22 – Составные части системы БИНС-2015

В системе реализован ряд новых научно-технических и конструктивных решений, за счет которых удалось существенно уменьшить габаритно-массовые характеристики, и при этом обеспечить требуемые точностные характеристики соответствующие современным иностранным системам. Точностные характеристики БИНС-2015 приведены в таблице 4.3.

Таблица 4.3 – Точностные характеристики БИНС-2015

Автономный канал	
Погрешность определения географических координат, км	3,7
Погрешность определения путевой скорости и ее составляющих м/с	4
Погрешность определения углов. град.: крен, тангаж, курс	0,1 0,05+0,025 t
Гибридный канал	
Погрешность определения географических координат, при значении геометрического фактора не более трех и числе рабочих спутников не менее 4, м	100

В отчете Московского института электромеханики и автоматики (одного из участников создания БИНС-2015) было указано, что система является

перспективным направлением исследований и разработок на период 2012—2014 годов и «предназначена для применения на самолете МС-21 и для импортозамещения на самолете SSJ-100».

Разработанные в диссертации алгоритмы предлагается реализовать на программном уровне в вычислителе БИНС-2015, который реализует комплексную обработку информации. В соответствии с таблицей 4.3, в которой приведены точностные характеристики БИНС-2015, в гибридном режиме работы погрешность определения географических координат, при значении геометрического фактора не более 3 и числе рабочих спутников не менее 4 составляет 100 м. При этом разработанные в диссертации алгоритмы позволяют выполнять навигационно-временные определения при числе рабочих спутников меньше 4.

Алгоритмы комплексной обработки информации, представленные в диссертации, предлагается реализовать в вычислительной системе самолетовождения ВСС-100, которая предназначена для формирования и выдачи экипажу информационных и управляющих сигналов, необходимых для четырехмерной зональной навигации, с выдачей сигналов управления в систему автоматического управления (САУ) по данным автономных и радиотехнических средств навигации [54].

ВСС-100 является двухканальной, в её состав входят многофункциональный пульт управления CDU-6200 и бортовой цифровой вычислитель ВЦ-3. Взаимодействие экипажа с бортовыми вычислителями ВСС ВЦ-3 осуществляется с рабочих мест летчиков через многофункциональный пульт управления (МФПУ) (рисунок 4.25) [54].

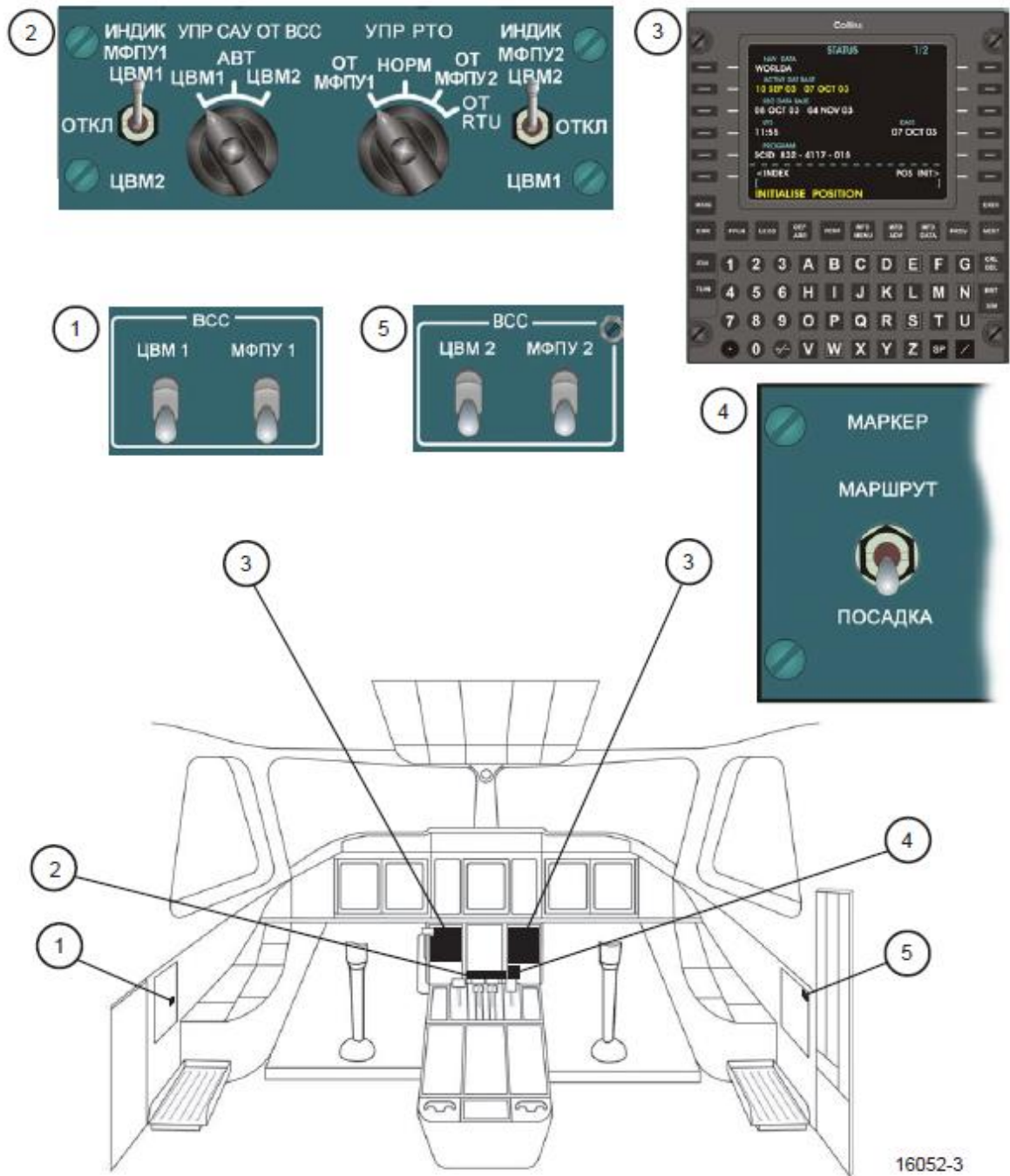


Рисунок 4.23 – Органы управления и контроля ВСС

Бортовой цифровой вычислитель ВЦ-3 предназначен для обработки по запрограммированным алгоритмам навигационной информации, получаемой от бортового оборудования, выполнения навигационных расчетов, формирования и выдачи данных в бортовые устройства. Схема связей ВСС-100 представлена на рисунке 4.26.

