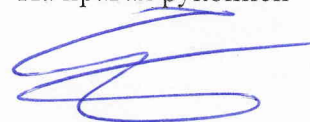


Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
высшего образования
Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)
(МАИ)

На правах рукописи



Савкин Алексей Владимирович

**ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМЫ
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ СТОЛКНОВЕНИЙ БЕСПИЛОТНОГО ВОЗДУШНОГО
СУДНА**

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

ДИССЕРТАЦИЯ
на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель

к.т.н., доцент Антонов Д.А.

Москва – 2026

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
Глава 1. Анализ требований к безопасности воздушного движения БВС. Аппаратно-алгоритмическая структура СПС БВС	22
1.1 Требования к безопасности воздушного движения БВС в части разрешения конфликтов	22
1.2 Требования к навигационному обеспечению БВС и метрики качества навигационного решения	30
1.3 Применение модели «швейцарского сыра» для формирования требований к ИИФ СПС БВС.....	38
1.4 Классификация и источники данных СПС.....	41
1.5 Определение принятых в работе ограничений в части алгоритмического и аппаратного состава СПС	44
1.6 Подход к построению алгоритмов ИИФ СПС БВС	51
1.7 Выводы по главе 1	55
Глава 2. Математические модели измерений и погрешностей источников информации для СПС.....	57
2.1 Ввод используемых в алгоритмах ИИФ СПС систем координат и связей между ними	57
2.2 Формирование векторов измерений для алгоритмов ИИФ СПС.....	60
2.2.1 Вектор измерений для контура навигации ИИФ СПС БВС	61
2.2.2 Вектор измерений ОЭС для контура СПС.....	62
2.2.3 Вектор измерений контура навигации ВС-нарушителя на основе информации от АЗН-В и измерений ОЭС	63
2.3 Описание используемых пространств состояния и связей между ними.....	63
2.4 Векторы параметров моделей погрешностей, используемые в алгоритмах ИИФ СПС	67
2.5 Математическая модель погрешностей БИНС контура навигации БВС	67
2.6 Математическая модель погрешностей измерений АПСН контура навигации БВС	73
2.7 Математическая модель погрешностей ОЭС контура СПС	74
2.8 Учет анизотропии погрешностей оптических измерений при формировании математических моделей ИИФ СПС	79
2.9 Выводы по главе 2	81
Глава 3. Формирование уравнений динамики и измерений для оценивателя.....	83
3.1 Формирование оценивателя на основе дискретного стохастического оптимального фильтра Калмана.....	83
3.2 Формирование уравнений оценивателя для контура навигации	85

3.3 Формирование уравнений для оценителя на основе измерений ОЭС и БИНС для контура СПС.....	89
3.4 Стохастическая модель учета связей между параметрами вектора состояния и шумами измерений при инициализации оценителя	98
3.4.1 Модель учета связей между параметрами вектора состояния с применением обратного проецирования через псевдообратную матрицу.....	101
3.4.2 Модель учета связей между параметрами вектора состояния с применением байесовского обновления априорной оценки.....	104
3.4.3 Модель учета связей между параметрами вектора состояния на основе прямого расчета погрешностей.....	106
3.5 Выводы по главе 3	113
Глава 4. Критерии и метрики контроля качества параметров информационно-измерительного обеспечения СПС БВС.....	115
4.1 Критерии обнаружения искажений в измерениях контура СПС	115
4.1.1 Скачкообразные искажения в измерениях ОЭС	117
4.1.2 Медленно нарастающие искажения в измерениях ОЭС	118
4.2 Метрики качества для контура навигации	119
4.3 Метрики качества для контура СПС.....	122
4.4 Выводы по главе 4	127
Глава 5. Исследование качества и связи параметров движения для контуров навигации и предупреждения столкновения ИИФ СПС БВС	129
5.1 Методические средства оценки параметров движения для контуров навигации и предупреждения столкновений ИИФ СПС БВС	129
5.1.1 Состав ПМО имитационного моделирования, обобщенная схема и принципы проведения эксперимента.....	129
5.1.2 Описание математических моделей измерителей ИИФ СПС	137
5.2 Исследование качества определения параметров движения ВС-нарушителя.....	145
5.2.1 Оценка влияния предлагаемой модели погрешностей измерений ОЭС на качество оценивания	145
5.2.2 Оценка влияния модификации уравнения фильтра Калмана на качество оценивания в некооперативном режиме	152
5.2.3 Исследование качества формирования начальной матрицы ковариации блока ВС-нарушителя при инициализации некооперативного измерителя	159
5.2.4 Исследование характеристик некооперативного режима СПС при безотказной работе ОЭС	167
5.2.5 Исследование характеристик кооперативного режима СПС при отсутствии искажений в данных, получаемых по каналу АЗН-В	177
5.2.6 Исследование алгоритмов обнаружения искажений измерений ОЭС	183

5.3 Выработка рекомендаций к применению синтезированных алгоритмов для решения задач навигации и предупреждения столкновений БВС для контролируемого воздушного пространства	194
5.4 Выводы по главе 5	196
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	198
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....	202
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	207
ПРИЛОЖЕНИЕ А. Входные параметры системы предупреждения столкновений и их связь с навигационными метриками.....	214

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования. В настоящее время мировой коммерческий гражданский рынок беспилотных авиационных систем (БАС) демонстрирует устойчивый рост за счет, с одной стороны, расширения возможностей БАС и их потребности в коммерческом применении, что характерно при всесторонней автоматизации и цифровизации экономики, с другой – развития технологий робототехники и повышения общей доступности БАС и их компонент на рынке. Так, аналитическая компания Fortune Business Insights в материале Commercial Drone Market Size [1] оценивает мировой рынок коммерческих БАС за 2024 год в 13,86 млрд долларов и прогнозирует рост к 2032 году до 65,25 млрд долларов при среднегодовом темпе роста рынка около 20%. Схожие оценки приводятся в материале Commercial Drone Market (2025-2030) американской исследовательской компании Grand View Research [2], причем наибольший рост рынка БАС прогнозируется в европейском и азиатском регионах.

В исследованиях российских аналитиков темпы роста рынка коммерческих БАС в РФ прогнозируются выше общемировых. По данным отчета ассоциации коммерческих предприятий по разработке БАС «Аэронекст» [3] среднегодовой рост рынка «исключительно гражданских» БАС в РФ на отрезке 2017-2027 гг. составит до 38% и достигнет порядка 280 млрд руб. к 2030 г. в оптимистичном сценарии или порядка 70 млрд руб. в консервативном варианте развития. Согласно отчету «Рынок гражданских беспилотных аппаратов» компании «Ростелеком», представленному на Петербургском международном экономическом форуме в 2024 году [4], коммерческий рынок БАС в 2023 году оценивается в 13,4 млрд руб., а среднегодовой рост рынка к 2028 году прогнозируется в районе 58%.

При этом анализ рынка и областей применения БАС показывает, что в настоящее время коммерческие беспилотные воздушные суда (БВС) в большинстве случаев применяются в изолированных условиях, то есть осуществляют полеты в специально выделенных зонах, вне аэродромов и густонаселенных районов и преимущественно на низких высотах. В частности, Федеральными правилами использования воздушного пространства Российской Федерации [5] для БВС массой до 30 кг выделяется зона для полетов без разрешения на высоте до 150 м. Однако единой цельной картины организации воздушного движения и его развития в этой части воздушного пространства пока нет. Проблема безопасного и эффективного внедрения БАС в общее с пилотируемыми воздушными судами (ВС) воздушное пространство остается одним из серьезных сдерживающих факторов роста этого рынка. Решение этой проблемы требует, с одной стороны, повышения качества существующих бортовых технологий и инфраструктуры

БАС и создания новых технологий, особенно в таких критически важных для безопасности полетов ВС областях, как навигация и траекторное управление, включая системы предупреждения столкновений (СПС) (также известные как системы Detect And Avoid (DAA)) БВС друг с другом и с пилотируемыми ВС как основной элемент разрешения конфликтов на оперативном уровне. С другой стороны, внедрение БАС в общее воздушное пространство невозможно без разработки соответствующей законодательной и сертификационной базы. В РФ с целью укрепления рынка коммерческих БВС разрабатываются государственные программы развития отрасли, ключевой из которых на данный момент является Национальный проект «Беспилотные авиационные системы» [6], включающий следующие федеральные проекты:

- Инфраструктура, безопасность и сертификация;
- Перспективные технологии для БАС;
- Кадры для БАС;
- Стимулирование спроса на отечественные БАС;
- Разработка, стандартизация и серийное производство БАС и их комплектующих.

Из названий и паспортов федеральных проектов прямо следует, что «рынок БАС» в РФ понимается как разносторонняя экосистема, а не только как технологии и парк БАС. В материалах на портале Правительства РФ приводятся целевые ориентиры и показатели, связанные не только с выпуском БАС, но и с организацией применения (включая показатели, относящиеся к развитию эксплуатационной среды для «оборудованных БВС») [6].

Одним из ключевых условий внедрения БАС в общее воздушное пространство является необходимость обеспечивать уровни безопасности полетов при эксплуатации БВС не ниже уровня требований для пилотируемых ВС. Требования к безопасности воздушного движения с учетом проблемы внедрения БВС в контролируемое воздушное пространство подробнее рассматриваются в п. 1.1 и 1.2 настоящей диссертации.

Говоря о существующих концепциях по внедрению БАС в общее воздушное пространство, необходимо отметить важную тенденцию – переход от классического централизованного способа организации воздушного движения (ОрВД) посредством диспетчеров органов управления воздушным движением (УВД) к децентрализованным федеративным принципам. В частности, опыт США в построении федеративной системы управления БВС был выражен в концепции Unmanned Aircraft System Traffic Management (UTM) [7]. Схожие принципы регламентированы в стандартах Еврокомиссии U-Space [8]. Международный опыт интеграции БВС исходит из того, что при прогнозируемых масштабах низковысотных полетов традиционная централизованная система УВД/ОрВД

по экономическим и организационным причинам не сможет обслуживать каждый БВС: «существующая система УВД не может быть масштабирована рентабельно...», и требуются «решения, выходящие за рамки нынешней инфраструктуры УВД и ресурсов персонала авиадиспетчерских служб» [7]. Поэтому формируется цифровой слой управления воздушным движением БВС (UTM/U-space), основанный на высоком уровне автоматизации управления БВС и обмене стандартизированными данными между ними и наземными службами. Несмотря на то, что подходы по внедрению децентрализованного управления БВС в рамках UTM и U-space несколько отличаются (рыночно-ориентированный UTM отталкивается от стандартизации аппаратного состава БВС при участии рынка, а регуляторно-ориентированный U-space – от четкого перечня требований к производителям), обе эти концепции предполагают планирование, авторизацию, геозонирование и кооперативное предотвращение столкновений для массовых операций БВС, дополняя, но не заменяя, традиционную систему УВД/ОрВД.