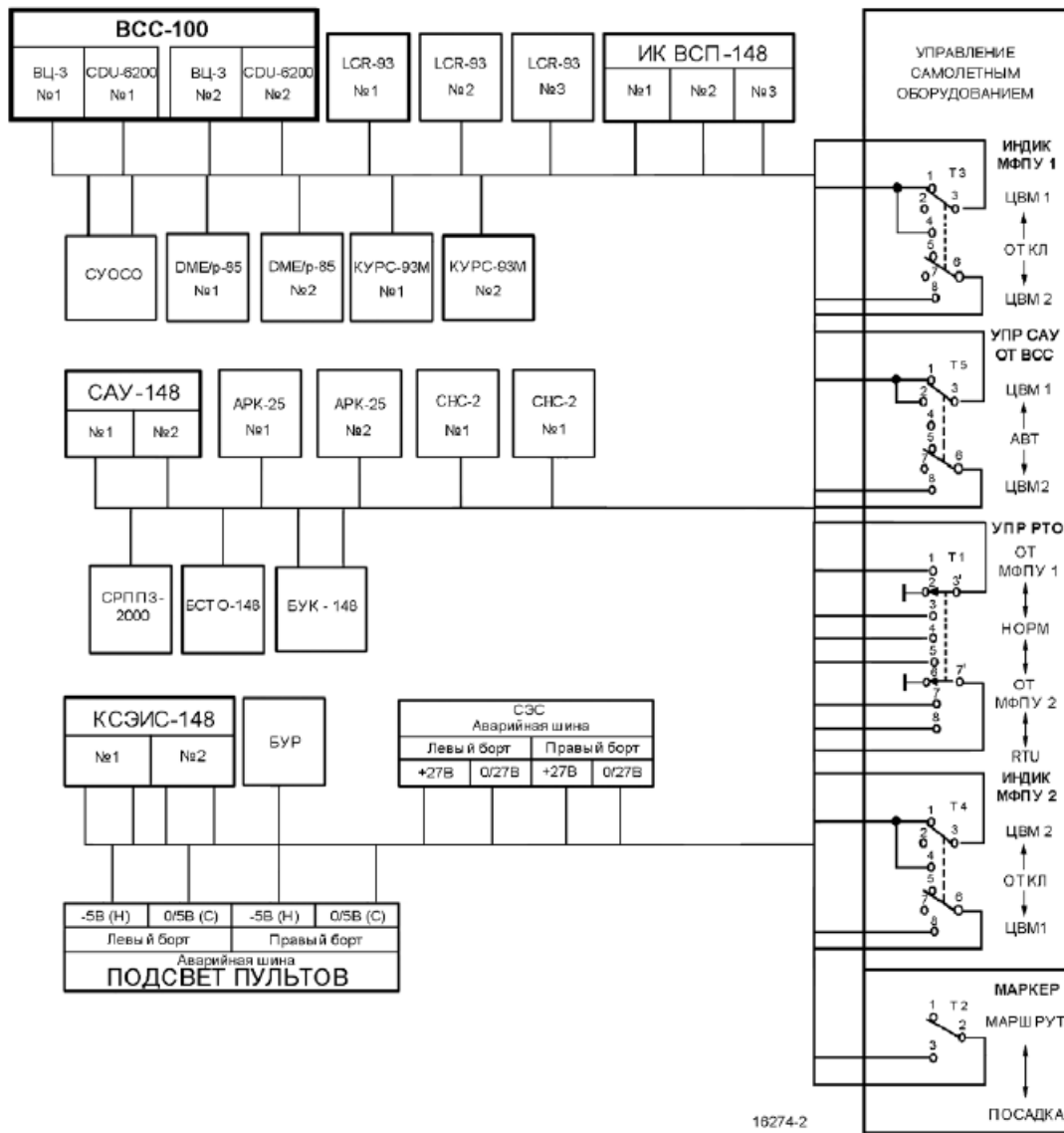


Рисунок 4.24 – Схема связей ВСС

В состав БПНК входит инерциальная курсовертикаль LCR-93 (ИКВ) — это тип бесплатформенной инерциальной системы навигации, применяемой в авиации, которая сочетает в себе функции определения курса (курсовертикаль) и высоты/вертикального положения, используя точные гироскопы и акселерометры для обеспечения высокоточной навигации даже при временной потере сигналов GPS/ГЛОНАСС. Эта система помогает самолетам или вертолетам поддерживать ориентацию и положение, предоставляя данные для БПНК.

Информация, поступающая от датчиков сопряженных систем и комплексов обрабатывается в соответствии с алгоритмами, заложенными в ВЦ (1 и 2).

Программирование маршрута полета осуществляется на земле вводом в память ВЦ необходимых навигационных данных.

Внедрение предложенных алгоритмов оценки навигационных параметров и управление траекторией полета в бортовом цифровом вычислителе ВЦ-3 ВСС-100 позволит уменьшить боковое отклонение от ЛЗП с признаком левое (L) или правое (R), значение которого выраженное в морских милях отображается на многофункциональном индикаторе (рис. 4.27).



Рисунок 4.25 – Индикация навигационных параметров

Кроме того, применение разработанных алгоритмов позволит уменьшить погрешность определения МП ВС. На рисунке 4.28 выделен фрагмент экрана индикатора на котором продемонстрировано сравнение погрешности определения ТКСМ с заданным значением требуемых навигационных характеристик (RNP).



Рисунок 4.26 – Индикация погрешности определения МП ВС

Существующее программное обеспечение ВСС-100 предполагает коррекцию МП по данным СНС в ручном режиме путем нажатия соответствующей клавиши, как показано на рисунке 4.29. При этом координаты ТКМС определенные по данным СНС будут занесены и отображены в соответствующей строке. Внедрение предложенных алгоритмов комплексной обработки навигационной информации БИНС и ГНСС для оценки параметров траекторного движения позволят автоматически индцировать значения географических координат рассчитанные в цифровом вычислителе ВСС.



Рисунок 4.27 – Коррекция МП ВСС по данным СНС

Приведены практические рекомендации по внедрению предложенных алгоритмов комплексной обработки навигационной информации для определения навигационных параметров в цифровом вычислителе ВСС.

В работе показано, что внедрение разработанных алгоритмов позволит повысить точность оценки параметров траекторного движения при аномальных условиях навигационных определений и автоматически индицировать на экране МФПУ значения географических координат рассчитанные в цифровом вычислителе ВСС. Кроме того, разработанные алгоритмы могут быть успешно применены в программно-математическом обеспечении систем интегрированных навигационных систем, устанавливаемых на БВС.

Выводы по главе 4

1. Применение в ПНК ИИССН на основе БИНС и ГНСС повышает информационную избыточность навигационно-временных определений ВС. В современных условиях развития технологий эффективным способом практической реализации совместной обработки навигационной информации БПСН и БИНС является способ комплексирования с высоким уровнем интеграции. Реализация ФК для оценки погрешностей датчиков навигационной информации позволяет повысить точность оценки навигационных параметров полета ВС. Для реализации комплексной обработки информации в специализированных навигационных процессорах ИИССН используются различные варианты ФК, уравнения которого формируются на основе априорной информации о динамике погрешностей БИНС, БПСН, интенсивности шумов наблюдений, конфигурации источников навигационной информации и т.д.).

2. Синтезирован алгоритм комплексной обработки навигационной информации БИНС и ГНСС на основе дискретного РФК. Алгоритмы РФК дают хорошие результаты при соответствии расчетных и фактических значений дисперсий шумов измерений. Разброс погрешностей измерения задержки времени распространения сигнала приводит к неопределенности шумов наблюдений и отличию фактических значений уровня шумов измерений от модельных. Показано, что в условиях априорной неопределённости статистических характеристик шумов псевдодальномерных измерений ГНСС вариации ионосферной задержки сигнала приводят к расходимости процесса фильтрации.

3. Эффективным способом решения проблемы расходимости является применение адаптивного алгоритма, осуществляющего коррекцию параметров фильтра в зависимости от изменений реальной помеховой обстановки. Для повышения точности и стабильности оценки навигационных параметров ВС достигается в навигационном вычислителе ИИССН предложено реализовать

адаптивный алгоритм комплексной обработки информации, отличительной особенностью которого, является способность функционировать при аномальных условиях навигационных определений. При этом адаптивный алгоритм отличается от классического процедурой расчета корреляционной матрицы ошибок оценивания и определения матричного коэффициента усиления. В работе приведены структурная схема и основные математические соотношения для реализации комплексирования БИНС и БПСН на базе АРФК, применение которого приводит к снижению ошибки оценки координат и составляющих скорости за счет адаптивной настройки корреляционной матрицы шумов наблюдений.

4. Приведенные результаты имитационного моделирования сигналов и процессов комплексной обработки информации демонстрируют работоспособность предложенного подхода к построению ИИССН и реализации комплексной обработки информации на основе адаптивных методов фильтрации. Показано, что АРФК позволяет повысить точность оценки вектора состояния системы за счет настройки корреляционной матрицы шумов наблюдений. Анализ полученных результатов демонстрируют эффективную способность подавления шумов измерений при использовании адаптивного алгоритма по сравнению с классическим. В условиях априорной неопределённости шумов псевдодальномерных ГНСС-измерений применение адаптивных методов фильтрации позволяет повысить точность оценивания навигационных параметров ИИССН в сравнении с классическими методами оценивания. Анализ полученных результатов показал, что точность определения параметров траекторного движения ВС находится на теоретически ожидаемом уровне, что доказывает эффективность предлагаемого подхода.

5. Системы траекторного управления позволяют наиболее точно выполнять полет по заданному маршруту полета в условиях воздействия на бортовые навигационные системы различных возмущений. В работе синтезирован алгоритм управления траекторией полёта ВС на основе адаптивной комплексной оценки навигационных параметров. Отличительной особенностью предложенного

алгоритма является возможность учёта измеряемых возмущений в формируемом сигнале управления, при отсутствии необходимости в расширении вектора состояния и решении сложной двухточечной краевой задачи.

6. Приведены результаты статистического моделирования и исследования точностных характеристик предложенных алгоритмов. Определено, что использование в адаптивных подсистемах алгоритмов оценивания обновляющей последовательности позволяет получить нерасходящуюся оценку фильтруемого процесса при аномальных условиях навигационных определений. Применение разработанного алгоритма позволяет устранить эффект расходимости и повысить точность выдерживания заданного маршрута полёта по сравнению с классическим РФК в условиях априорной неопределённости вероятностных характеристик шумов наблюдений.

7. Анализ полученных результатов показал, что реализация алгоритма оценки параметров траекторного движения на основе методов адаптивной фильтрации в рамках комплексной обработки навигационной информации при управлении траекторией полета ВС позволяет уменьшить отклонение фактической траектории полета от линии заданного пути обеспечив выигрыш в точности по сравнению с классическим неадаптивным алгоритмом. Предложенный в работе подход позволяет для принятых исходных данных в 1,9 раза повысить точность управления траекторией полёта ВС на основе методов адаптивной фильтрации навигационных параметров в условиях вариации ошибок псевдодальномерных измерений.

8. Путем сравнительного анализа результатов исследований определено, что повышение точности оценки параметров траекторного движения при аномальных условиях навигационных определений за счёт использования адаптивного алгоритма составило 42,6 м или 19,9 % по сравнению с классическим алгоритмом. Характеристики ИИССН при реализации адаптивной комплексной обработки навигационной информации в моделируемых условиях эксперимента удовлетворяют требованиям к точности определения МП ВС при полете в районе аэродрома в отличии от неадаптивного алгоритма.

9. Вид записи закона управления с добавлением индекса «адапт» к адаптивной оценке вектора состояния $\hat{\mathbf{x}}_{\text{адапт}}(k)$ является оригинальной авторской идеей формы записи выражения для оптимального управления, тем самым подчеркивая факт применения адаптивного алгоритма оценивания параметров траекторного движения при аномальных условиях навигационных определений.

10. В работе показано, что внедрение разработанных алгоритмов позволит повысить точность оценки параметров траекторного движения при аномальных условиях навигационных определений и автоматически индицировать географические координаты, определенные в цифровом вычислителе ВСС. Приведены практические рекомендации по внедрению предложенных алгоритмов комплексной обработки навигационной информации в цифровом вычислителе ВСС для определения навигационных параметров. Разработанные алгоритмы могут быть успешно применены в программно-математическом обеспечении систем интегрированных навигационных систем, устанавливаемых на БВС.

Заключение

В диссертационной работе представлено решение актуальной научной задачи разработки методов и алгоритмов определения местоположения и управления траекторией полета воздушных судов на основе адаптивной комплексной обработки информации в интегрированных инерциально-спутниковых системах навигации при аномальных условиях навигационных определений.

Основные результаты и выводы:

1. Проведены экспериментальные исследования погрешностей определения координат приемников спутниковой навигации в реальных условиях эксплуатации. Рассмотрены вероятностные характеристики погрешностей, построены эмпирические плотности вероятностей и эллипсы погрешностей.

2. Представлены результаты исследования влияния помех на функционирования ПСН методами натурального и полунатурного моделирования с помощью специализированной экспериментальной установки, в составе имитатора сигналов спутников, формирователя помех, ГНСС-приемника и ПЭВМ. Анализ экспериментальных данных показал, что при постановке помех ГНСС возникают аномальные условия навигационных определений, когда происходит срыв слежения и количество НКА в решении задачи определения МП меньше 4-х.

3. Показано, то помеха на частоте ГЛОНАСС 1,602 ГГц и уровне мощности 12 дБмВт не приводит к блокировке приемника, т. к. решение навигационной задачи осуществляется системой GPS. В то же время при повышении мощности помехи до 20 дБмВт на частоте ГЛОНАСС сигналы всех НКА GPS были подавлены. Полученные экспериментальным путем численные значения уровней мощности позволяют определить границы применения алгоритмических методов коррекции навигационных определений при воздействии помех.

4. На основе анализа результатов экспериментальных исследований обосновано применение интегрированных инерциально-спутниковых систем

навигации с адаптивной обработкой информации для обеспечения требуемой точности и непрерывности оценки параметров траекторного движения ВС при аномальных условиях навигационных определений.

5. Синтезирован алгоритм комплексной обработки навигационной информации в ИИССН на основе расширенного фильтра Калмана, оцениваемыми параметрами которого являются ошибки навигационных измерителей. Отличительной особенностью предложенного алгоритма является модификации на основе метода квадратного корня применительно к обновляющей последовательности классического алгоритма дискретного расширенного фильтра Калмана для повышения точности оценки параметров траекторного движения. Анализ результатов исследований показывает, что реализация разработанного алгоритма в ИИССН позволяет обеспечить непрерывность оценки параметров траекторного движения при аномальных условиях навигационных определений.

6. Разработан алгоритм управления траекторией полета БВС для выдерживания заданного маршрута полета при наличии внешних возмущений по критерию минимума отклонения управляемой траектории относительно требуемой. Предложенный алгоритм отличается от известных ранее реализацией процедуры идентификации параметров информационно-управляющей системы, когда отсутствует априорная информация о действующих возмущениях и помехах. Добавление процедуры идентификации позволяет повысить точность выдерживания заданного маршрута полета при аномальных условиях навигационных определений. Методами имитационного статистического моделирования проведено исследование точностных характеристик при различных конфигурациях ИНИ и подтверждена целесообразность внедрения предлагаемого подхода при отслеживании заданной траектории полета в ожидаемых условиях эксплуатации.

7. Синтезирован алгоритм комплексной обработки информации в интегрированной инерциально-спутниковой системе навигации на основе адаптивного расширенного фильтра Калмана. Показано, что адаптивный алгоритм позволяет повысить точность оценки вектора состояния системы за счет настройки

корреляционной матрицы шумов наблюдений. Анализ полученных результатов показал, что в условиях априорной неопределённости шумов псевдодальномерных ГНСС-измерений применение адаптивного алгоритма по сравнению с классическим позволяет повысить точность оценивания навигационных параметров, тем самым демонстрируя эффективную способность подавления шумов наблюдений. Анализ полученных результатов показал, что точность определения параметров траекторного движения ВС находится на теоретически ожидаемом уровне, что доказывает эффективность предлагаемого подхода.

8. Разработан алгоритм управления траекторией полета воздушного судна на основе адаптивного оценивания навигационных параметров. Показано, что реализация алгоритма оценки параметров траекторного движения на основе методов адаптивной фильтрации позволяет уменьшить отклонение траектории полёта относительно линии заданного пути в условиях априорной неопределённости вероятностных характеристик шумов наблюдений.

9. Анализ результатов моделирования и исследований показывает, что применение адаптивного алгоритма в рамках комплексной обработки навигационной информации позволяет и уменьшить отклонение фактической траектории от заданной, благодаря повышению точности оценки параметров траекторного движения по сравнению со стандартным алгоритмом. Предложенный в работе подход позволяет для принятых исходных данных в 2 раза повысить точность управления траекторией полёта ВС на основе методов адаптивной фильтрации навигационных параметров в условиях вариации ошибок псевдодальномерных измерений за счёт адаптации корреляционной матрицы шумов наблюдений при вариации интенсивности шумов.

10. На основе анализа результатов исследований определено, что по сравнению с традиционным алгоритмом фильтра Калмана с фиксированным значением дисперсии шума предложенный алгоритм с адаптацией к изменяющимся параметрам шумов снижает боковое отклонение от ЛЗП на 42,6 м или 19,9 % при аномальных условиях навигационных определений. При реализации адаптивной комплексной обработки навигационной информации

моделируемых условиях эксперимента характеристики ИИССН удовлетворяют требованиям к точности определения МП ВС при полете в районе аэродрома в отличие от неадаптивного алгоритма. Таким образом, применение предложенного алгоритма позволяет повысить точность оценки координат ВС в ИИССН при аномальных условиях навигационных определений.