В РФ АНО «Центр «Аэронет» выработаны концептуальные предложения по интеграции БАС в воздушное пространство Российской Федерации [9]. Концепция подразумевает поэтапную интеграцию БАС в воздушное пространство РФ по мере роста плотности воздушного движения:

- На Этапе 1 предполагается безопасное выполнение полетов БВС в неконтролируемом воздушном пространстве с относительно низкой плотностью воздушного движения и ограничениями на использование воздушного пространства;

- Этап 2 предполагает увеличение плотности движения, сокращение времени согласования планов полета и получения разрешения от органов ОрВД при внедрении системы организации маловысотного движения БВС;

- **Ключевым фактором для Этапа 3 является внедрение систем предупреждения столкновений (Detect And Avoid, DAA), что должно позволить постепенно внедрить автономные (без внешнего пилота) полеты БВС, в том числе, в несегрегированном воздушном пространстве;**

- Этап 4 предполагает массовую интеграцию БВС во всех классах воздушного пространства на основе предоставления перспективных усовершенствованных и расширенных услуг ОрВД, основанных на цифровых технологиях и на использовании разнообразных средств наблюдения.

Несмотря на то, что в этапах реализации указанных концептуальных предложений прямо не звучит принцип децентрализации управления БАС, среди базовых принципов концепции имеется требование о гармонизации создаваемой системы организации маловысотного воздушного движения БАС с системами UTM/U-Space.

Принципы децентрализованного управления БАС нашли свое отражение также в концепции «Бесшовное цифровое небо» [10], разработанной АНО «Платформа НТИ» и АО «Глонасс» и включенной в Национальный проект «Беспилотные авиационные системы». Бесшовное цифровое небо описывается как поэтапно разворачиваемая архитектура взаимодействия технологий/сервисов/устройств на всех уровнях воздушного пространства и ближнего космоса – с целью снять нормативные, административные, цифровые и технологические «стыки» между сегментами «земля–воздух–космос» и обеспечить массовую эксплуатацию БАС. Согласно материалам НТИ, речь идет о «концепции создания единой сети передачи и обработки данных, объединяющей низкоорбитальные спутниковые группировки и дроны с использованием ИИ». Реализация концепции предполагается также в несколько этапов:

– Этап 1 предполагает постепенное развертывание бесшовного цифрового неба во времени: «начинаем массово летать». Внедряется система связи между БАС, наземным и космическим сегментами по принципу Command and Control (C2) в первую очередь, на основе сетей быстрого мобильного интернета LTE в тех зонах, где они доступны (в городской агломерации, вдоль магистралей). Средневысотные БВС также должны иметь на борту оборудование автоматического независимого наблюдения вещательного типа (АЗН-В). Зоны навигации БВС на этом этапе четко сегментированы в горизонтальной плоскости (город, пригород, ненаселенные и малонаселенные территории) и по высоте;

– Этап 2 предполагает размытие горизонтальных сегментов. Реализация Этапа 2 должна стать возможной с внедрением на орбиту стабильной группировки низкоорбитальных космических аппаратов, обеспечивающих надежную недорогую связь на большей части территории РФ, и с расширением сетей покрытия LTE поколений 4G и 5G пригородных зон и малонаселенных территорий. Дополнительно предполагается внедрение высотных БВС для задач ретрансляции и дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). **На этом этапе требуется массовое внедрение СПС** на всех классах БАС и подготовка нормативной базы по воздушному движению в городских агломерациях.

– Этап 3 предполагает достижение бесшовности воздушного пространства, в том числе и по высоте, массовое использование транспортных БАС и формирование полного динамического цифрового «двойника неба» за счет появления новых технологий в энергетике, коммуникациях и вычислительной технике.

Как показано в рассмотренных выше документах, внедрение СПС понимается как одно из ключевых условий для обеспечения безопасного массового применения БВС в несегрегированном воздушном пространстве, особенно при внедрении принципов децентрализованного управления. Согласно стандарту на минимальные операционные

характеристики СПС (систем DAA) [11] технология разработана для оказания помощи внешнему пилоту по выполнению его обязанностей по безопасной эксплуатации БВС (в этом документе речь идет о выполнении раздела 14 свода федеральных правил США (14 CFR)). Применительно конкретно к DAA подразумевается помощь в выполнении трех групп требований к безопасности полетов (14 CFR правила разделов 91.3, 91.111, 91.113, 91.123 и 91.181(b)):

1) Выдерживание безопасных интервалов (Well Clear, WC), то есть режима самоэшелонирования, или обеспечение правила Remain Well Clear (RWC), что способствует снижению риска потери вертикальной, боковой и продольной безопасной дистанции до других участников воздушного движения и является дополнительным фактором безопасности для компенсации отсутствия пилота на борту. Для сохранения WC СПС может выдавать оповещения о необходимости тех или иных действий (Preventive Alert, Corrective Alert или Warning Alert).

2) Предупреждение (предотвращение) столкновений (Collision Avoidance, CA). СПС должна прогнозировать угрозу столкновения БВС с другими участниками воздушного движения и выдавать внешнему пилоту указания по разрешению угрозы столкновения.

3) Выполнение «правил преимущественного права движения» (Right Of Way, ROW). Поскольку правила ROW составлены изначально для управления пилотируемыми ВС, они регламентируют определение преимущественного движения в тех или иных ситуациях и не обеспечивают четкой координации действий применительно к БВС. Разработаны «количественные правила преимущественного права движения» (Quantified Right Of Way, QROW). QROW должны быть учтены в алгоритмах СПС для выработки рекомендаций на маневр уклонения.

На рисунке 1 отражена взаимосвязь между пространственными объемами, устанавливаемыми для обеспечения безопасного эшелонирования БВС. Фактическая форма и относительные размеры этих объемов могут быть определены исходя из категории и класса БВС, параметров его траектории и классов используемого воздушного пространства.

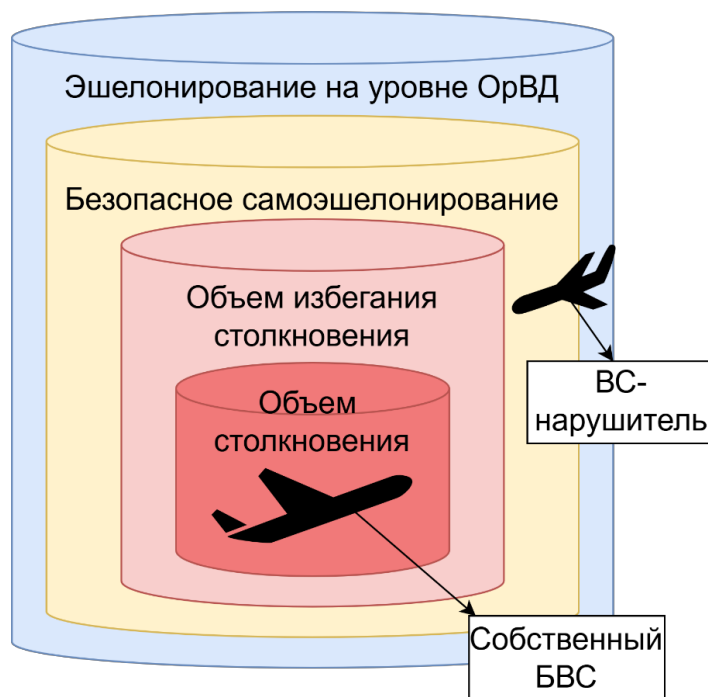


Рисунок 1 – Зоны эшелонирования

СПС в задаче обеспечения RWC

С целью обеспечения условия RWC вводится понятие зоны безопасного самоэшелонирования (или защитной зоны вокруг БВС) (DAA Well Clear, DWC) – она характеризуется как «временная и/или пространственная граница вокруг воздушного судна, предназначенная для обеспечения электронного способа избежания опасного сближения конфликтующих участников воздушного движения». Параметры DWC зависят от оснащения БАС средствами наблюдения и навигации и этапа полета (по маршруту, или в районе аэродрома). Нарушение зоны DWC в трехмерном пространстве понимается как потеря безопасного самоэшелонирования (Loss of Well Clear, LoWC).

С зоной DWC связаны три пространственно-временные зоны оповещения СПС, параметры которых зависят от заданного объема DWC и порогов принятия решений, а также от параметров движения собственного ВС и ВС-нарушителя:

- 1) Зона оповещения об опасности (Hazard Alert Zone, HAZ). Попадание ВС-нарушителя в эту зону означает высокую вероятность скорого наступления события LoWC;
- 2) Неопасная зона (Non-Hazard Zone, NHZ);
- 3) Зона возможного оповещения (May Alert Zone, MAZ).

При попадании ВС-нарушителя в одну из зон оповещения может быть сформирован тот или иной уровень предупреждения:

- превентивное предупреждение (Preventive Alert), предназначенное для привлечения внимания внешнего пилота БВС и предупреждающее о том, что дальнейшее движение сближающихся ВС может вызвать последующие уровни предупреждения;
- корректирующее предупреждение (Corrective Alert), предназначенное для привлечения внимания внешнего пилота БВС и указывает на то, что пилоту необходимо определить один из предлагаемых вариантов маневра уклонения и, при возможности, начать координацию своих действий с органом УВД с целью выполнения условия RWC;
- предупреждение об опасности (Warning Alert), предназначенное для информирования внешнего пилота о том, что требуется немедленное действие с целью восстановления условия RWC.

В случае попадания ВС-нарушителя в зону оповещения NHZ формирование предупреждений в общем случае нежелательно во избежание перегрузки внимания внешнего пилота лишней информацией. Однако то или иное предупреждение может формироваться в случае длительного нахождения нарушителя в этой зоне, либо когда прогнозируемые траектории сближения БВС и ВС-нарушителя пересекаются в пределах зоны HAZ. Тогда в случае формирования предупреждения считается, что ВС-нарушитель находится в зоне MAZ.

В случае попадания ВС-нарушителя в зону оповещения об опасности HAZ в зависимости от конкретной ситуации и выбранных пороговых значений обязательно формируется тот или иной уровень оповещения.

Пример возможной иерархии геометрических проекций зон оповещения СПС и «защитных» (DWC и CA) зон БВС в горизонтальной плоскости проиллюстрирован на рисунке 2.