11. Разработан программный комплекс для формирования аддитивной смеси полезного сигнала, помехи, шума и исследования характеристик помехоустойчивости приемного устройства РНС с возможностью демонстрации сигналов на выходах структурных элементов схемы позволяет наглядно оценить влияние шумов и помех на качество обработки полезного сигнала в приемном тракте РНС. Алгоритмическое обеспечение программного комплекса позволяет автоматизировать процесс расчета численных вероятностных характеристик помехоустойчивости приемного тракта РНС при проведении имитационного математического моделирования.

12. Выполнена оптимизация алгоритмов комплексной обработки навигационной информации и управления траекторией полета в условиях воздействия шумов, что обеспечивает возможность их реализации для повышения эффективности функционирования ИИССН в ожидаемых условиях эксплуатации. Разработаны практические рекомендации по внедрению предложенных алгоритмов комплексной обработки навигационной информации в цифровом вычислителе ВСС, что позволит повысить точность оценки параметров траекторного движения при аномальных условиях навигационных определений и автоматически индицировать географические координаты экипажу.

Таким образом, результаты диссертационных исследований предполагается внедрить в интеллектуальных транспортных системах, в вычислительных системах самолетовождения и специализированных навигационных вычислителях интегрированных инерциально-спутниковых системах навигации. Полученные в работе результаты могут быть использованы в научно-производственных комплексах, которые специализируются на создании новых образцов интегрированных инерциально-спутниковых систем навигации.

Список сокращений и условных обозначений

- АЗН-В – радиовещательное автоматическое зависимое наблюдение
- АНС – аэронавигационная система
- АРФК – адаптивный расширенный фильтр Калмана
- БВС – беспилотное воздушное судно
- БГШ – белый гауссовский шум
- БИНС – бесплатформенная инерциальная навигационная система
- БПНК – бортовой пилотажно-навигационный комплекс
- БПСН – бортовой приемник спутниковой навигации
- ВК – вычислительный комплекс
- ВОГ – волоконно-оптический гироскоп
- ВС – воздушное судно
- ВСС – вычислительная система самолетовождения
- ВЦ – вычислитель цифровой
- ГНСС – глобальная навигационная спутниковая система
- ДБГШ – дискретный белый гауссовский шум
- ДУС – датчик угловых скоростей
- ИИССН – интегрированная инерциально-спутниковая система навигации
- ИКВ – инерциальная курсовертикаль
- ИНИ – источники навигационной информации
- ИСНС – инерциально-спутниковых систем навигации
- ИУС – информационно-управляющая система
- КОНИ – комплексная обработка навигационной информации
- ЛЗП – линия заданного пути
- МВ – метки времени
- МП – местоположение
- МФПУ – многофункциональный пульт управления

НАП – навигационная аппаратура потребителей
НВО – навигационно-временные определения
НКА – навигационный космический аппарат
НС – наземная станция
ПВС – пилотируемое воздушное судно
ПД – псевдодальность
ПСН – приемник спутниковой навигации
РФК – расширенный фильтр Калмана
РНП – радионавигационный параметр
РНС – радионавигационная система
РЭБ – радиоэлектронная борьба
САУ – система автоматического управления
СК – система координат
СКО – среднеквадратическое отклонение
СКП – среднеквадратическая погрешность
СНС – спутниковая навигационная система
СРО – среднеквадратическая радиальная ошибка
СТОУ – статистическая теория оптимального управления
СТУ – система траекторного управления
ТОФ – теория оптимальной фильтрации
ФК – фильтр Калмана
ШВ – шкала времени
GPS – Global Positioning System
ICAO – International Civil Aviation Organization
NDB – Non-Directional Beacon
RNP – Required Navigation Performance
SVF – State-Variable Filter
UTC – Universal Time Coordinated

Список литературы

1. Алгоритмические методы коррекции навигационной информации с использованием спутниковой радионавигационной системы в условиях аномальных измерений / К. Шэнь, Б. И. Шахтарин, К. А. Неусыпин, Д. Т. Нгуен // Радиотехника и электроника. – 2019. – Т. 64, № 1. – С. 31-37. – DOI 10.1134/S003384941901008X. – EDN VTGBMW.

2. **Алешечкин А. М., Ерохин В. В.** Оптимизация траекторий динамических управляемых объектов в интегрированной системе навигации на основе инерциальных и спутниковых технологий // Гироскопия и навигация. – 2016. – Т. 24, № 2(93). – С. 3-19. – <https://doi.org/10.17285/0869-7035.2016.24.2.003-019>.

3. **Антонов Д. А., Жарков М. В., Кузнецов И. М.** Определение навигационных параметров беспилотного летательного аппарата на базе фотоизображения и инерциальных измерений // Труды МАИ. – 2016. – № 91. – С. 14.

4. **Афанасьев В. Н., Колмановский В.Б., Носов В.Р.** Математическая теория конструирования систем управления // . – Изд. 3-е, исправленное и дополненное – М.: Высшая школа, 2003. – 615 с.

5. **Ахмедов Р.М., Бибутов А.А., Васильев А.В.** Автоматизированные системы управления воздушным движением: Новые информационные технологии в авиации / под ред. С.Г. Пятко и А.И. Красова. – СПб.: Политехника, 2004. – 446с.

6. **Андронов В. Г., Чуев А. А., Князев А. А.** Определение и оценка уровня отклонений беспилотных летательных аппаратов от заданной траектории по изображениям подстилающей поверхности // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. 2022. Т. 12, № 1. С. 129-144.

7. **Арефьев Р. О., Ерохин В. В., Караченцев В. А.** Исследование фактических точностных характеристик приемника спутниковой навигации БПЛА на основе натурального эксперимента // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: Сборник трудов XI Международной научно-практической конференции посвященной празднованию 100-летия конструкторского бюро "Туполев", 55-летия Иркутского филиала МГТУ ГА, 75-летия Иркутского авиационного технического колледжа, Иркутск, 13–14 октября 2022 года. Том 2. – Иркутск: Иркутский филиал федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования "Московский государственный технический университет гражданской авиации", 2022. – С. 8-14.

8. **Августов Л.И., Бабиченко А.В., Сухоруков С.Я., Шкред В.К.** Навигация летательных аппаратов в околоземном пространстве. Под ред. Джанджгавы Г.И. / М.: ООО «Научтехлитиздат», 2015, 592с.

9. **Антонов Д. А., Жарков М. В., Кузнецов И. М.** Определение навигационных параметров беспилотного летательного аппарата на базе фотоизображения и инерциальных измерений // Труды МАИ. – 2016. – № 91. – С. 14.

10. **Арановский С. В., Бардов М.** Метод оптимальной идентификации параметров линейного динамического объекта в условиях возмущения / Проблемы управления. – 2012. – № 3. – С. 35-40

11. **Богданов М. Б., Прохорцов А. В., Смирнов В. А.** Обзор методов комплексирования в интегрированных навигационных системах // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. – 2020. – № 5. – С. 118-126.

12. **Болелов Э.А., Биктеева Е.Б., Матюхин К.Н.** Бортовой пилотажно-навигационный комплекс: учебное пособие – М. : МГТУ ГА, 2017. – 48с.

13. **Барабанов А. Е., Лукомский Ю. А., Мирошников А. Н.** Адаптивная фильтрация при неизвестной интенсивности возмущений и шумов измерений // Автомат. и телемех., 1992, выпуск 11, С. 93–101.

14. **Барабанов А. Е.** Линейная фильтрация с адаптивной подстройкой матриц ковариаций возмущений в объекте и шумов измерения // Автоматика и телемеханика. – 2016. – № 1. – С. 30-49. – EDN VWWUFJ.

15. **Бронштейн И.Н., Семендяев К.А.** Справочник по математике. М., Наука, 1965. - 407 с.

16. **Будаев В. Д., Воробьев В. В., Засухин А. С., Сизиков Д. О.** Метод повышения точности траекторного движения ла за счёт повышения точности определения параметров движения ла с помощью методов оптимальной фильтрации / // Международный научно-исследовательский журнал. – 2024. – № 7(145). – DOI 10.60797/IRJ.2024.145.7. – EDN WUQPFW.

17. **Воронов А. А.** Теория автоматического управления / А. А. Воронов, Д. П. Ким, В. М. Лохин и др.; под ред. А. А. Воронова. – В 2 ч. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. шк., 1986. Ч. 2. Теория нелинейных и специальных систем автоматического управления. – 504 с

18. **Великанова Е. П., Ворошилин Е. П.** Адаптивная фильтрация координат маневрирующего объекта при изменениях условий передачи в радиолокационном канале // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. – 2012. – № 2-1(26). – С. 29-35.