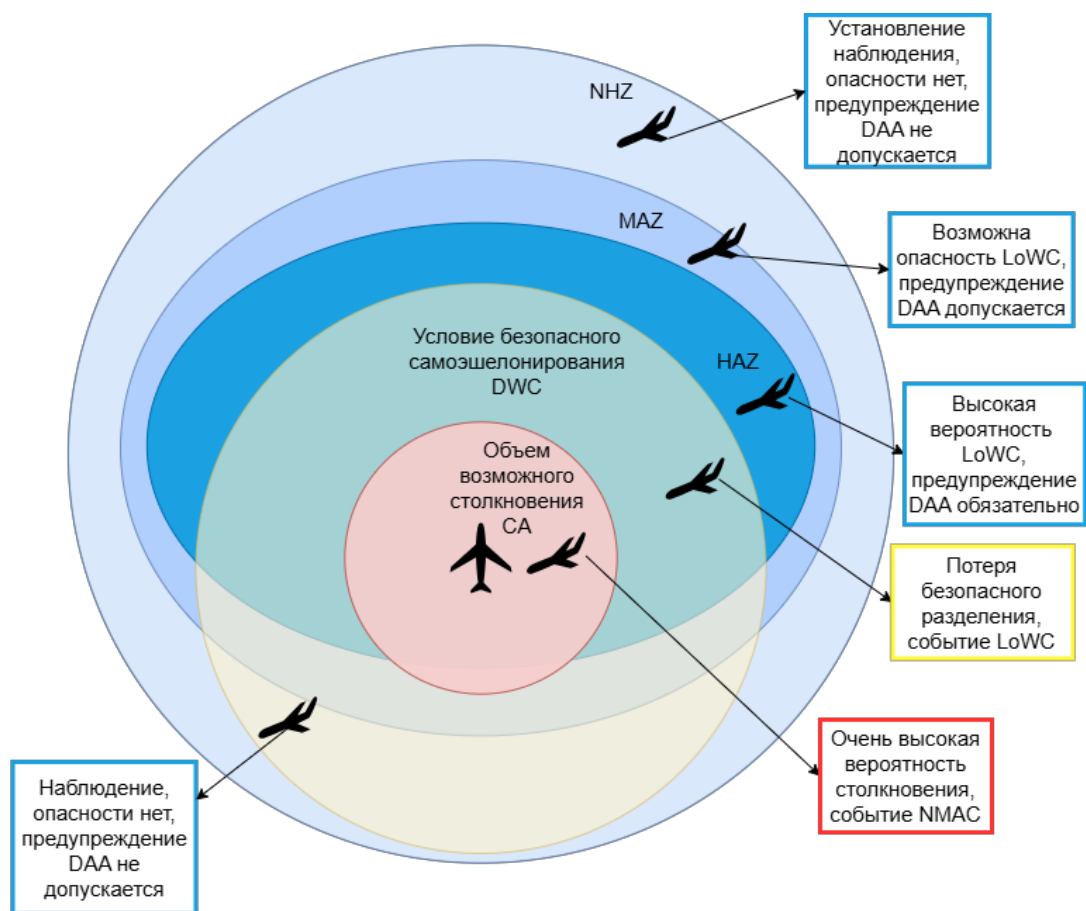


Рисунок 2 – Иерархия зон оповещения СПС и защитных зон БВС

СПС в задаче предотвращения столкновений (CA)

Попадание ВС-нарушителя в защитный объем предупреждения столкновений СА называется предельно опасным сближением в воздухе (Near Mid-Air Collision, NMAC). В гражданской пилотируемой авиации размеры объема цилиндрической формы СА приняты с параметрами 500 футов по горизонтали и 100 футов по вертикали [12]. Для БВС, особенно малых классов, этот цилиндр может быть уменьшен при дальнейшем повышении точности и надежности работы СПС и в связи с увеличением плотности движения. Событие NMAC рассматривается как практически недопустимое, поскольку оно с высокой вероятностью может повлечь столкновение ВС.

Относительно двух рассмотренных выше задач СПС, следует сделать оговорку, что в классическом понимании СПС предназначены только для обеспечения соблюдения условия RWC и не предназначены для непосредственного предотвращения столкновений ВС. Первыми системами предотвращения столкновений ВС в воздухе, формировавшими рекомендации по разрешению угрозы столкновения (Resolution Advisory, RA) и получившими обязательный статус для установки на большинстве крупных и средних коммерческих ВС, стали системы класса Traffic Alert and Collision Avoidance System (TCAS)

II поколения [13] - или, по классификации Международной организации гражданской авиации (ИКАО) [14] – Airborne Collision Avoidance System (ACAS) II поколения. TCAS II функционирует автономно без информации от наземных служб и предполагает адресный обмен навигационной информацией между всеми ВС в радиусе действия при наличии у ВС приемопередатчиков (транспондеров) вторичной обзорной радиолокации (ВОРЛ) с использованием протокола Mode S [12]. На основании ежесекундного обмена данными и измерений наклонной дальности между ВС вычислитель ACAS II определяет траектории движения всех ВС относительно собственного, оценивает минимальное расстояние пролета между ВС и время полета до точки максимального сближения. Далее происходит ранжирование всех ВС, условно называемых нарушителями, по степени их опасности и вырабатываются заблаговременные рекомендации по вертикальному маневру в виде рекомендуемой вертикальной скорости. Современные усовершенствованные системы, такие как ACAS Ха [15], предполагают использование приемопередатчиков ВОРЛ с интеграцией информации от наземных станций АЗН-В и предусматривают возможность горизонтального маневра. **Для четкого терминологического разделения систем в узком смысле, то есть в зависимости от их основных задач (предупреждение или предотвращение столкновений), будем использовать термин «Система предотвращения столкновений» (СПрС) применительно к системам, основанным в первую очередь на логике TCAS/ACAS.**

СПрС оперируют отличной от СПС логикой работы. Благодаря оперативному обмену навигационными данными с ВС-нарушителем, СПрС устанавливает его траекторию относительного движения и в зависимости от величин минимального расстояния пролета в горизонтальной и вертикальной плоскостях классифицирует все ВС по степени их опасности. В случае, если прогнозируемое время до точки наибольшего сближения (Closest Point of Approach, CPA) между ВС становится меньше заданного порога выдачи консультативной информации о воздушном движении (Traffic Advisory, TA), в рамках консультативной информации СПрС о воздушном движении (Traffic Advisory, TA) пилоту выдается визуальная и речевая («Traffic, Traffic») информация, информирующая его о близости потенциально опасного ВС-нарушителя. В случае, если условие RWC не соблюдено или прогнозируется высокий риск столкновения, пилоту выдается рекомендация по разрешению конфликтной ситуации (Resolution Advisory, RA). Фактически, RA представляет собой четкую команду на совершение маневра в горизонтальной и/или вертикальной плоскости. В случае, если СПрС и СПС функционируют одновременно в рамках одной БАС, команда RA является приоритетной по отношению к рекомендациям СПС.

Поскольку функции СПС и СПрС схожи и предназначены для обеспечения безопасной эксплуатации БВС на смежных уровнях контроля, современная редакция стандарта на DAA (RTCA DO-365B, раздел 2.1.10) вводит понятия классов оборудования СПС БВС, которые определяют функциональные возможности комплекса:

1) Оборудование СПС Класса 1 («DAA RWC Function»): обеспечивает только функцию выдерживания безопасных интервалов RWC;

2) Оборудование СПС Класса 2 («TCAS II RA & DAA RWC Function»): интегрирует в себя оборудование уровня TCAS II, добавляя к функции RWC функцию предотвращения столкновений СА путем выдачи командных рекомендаций RA;

3) Оборудование СПС Класса 3 («ACAS Xu Function»): представляет собой единую интегрированную систему ACAS Xu (версия ACAS для БВС, [16]), которая изначально спроектирована для совместного решения задач RWC и СА, а также для работы как с кооперативными, так и с некооперативными ВС, в отличие от оборудования Класса 2. В том числе, в рамках СПС класса 3 подразумевается совмещение функций СПС и СПрС по современному стандарту на ACAS для малых БВС (ACAS sXu, [17]).

Таким образом, эволюция систем СПС для БВС связана с переходом от отдельных функций СПС и СПрС к их объединению в рамках единого оборудования Класса 3 (ACAS Xu/sXu). В этом контексте первоначальное разделение на «СПС» и «СПрС» отражает не разные физические устройства, а две составные части комплексной системы обеспечения безопасности воздушного движения, которые должны быть неразрывно реализованы в рамках перспективных СПС БВС.

Анализ международных стандартов на СПС и СПрС показывает, что для обеспечения безопасности полетов БВС в общем воздушном пространстве архитектура СПС должна предусматривать два принципиально разных режима наблюдения, в зависимости от способа оценки состояния ВС-нарушителя: кооперативный и некооперативный. Кооперативный режим является основным, основан на приеме данных от бортового приемопередатчика АЗН-В ВС-нарушителя и позволяет получить полный вектор состояния нарушителя, включая его координаты, скорость и оценки уровней точности и целостности этих параметров. Реализация кооперативного режима возможна не всегда, поскольку многие потенциальные ВС-нарушители не оборудованы передающей аппаратурой АЗН-В (легкие ВС, аэростаты, дешевые БВС и другие) или намеренно сохраняют режим радиомолчания (например, военные ВС). В то же время канал АЗН-В не является достаточно надежным и помехозащищенным: подвержен внешним воздействиям, включая непреднамеренные сбои оборудования и потенциальную опасность спуфинга

(преднамеренного искажения данных) в передаваемых навигационных сообщениях при помощи легко доступного коммерческого оборудования [18].

В связи с указанными проблемами, стандарты на СПС вводят обязательное требование к некооперативному режиму работы, в котором должно обеспечиваться обнаружение и оценка параметров движения ВС-нарушителей при недоступности АЗН-В. В качестве основного измерителя навигационной информации ВС-нарушителя в некооперативном режиме регламентируется использовать бортовую радиолокационную станцию (РЛС), сертифицированную по требованиям, изложенным в [19] (РЛС типа Air-To-Air Radar (ATAR)). Однако для многих типов БВС, особенно малых и средних классов, оснащение полноценной бортовой РЛС фактически невозможно из-за ограничений по массогабаритным показателям, энергопотреблению и стоимости. Поиск находящихся в продаже в РФ систем ATAR по открытым источникам не дал результата, а стоимость наземных систем похожего типа начинается приблизительно от 5 млн руб. В то же время различные оптико-электронные системы (ОЭС), такие как моно- и стереокамеры, а также лидары, являются практически обязательным элементом бортового оборудования современного БВС, поскольку применяются для решения широкого круга задач: предоставление визуальной информации внешнему пилоту, дистанционное зондирование Земли, определение навигационных параметров и другие. Таким образом, использование легко интегрируемой ОЭС в качестве основного измерителя для реализации некооперативного режима СПС является рациональным с точки зрения унификации комплекса бортового оборудования. В связи с этим стандарт на СПС малых БВС [17] Приложение А допускает применение ОЭС в качестве основного источника информации о ВС-нарушителе для некооперативного режима при условии, что метрики безопасности БВС в этом случае соответствуют установленным требованиям.

Согласно существующим стандартам [20] и принятым концепциям построения современных комплексных навигационных систем БВС основой навигационного оборудования для оценки навигационных параметров собственного БВС является бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС) и аппаратура потребителя спутниковой навигации (приемник сигналов глобальных навигационных спутниковых систем, ГНСС) – АПСН. С учетом всего вышесказанного, БИНС, АПСН, ОЭС и приемное оборудование АЗН-В (для кооперативного режима) образуют минимально необходимый аппаратный состав бортового информационно-измерительного обеспечения СПС. Такой состав согласуется с требованиями к навигационному обеспечению в рамках концепции навигации, основанной на характеристиках (Performance Based Navigation, PBN) [21], регламентирующей такие навигационные характеристики, как точность, целостность,

непрерывность и эксплуатационная готовность навигационного решения, а также соответствует современным концепциям по массовому внедрению БВС, в том числе в общее воздушное пространство.