19. **Веремеенко К.К., Желтов С.Ю., Ким Н.В.** Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов. // М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. – 556 с.

20. **Волков Н.М., Иванов Н.Е., Салищев В.А., Тюбалин В.В.** Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС//Зарубежная радиоэлектроника, 1997, № 1.

21. **Воробьев В.В., Фади Заюд, Поляков В.В.** Исследование методов фильтрации в задаче определения координат летательного аппарата в пространстве // Научный вестник МГТУ ГА, Сер. Аэромеханика и прочность. – 2009. –№138. – С. 120–124.

22. **Воробьев В.В., Киселев А. М., Поляков В. В.** Системы управления летательных аппаратов. Учебник для межвузовского использования / под ред. В. В. Воробьева; М.: ВВИА. им. проф. Жуковского Н.Е., 2008. – 202 с.

23. **Воронов Е.М., Репкин А.Л., Савчук А.М., Сычев С.И.** Формирование структуры траекторного управления летательного аппарата и многокритериальной оптимизации ее параметров // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. – 2014. – № 5. – С. 3–39

24. **Воронов Е.М., Карпунин А.А.** Обеспечение траекторной безопасности в задаче облета динамической круговой зоны // Наука и образование. – 2011. – №12. – С. 1–12.

25. **Гончаренко В. И., Лебедев Г. Н., Михайлин Д. А.** Задача оперативной двумерной маршрутизации группового полета беспилотных летательных аппаратов, Известия РАН. Теория и системы управления, 2019, № 1, с. 153–165

26. **ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования** / под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. – 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Радиотехника, 2010. – 800 с.

27. **Дегтярёв А.А., Тайл Ш.** Элементы теории адаптивного расширенного фильтра Калмана // Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. – М., 2003. – № 26. – 35 с.

28. **Дегтярев Г. Л., Ризаев И. С.** Синтез локально-оптимальных алгоритмов управления летательными аппаратами. – М.: Машиностроение, 1991. – 304 с.

29. **Джанджгава, Г. И., Чернодаров А. В** Адаптивно-робастная фильтрация и инерциальная навигация // Инженерная физика. – 2016. – № 4. – С. 50-59. – EDN VUBWSR.

30. **Емельянцеv Г.И., Степанов А.П.** Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации // Под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова – СПб.: ГИЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. – 394с.

31. **Ерохин, В. В. Лежанкин Б. В., Э. А. Болелов** Оценка параметров траекторного движения БПЛА при различной конфигурации источников

навигационной информации // Успехи современной радиоэлектроники. – 2023. – Т. 77, № 6. – С. 35-49. – DOI 10.18127/j20700784-202306-04. – EDN MVHGGW.

32. **Ерохин В. В.** Оптимизация навигационного обеспечения воздушных судов при свободной маршрутизации полетов: специальность 05.22.13 "Навигация и управление воздушным движением": диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук / Ерохин Вячеслав Владимирович, 2019. – 287 с.

33. **Ерохин В. В.** Управление траекторией летательного аппарата при полете по заданному маршруту на основе глобальной навигационной спутниковой системы // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2018. – № 3. – С. 49-56.

34. **Ерохин В. В., Караченцев В. А., Малисов Н. П.** Анализ влияния траектории движения динамического управляемого объекта на точность определения навигационных параметров // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. – 2021. – № 2(70). – С. 145-153. – DOI 10.26731/1813-9108.2021.2(70).145-153.

35. **Ерохин В. В., Лежанкин Б. В., Малисов Н. П., Болелов Э. А.** Управление траекторией полёта воздушного судна на основе методов адаптивной фильтрации навигационных параметров // Научный вестник ГосНИИ ГА. – 2024. – № 48. – С. 33-45.

36. **Ерохин, В. В.** Исследование погрешностей определения координат беспилотных авиационных систем на основе натуральных экспериментов / В. В. Ерохин, Н. П. Малисов // Научный альманах. – 2025. – № 6-2(128). – С. 18-23.

37. **Каримов А.Х.** Цели и задачи, решаемые беспилотными авиационными комплексами нового поколения. Электронный журнал «Труды МАИ». Выпуск № 47. Авиационная техника и технология, 2011, С. 5.

38. **Кануж М. М., Клоков А. В.** Адаптивный ансцентный фильтр Калмана для слежения за GPS-сигналами при неизвестной и изменяющейся во времени ковариации шума // Гироскопия и навигация. – 2021. – Т. 29, № 3(114). – С. 34-51. – DOI 10.17285/0869-7035.0069.

39. Комплексы с беспилотными летательными аппаратами. В 2-х кн.: Принципы построения и особенности применения комплексов с БЛА. Монография / Под ред. В.С. Вербы, Б.Г. Татарского. М.: Радиотехника. 2016. – 512 с.

40. **Лежанкин Б. В., Ерохин В. В., Малисов Н. П.** Управление траекторией полета беспилотного летательного аппарата при различной конфигурации источников навигационной информации // *Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык.* – 2024. – № 1. – С. 113-127. – DOI 10.51955/2312-1327_2024_1_113.

41. **Лежанкин Б. В., Ерохин В. В., Малисов Н. П., Федоров А. В.** Алгоритм комплексной обработки информации в интегрированной инерциально-спутниковой системе навигации на основе адаптивного расширенного фильтра Калмана // *Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации.* – 2025. – № 1. – С. 117-134. – EDN IQJSVZ.

42. **Листопад, А. И. Скрышник О. Н.** Оценка возможности применения технологий ICNS для интеграции беспилотной авиации в воздушное пространство Республики Беларусь // *Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации : Материалы XIII Международной научно-практической конференции, Иркутск, 10–11 октября 2024 года.* – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2024. – С. 24-31. – EDN CQZTWL.

43. **Лунев Е. М., Неретин Е. С., Будков А. С.** Разработка и исследование модели траекторного управления самолётом при полёте по маршрутам четырёхмерной зональной навигации // *Труды МАИ.* – 2017. – № 95. – С. 18.

44. **Малисов, Н. П.** Анализ методологических основ управления траекторией полета воздушного судна // *Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык.* – 2024. – № 3. – С. 59-75. – DOI 10.51955/2312-1327_2024_3_59.

45. **Меркулов В.И., Верба В.С., Ильчук А.Р.** Автоматическое сопровождение целей в РЛС интегрированных авиационных комплексов.

Теоретические основы. РЛС в составе интегрированного авиационного комплекса. Т. 1. Монография в 3-х томах / Под ред. В.С. Вербы. – М.: Радиотехника, 2018. – 320 с.

46. **Марюхненко В. С., Ерохин В. В.** Принципы структурного синтеза интегрированных систем навигации // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: Сборник трудов IX Международной научно-практической конференции, Иркутск, 15–22 октября 2020 года. – Иркутск: Иркутский филиал федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования "Московский государственный технический университет гражданской авиации", 2020. – С. 171-175. – EDN ZKCYFO. 408 с.

47. **Мелешко В.В., Нестеренко О.И.** Бесплатформенные инерциальные навигационные системы. – Кировоград: ПОЛИМЕД - Сервис, 2011. – 164с.

48. **Меркулов В. И., Миляков Д. А., Радоминов О. Е., Чернов В. С.** Методы траекторного управления наблюдением в интегрированных многодатчиковых двухпозиционных системах радиомониторинга воздушного базирования // Журн. радиоэлектроники. – 2016. – № 4. – С. 1

49. **Монаков А.А., Киселев В.Ю.** Предсказание траектории воздушного судна в автоматизированных системах управления воздушным движением. Информационно-управляющие системы, № 4, 2015. С. 33-40

50. Определение аномальных измерений псевдодальности до навигационного космического аппарата в аппаратуре приема сигналов спутниковой радионавигационной системы / А. В. Иванов, С. П. Москвитин, А. А. Иванов, Н. А. Лежнева // Радиотехника и электроника. – 2024. – Т. 69, № 8. – С. 727-740. – DOI 10.31857/S0033849424080038.