В рамках диссертационной работы информационно-измерительное обеспечение СПС рассматривается как совокупность аппаратной и алгоритмической составляющих. Аппаратную составляющую образуют перечисленные выше БИНС, АПСН, ОЭС и приемное оборудование АЗН-В, алгоритмическую составляющую образуют математические модели измерений и их погрешностей, алгоритмы комплексной обработки, критерии контроля целостности и метрики качества. Под информационно-измерительной функцией (ИИФ) СПС будем понимать функцию, которую информационно-измерительное обеспечение выполняет в составе СПС, а именно обработку измерений, оценку их качества и подготовку входных параметров для логики СПС. Входными данными ИИФ служат измерения и параметры навигации собственного БВС, формируемые БИНС и АПСН как основными навигационными средствами, а также измерения и параметры основных источников информации СПС (приемника АЗН-В и (или) ОЭС). Таким образом, информационно-измерительное обеспечение выступает средством реализации ИИФ, а точность и целостность выходных параметров ИИФ служат показателями качества этого обеспечения.

Для количественной оценки качества навигационных параметров стандарт на комплексные навигационные системы [20] предполагает ряд метрик, таких как HFOM (Horizontal Figure of Merit), HPL (Horizontal Protection Level), которые должны рассчитываться непрерывно, сравниваться с предельной величиной HAL (Horizontal Alert Limit) (для горизонтальной навигации) и сообщаться внешнему пилоту для контроля точности и достоверности навигационного решения для текущего этапа полета (подробнее анализ этих метрик будет приведен в п. 1.2, а предлагаемые способы расчета этих метрик приведены в п. 4.2 и 4.3 диссертационной работы). В развитие этого подхода для задач повышения эффективности СПС в диссертации предлагается рассчитывать метрики качества не только для собственного БВС, но и для каждого ВС-нарушителя, как в кооперативном, так и в некооперативном режимах наблюдения.

Серьезной и до сих пор не полностью решенной проблемой в области радиотехнической навигации является обеспечение целостности навигационных данных в условиях воздействия непреднамеренных (многолучевость) и преднамеренных (зашумление сигналов ГНСС/АЗН-В (jamming, spoofing) помех [22]. В настоящее время необходимость выработки стратегий защиты коммерческих ВС от таких факторов признается на уровне руководства ИКАО [23]. В то же время погрешности измерений ОЭС

также могут иметь сложно предсказуемый характер, вследствие воздействия оптических искажений различной природы (дисторсия линз, шумовые искажения при обработке оптического сигнала, ошибки алгоритмов распознавания ВС-нарушителей и другие факторы). Указанные проблемы, очевидно, оказывают существенное влияние на уровень безопасности при эксплуатации БВС, особенно в контексте предупреждения и предотвращения столкновений. Таким образом, реализация функций своевременного обнаружения таких искажений спутниковых навигационных и оптических измерений, автоматическая перестройка алгоритмов комплексной обработки информации, выработка корректных характеристик качества навигационного решения и своевременная сигнализация при нарушении требований являются необходимыми условиями для безопасной эксплуатации БВС.

Степень разработанности темы. Вопросы интеграции БВС в общее воздушное пространство и построения систем обнаружения и уклонения рассмотрены в работах G. Fasano, D. Accardo, R. Oromolla [24, 25]. Количественные параметры зоны DWC и их обоснование по отношению к риску столкновения исследованы S. Cook, A. Weinert, S. Lee, M. Wu [26–28]. Логика предупреждения и предотвращения столкновений выработана в работах M. Kochenderfer и M. Owen применительно к семейству СПС ACAS X [29, 30], а также C. Muñoz и A. Narkawicz в библиотеке DAIDALUS [31, 32]. При этом характеристики точности измерений в перечисленных работах считаются заданными, а способы их формирования бортовым информационно-измерительным обеспечением не рассматриваются.

Оценивание параметров движения цели по угломерным, в том числе оптическим, измерениям и связанные с ним вопросы наблюдаемости дальности и учета маневра цели рассмотрены в работах Y. Bar-Shalom, X. R. Li, V. P. Jilkov, S. He, Z. Ning [33–36]. Методы обнаружения и сопровождения ВС-нарушителя по изображению представлены в [37]. В известных работах погрешности навигационного решения собственного БВС при этом либо не учитываются, либо вводятся как некоррелированный шум измерений.

Теория оптимального оценивания и комплексирования инерциальных и спутниковых измерений, в том числе, разработана в трудах О. А. Степанова, Г. И. Емельянцева, А. П. Степанова, K. Brammer, P. D. Groves [38–41], применительно к оптико-электронным измерениям БВС ее развитие отражено в [42, 43]. Методы контроля целостности по обновляющей последовательности фильтра Калмана и расчета защитных уровней для спутниковой и инерциально-спутниковой навигации разработаны M. Joerger, B. Pervan, S. Bhattacharyya, J. Blanch, J. Quartararo [44–47]. Постановка задачи оценки риска целостности для систем обнаружения и уклонения БВС предложена в [48]. Уязвимость

каналов ГНСС и АЗН-В к помехам и преднамеренным искажениям продемонстрирована в [49–52]. При этом для некооперативного режима наблюдения стандарты [11, 17] не устанавливают метрик качества. Большинство моделей погрешностей оптических измерений не отражает их связи с погрешностями БИНС.

Таким образом, **целью диссертационной работы** является обеспечение выполнения требований к безопасности полетов БВС за счет применения в информационно-измерительном обеспечении бортовой системы предупреждения столкновений разработанных методических и программно-алгоритмических средств оценки и контроля качества определения параметров движения ВС-нарушителя на основе инерциальных, радиотехнических и оптико-электронных измерений.