51. **Пешехонов В. Г.** Высокоточная навигация без использования информации глобальных навигационных спутниковых систем. Гироскопия и навигация. Том 30. №1 (116), 2022, С. 3-11. DOI 10.17285/0869-7035.0084.-10208.

52. **Пашинцев В. П., Линец Г. И., Коваль С. А.** Погрешность определения псевдодальности в спутниковой радионавигационной системе при возмущениях

ионосферы // Системы управления, связи и безопасности. – 2020. – № 2. – С. 231-279. – DOI 10.24411/2410-9916-2020-10208.

53. **Протасов К.В.** Статистический анализ экспериментальных данных. М.: МИР, 2005, - 142 с.

54. **Руководство** по технической эксплуатации самолета Ан-148-100, Киев, 2006.

55. **Сейдж Э.П., Уайт Ч.С.** Оптимальное управление системами: пер. с англ. / под ред. Б.Р. Левина. – М.: Радио и связь, 1982. – 392 с.

56. **Старовойтов Е. И., Руссанов В. И.** Навигационное обеспечение БПЛА для выполнения облетных радиотехнических измерений в условиях городской и промышленной застройки // Радиостроение. – 2022. – № 2. – с. 1-15.

57. **Степанов О. А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации / О. А. Степанов. Том Ч. 1. – Изд. 3-е, исправленное и дополненное. – Санкт-Петербург: "Концерн "Центральный научно-исследовательский институт "Электроприбор", 2017. – 509 с. – ISBN 978-5-91995-051-6.

58. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», – 2010. – Ч. 1: Введение в теорию оценивания. – 496 с.

59. **Степанов О.А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. – СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2012. – Ч. 2: Введение в теорию фильтрации. – 517 с.

60. **Степанов О.А.** Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации // Гироскопия и навигация. 2002. № 1 (36). С. 23-45.

61. **Степанов О. А., Литвиненко Ю. А., Васильев В. А., Торопов А. Б., Басин М. В.** Алгоритм полиномиальной фильтрации в задачах обработки навигационной информации при квадратичных нелинейностях в уравнениях динамики и измерений. Часть 1. Описание и сопоставление с алгоритмами Калмановского типа. Гироскопия и навигация. Том 29. №3 (114), 2021, С. 3-33.

62. **Скрыпник О. Н., Ерохин В. В.** Исследование параметров рабочего созвездия ГЛОНАСС на основе моделирования орбитальной группировки // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2012. – № 180. – С. 70-77.

63. **Скрыпник О.Н.** Межсамолетная навигация при управлении воздушным движением: автореф. дис....д-ра техн.наук: 05.22.13 / Скрыпник Олег Николаевич. – М., 2010. – 39 с.

64. **Скрыпник О.Н., Арефьев Р.О.** Характеристики точности мультисистемных GPS/GLONASS/Beidou приемников Авиационный вестник – Минск. – 2020. – №3. –26-31.

65. **Соловьев Ю.А.** Системы спутниковой навигации / Соловьев Ю.А. – М.: Эко-Трендз, 2000. – 267 с.

66. **Сенникова А. Е. Бондарь А. М.** Корреляционно-регрессионный анализ эффективности использования основных производственных фондов // Заметки ученого. – 2020. – № 5. – С. 161-164.

67. **Сейдж, Э.П., Уайт Ч.С.** Оптимальное управление системами: пер. с англ. / Э.П. Сейдж, / под ред. Б.Р. Левина. – М.: Радио и связь, 1982. – 392 с.

68. **Тихонов В.И.** Статистическая радиотехника, М.: Радио и связь, 1982. - 624 с.

69. **Тихонов В. И. Харисов В. Н.** Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем : учеб. пособие для студентов вузов радиотехн. специальностей / 2-е изд., испр. – Москва: Радио и связь, 2004. – 608 с. - ISBN 5-256-01701-2.

70. **Тихонов В.И., Харисов В.Н.** Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем. – М.: Радио и связь, 1991. – 608 с.

71. Характеристики дрона DJI Air 2S. [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://www.dji.com/ru/air-2s/specs> (Дата обращения: 15.09.2022)

72. **Харисов В.Н., Перов А.И.** Некоторые вопросы использования теорий оптимальной фильтрации и оптимального управления для синтеза информационных систем // Радиотехника. – 1996. – №7. – С. 7–12.

73. **Чернодаров А. В.** Контроль и защита инерциально-спутниковых навигационных систем от естественных и имитационных помех / А. В. Чернодаров, А. П. Патрикеев, С. А. Иванов // Авиакосмическое приборостроение. – 2020. – № 8. – С. 15-27. – DOI 10.25791/aviakosmos.08.2020.1171. – EDN HBRMAM.

74. **Цыбрий И. К.** Статистическая обработка экспериментальных данных / И.К. Цыбрий; Том Часть 1. – Ростов-на-Дону: Донской государственный технический университет, 2010. – 146 с. – ISBN 978-5-7890-0569-9.

75. **Шебшаевич В.С., Дмитриев П.П.** Сетевые спутниковые радионавигационные системы /под ред. В.С. Шебшаевича. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Радио и связь, 1993. –

76. **Шатилов А.Ю., Нагин И.А.** Тесно связанный алгоритм комплексирования НАП СРНС и многоцелевой ИНС. Радиотехника №6, 2012, Радиосистемы, выпуск 174, с. 118-125

77. **Шестаков И.Н., Крыжановский Г.А.** Расширение поля СРНС с помощью наземных станций АЗН-В // Научный вестник МГТУ ГА. – 2014 (210). – С. 114–117.

78. **Шейников А. А.** Точность определения координат беспилотного летательного аппарата с навигационным комплексом, включающим оптико-электронную систему позиционирования / А. А. Шейников, А. М. Коваленко, А. А. Санько // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2023. – Т. 26, № 1. – С. 81-94.

79. **Шэнь К., Шахтарин Б. И., Неусыпин К. А., Нгуен Д. Т.** Алгоритмические методы коррекции навигационной информации с использованием спутниковой радионавигационной системы в условиях аномальных измерений / // Радиотехника и электроника. – 2019. Т. 64, № 1. – С. 31-37. – DOI 10.1134/S003384941901008X.].

80. **Ярлыков М.С., Миронов М.А.** Марковская теория оценивания случайных процессов. – М.: Радио и связь, 1993. – 464 с.

81. **Ярлыков М.С.** Статистическая теория радионавигации. – М.: Радио и связь, 1985 – 344 с.
82. **AIRDATA UAV.** Управление данными дронов и анализ полета [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://app.airdata.com/main?a=home> (Дата обращения: 15.09.2022)
83. **Bruce P., Gibbs A.** Advanced Kalman filtering, least-squares and modeling: a practical handbook – John Wiley & Sons, Inc., publication, 2011.– 605 p.
84. **Bollapragada S., Klooster J. and Cumings M.** Practice Summary: Flight Trajectory Optimization // Interfaces 43(6), pp. 547–549.
85. **DatCon.** Документация [Электронный ресурс]. Режим доступа: <https://datfile.net/DatCon/intro.html> (Дата обращения: 15.09.2022).
86. **Bolelov E., Shalupin S., Malisov N.** The Technique of Determining the Operability Scope of an Airborne Flight Navigation Complex on a Set of Invariant Control Ratios. Proceedings of 10th International Conference on Recent Advances in Civil Aviation. Springer, Singapore, 2023, p. 179-187.(Scopus).
87. **Ermakov A., Povarenkin N., Malisov N.** Research of Projection Algorithms for Solving Problems of Measuring Angular Coordinates of Low-Flying Radar Targets. In: Gorbachev, O.A., Gao, X., Li, B. (eds) Proceedings of 10th International Conference on Recent Advances in Civil Aviation. Lecture Notes in Mechanical Engineering. Springer, Singapore. https://doi.org/10.1007/978-981-19-3788-0_25 (2023). 291-297.(Scopus).
88. **Huttunen, M.** Civil unmanned aircraft systems and security: The European approach. J Transp Secur 12, 83-101, 2019.
89. **D. Joseph Mook, John L. Junkinst.** Minimum Model Error Estimation for Poorly Modeled dynamic System. Journal of Guidance, Control and Dynamics, v. 11, №3. May-June, 1988.
90. **Jazwinski A.H.** Stochastic Processes and Filtering Theory. New York. 1970, P. 376.
91. Global Air Navigation Plan for 2013-2028 (2013). International Civil

Aviation Organization (ICAO) Doc 9750-AN/963. Fourth Edition.

92. **Ma, W.A., Li, Y.Y., Sun, H., Chen, X.Q., Xie, C.R.** Application of UAV technology in highway engineering construction management. *J. Highway*, 5: 2021. - p. 78– 79.

93. **Mohamed A.H.** Adaptive Kalman filtering for INS/GPS / A.H. Mohamed, K.P. Schwarz // *Journal of Geodesy*. – 1999. – P. 193–203.

94. **Maolaisha A.** Free-Flight Trajectory Optimization by Mixed Integer Programming. A thesis submitted to fulfillment of the requirements for the degree of master in science. *Angewandte Mathematik und Optimierung Schriftenreihe (AMOS) # 24*, University of Hamburg, 2015, 74 p.

95. **Nuic A.** User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA). Revision 3.12 // EUROCONTROL Experimental Centre. Aug. 2014. -2014. – 106 p.

96. **Ruben Anton Guijarro.** Commercial aircraft trajectory optimization using optimal control. Bachelor Thesis, Universidad Carlos III de Madrid, 2015, p 64

97. **Soler M., Olivares A., Staffetti E. Bonami P.** Multiphase Mixed-Integer Optimal Control Approach to Aircraft Trajectory Optimization. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics* (2013). 36(5), 1267-1277. DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/1.6049211>

98. **Toratani. D.** Study on Simultaneous Optimization Method for Trajectory and Sequence of Air Traffic Management. Doctoral Thesis. Yokohama National University. March, 2016, p. 101

99. **Wickramasinghe N.K., Harada A. and Miyazawa Y.** Flight trajectory optimization for an efficient air transportation system, *Proceedings of the 28th International Congress of the Aeronautical Sciences*, 2012. P. 1-12

100. **Xiang Song, Xiaoyu Che, Huilin Jiang and Wei Wu** Reliable Positioning Algorithm Using Two-Stage Adaptive Filtering in GPS-Denied Environments. // *Hindawi Journal of Sensors* Volume 2020, Article ID 5428374, 14 pages.

101. **Ye, G., Xie, Y.X., Zhang, H.C., Cong, F.L.** Application of drone technology in the field of construction engineering. *J. Intelligent City.*, 2: 2021. – p. 213– 217.

102. **Zheng Zhang**, Shuangqi Li, Jianwei Li, Hongwen He. Online estimation for parameters and state-of-charge of LiMn_2O_2 batteries with a modified adaptive Kalman filter. *Energy Procedia*, 159: 2019. p. 497-502.

103. **Z. Lu, W. Wenqi, and G. Yan**, “On SINS/DVL integrated navigation based on an adaptive outlier-restrained Kalman filter,” in *IEEE CSAA Guidance, Navigation and Control Conference (CGNCC)*, pp. 1–6, Xiamen, China, 2018.

104. **Zhou, Y., Zhang, C., Zhang, Y. and Zhang, J.**, A New Adaptive Square-Root Unscented Kalman Filter for Nonlinear Systems with Additive Noise, *International Journal of Aerospace Engineering*, 2015, vol. 2015, p. 9.

Приложения

Приложение А

Специализированный программный модуль для исследования помехоустойчивости радионавигационной системы

Для автоматизации процесса исследования характеристик алгоритмов разработан специализированный программный комплекс, который предназначен для формирования аддитивной смеси полезного сигнала, помехи и шума с возможностью изменения их параметров, моделирования процессов функционирования приемного тракта РНС и исследования его помехоустойчивости, а также характеристик электромагнитной совместимости методом цифрового статистического моделирования. Функциональные возможности программного комплекса позволяют:

- исследовать помехоустойчивость приемного устройства при воздействии помех: по основному каналу; внеполосному каналу и побочным каналам;
- исследовать помехоустойчивость радиоприемного устройства при воздействии помехи: на промежуточной частоте; на комбинационной частоте и по зеркальному каналу;
- определять среднеквадратическое отклонение амплитуды сигнала по функции распределения вероятности, при котором будет выполняться условие электромагнитной совместимости по заданному порогу на основании критерия Неймана – Пирсона при определенном уровне ложной тревоги;

- производить графическое построение полученных реализаций аддитивной смеси сигнала, помехи и шума на выходе соответствующих элементов приемного устройства;

- выполнять расчет и построение экспериментальной функции распределения вероятностей.

Программа предназначена для проведения исследований методами имитационного математического моделирования и использования в учебном процессе при исследовании характеристик помехоустойчивости приемных устройств РНС. Проведено тестирование созданного программного продукта, которое подтвердило его работоспособность и удобство использования в научно-исследовательских и учебных целях.

Интерфейс программного продукта, представленный на рисунке А.1, содержит окно “Ввод параметров”, в котором выполняется задание численных значений параметров шума, сигнала, помехи и радиоэлектронной системы.

Ввод параметров	
Параметры шума, сигнала и помехи	Параметры РЭС
Шум $M_{\text{[шума]}} = 0$ $\text{СКО}_{\text{[шума]}} = 1.3$	УВЧ Полоса пропускания 100 кГц
Сигнал $f_0 = 10 \text{ МГц}$ $\text{СКО}_{\text{[сигнала]}} = 5$ $\tau_{\text{и}} = 0,1 \text{ мкс}$	УПЧ Полоса пропускания 50 кГц $f_{\text{пр}} = 4 \text{ МГц}$
Помеха $f_{\text{[помехи]}} = 8 \text{ МГц}$ $\text{СКО}_{\text{[помехи]}} = 0.4$ $M_{\text{[помехи]}} = 0.1$	Устройство оценки порога $h = 15$
<input type="button" value="OK"/>	<input type="button" value="Отмена"/>

Рисунок А.1 – Интерфейс программного модуля исследования характеристик помехоустойчивости приемного устройства РНС

Результат работы программного модуля на примере отображения графика реализации аддитивной смеси полезного сигнала, шума и помехи на входе приемного тракта представлен на рисунке А.2.

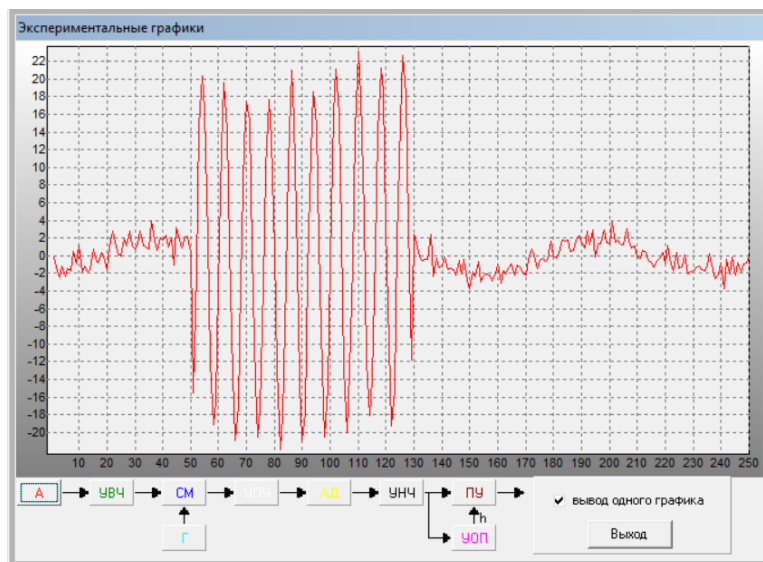


Рисунок А.2 – График реализации аддитивной смеси полезного сигнала, шума и помехи на входе приемного тракта

Результат работы программного модуля при исследовании процесса прохождения аддитивной смеси полезного сигнала, шума и помехи со входа приемного тракта на выход усилителя высокой частоты представлен на рисунке А.3.

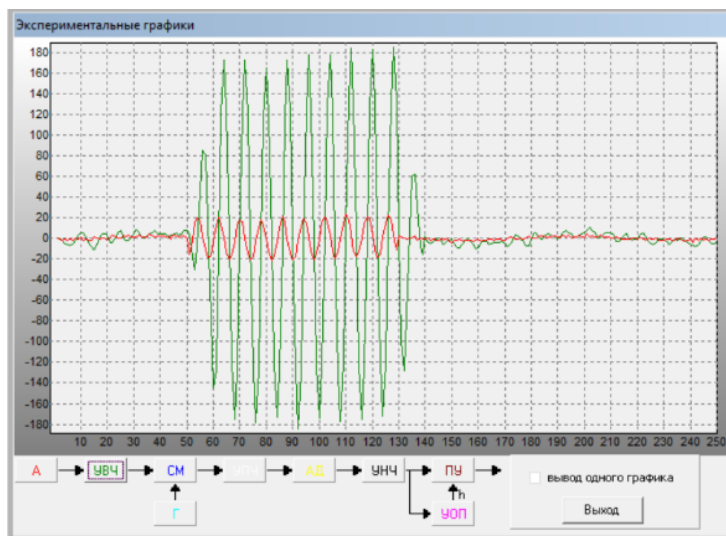


Рисунок А.3 – График реализации аддитивной смеси полезного сигнала, шума и

помехи на входе приемного тракта и выходе усилителя высокой частоты

На рисунке А.4 представлен график реализации сигнала на выходе смесителя.

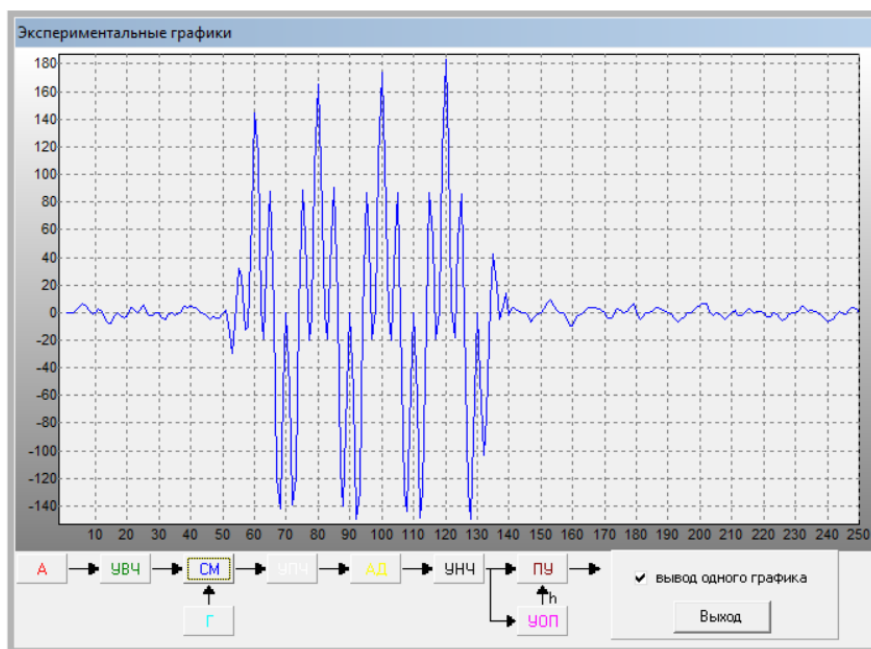


Рисунок А.4 – График реализации сигнала на выходе смесителя

На рисунках А.5 и А.6 представлены графики реализаций сигналов на выходе усилителя низкой частоты и на выходе порогового устройства, соответственно.

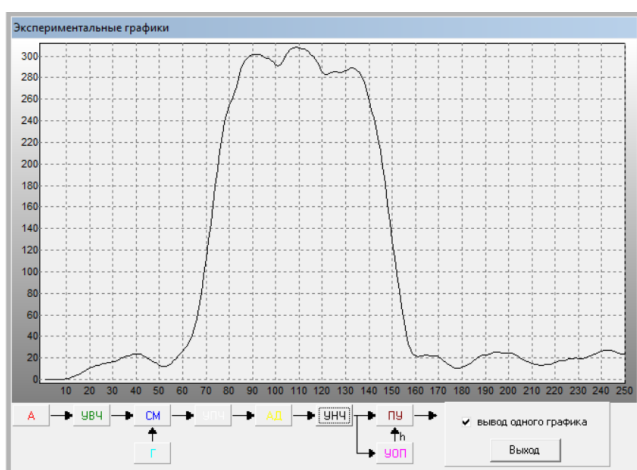


Рисунок А.5 – Сигнал на выходе усилителя низкой частоты

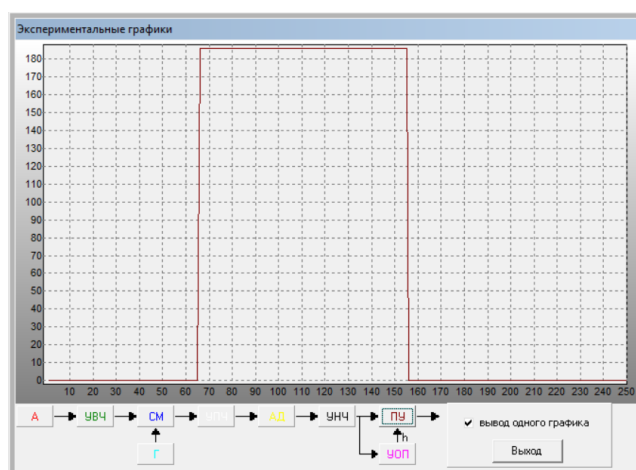


Рисунок А.6 – Сигнал на выходе порогового устройства

График функции распределения вероятностей на выходе устройства определения порога представлен на рисунке А.7.

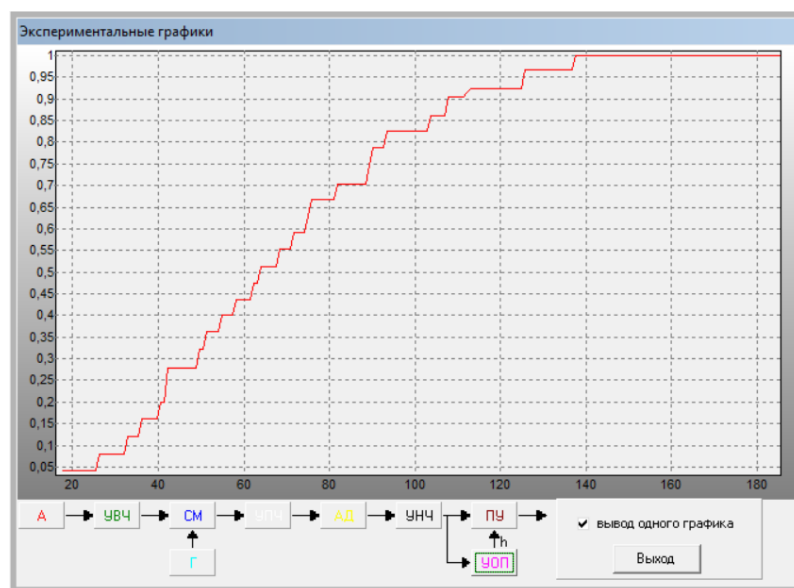


Рисунок А.7 – Экспериментальная функция распределения вероятностей

Разработанный программный комплекс благодаря возможности демонстрации сигналов на выходах структурных элементов схемы позволяет наглядно оценить влияние шумов и помех на качество обработки полезного сигнала в приемном тракте РНС.

Алгоритмическое обеспечение программного комплекса позволяет автоматизировать процесс расчета численных вероятностных характеристик помехоустойчивости приемного тракта РНС при проведении имитационного математического моделирования.

РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



СВИДЕТЕЛЬСТВО

о государственной регистрации программы для ЭВМ

№ 2024661792

Программа формирования аддитивной смеси полезного сигнала, помехи, шума и исследования характеристик помехоустойчивости приемного устройства радионавигационной системы

Правообладатель: *Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Иркутский государственный университет путей сообщения» (RU)*

Авторы: *Демьянов Владислав Владимирович (RU), Ерохин Вячеслав Владимирович (RU), Лежанкин Борис Валентинович (RU), Малисов Николай Павлович (RU)*

Заявка № **2024660398**

Дата поступления **07 мая 2024 г.**

Дата государственной регистрации

в Реестре программ для ЭВМ **21 мая 2024 г.**

Руководитель Федеральной службы
по интеллектуальной собственности

Ю.С. Зубов