Для достижения поставленной цели требуется решить следующие **научно-практические задачи**:

1) Разработать структуру алгоритмов СПС БВС, позволяющую реализовать информационно-измерительную функцию СПС (ИИФ СПС) для кооперативного и некооперативного режимов наблюдения с использованием информации канала АЗН-В и измерений оптико-электронной системы (ОЭС);

2) Разработать линеаризованную математическую модель погрешностей измерений контура СПС, обеспечивающую достаточную полноту описания связей погрешностей бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) и ОЭС для синтеза дискретного стохастического оптимального фильтра Калмана и формирования характеристик качества оценки параметров движения ВС-нарушителя;

3) Синтезировать алгоритм оценщика погрешностей определения параметров движения ВС-нарушителя на основе дискретного стохастического оптимального фильтра Калмана с учетом наличия корреляционных связей между параметрами БИНС и ОЭС и с учетом неопределенности параметров динамики ВС-нарушителя;

4) Разработать алгоритмы контроля целостности для информационно-измерительной функции СПС, содержащие критерии обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений в измерениях ОЭС;

5) Разработать способы формирования метрик качества параметров ИИФ СПС, включая новые метрики качества параметров некооперативного режима наблюдения;

6) Разработать методику и программно-алгоритмическое обеспечение имитационного моделирования для исследования свойств синтезированных алгоритмов ИИФ. Оценить вклад разработанных алгоритмов ИИФ, авторских моделей и методик в основные метрики безопасности СПС в соответствии с предъявляемыми сертификационными требованиями.

Объект исследования. Информационно-измерительное обеспечение бортовой системы предупреждения столкновений беспилотного воздушного судна.

Предмет исследования. Методические и программно-алгоритмические средства оценки и контроля качества определения параметров движения ВС-нарушителя на основе инерциальных, радиотехнических и оптико-электронных измерений, применяемых в информационно-измерительной функции бортовой системы предупреждения столкновений БВС.

Методология и методы исследования. В работе применялись методы статистического анализа, корреляционная теория случайных процессов, теория оптимальной фильтрации и метод имитационного моделирования. Алгоритмы информационно-измерительной функции синтезируются на основе моделей погрешностей измерителей. Оценивается влияние авторских моделей и методик на метрики безопасности СПС по замкнутому контуру БВС – система предупреждения столкновений – «пилот».

Научная новизна полученных результатов:

- разработана линеаризованная математическая модель погрешностей определения координат ВС-нарушителя, устанавливающая связь погрешностей измерений оптико-электронной и инерциальной навигационной систем;
- разработаны стохастические модели учета корреляционных связей между параметрами вектора состояния и шумами измерений при инициализации оценивателя, позволяющие учитывать нарушение исходных предположений о некоррелированности начальных значений ошибок оценок и шумов измерений;
- модифицировано уравнение расчета априорной матрицы ковариации ошибок оценивания путем введения стохастической модели неопределенности изменения динамики движения ВС-нарушителя;
- разработаны методики и критерии обнаружения нарушений целостности измерений оптико-электронной системы, а также предложены метрики точности и целостности оценивания параметров движения ВС-нарушителя для информационно-измерительного обеспечения системы предупреждения столкновений.

Теоретическая и практическая значимость работы. Теоретическая значимость работы состоит в развитии методов оценивания и контроля целостности на основе фильтра Калмана применительно к угломерным оптико-электронным измерениям. Полученные модели погрешностей, инициализации оценивателя и контроля искажений образуют основу для формирования характеристик качества определения параметров движения ВС-нарушителя в некооперативном режиме наблюдения.

Практическая значимость результатов исследования:

- разработана структура алгоритмов ИИФ СПС БВС, определяющая состав блоков, их входные и выходные параметры и связи между ними;

- разработаны алгоритмы оценщика, контроля целостности измерений ОЭС и формирования метрик качества параметров движения нарушителя, пригодные для реализации в бортовом программном обеспечении СПС БВС;

- разработано программно-математическое обеспечение имитационного моделирования ИИФ СПС, получены результаты исследования качества определения параметров движения для обоих режимов наблюдения и сформулированы рекомендации по применению синтезированных алгоритмов.

Положения, выносимые на защиту:

- разработанная математическая модель погрешностей определения координат ВС-нарушителя по измерениям ОЭС, учитывающая связь этих погрешностей с погрешностями БИНС, обеспечивает соответствие прогнозируемой точности фактической оценке на всем диапазоне дальностей работы ОЭС и снижает вероятность ложной сигнализации в 4 раза по сравнению с применением упрощенной модели;

- использование в ИИФ СПС стохастической модели учета связей между параметрами вектора состояния и шумами измерений при инициализации оценщика при первичном захвате ВС-нарушителя позволяет снизить погрешность определения дальности на втором измерении ОЭС на 65-85%, а при наличии априорной информации о ВС-нарушителе позволяет уменьшить погрешность определения положения в 1,4 раза по сравнению с использованием только данных АЗН-В и в 19 раз по сравнению с использованием только ОЭС;

- использование в ИИФ СПС модифицированного уравнения вычисления априорной матрицы ковариации оценщика путем добавления стохастической модели учета неопределенности в изменении динамики движения ВС-нарушителя позволяет при его маневре сохранить точность оценки в пределах требований RTCA DO-365B и исключить ложные срабатывания контроля целостности, возникающие без модификации для 31% эпох;

- использование в ИИФ СПС алгоритма обнаружения нарушения целостности измерений ОЭС, синтезированного с использованием разработанных математических моделей, методик и критериев, позволяет обнаруживать скачкообразные искажения от 3 пикселей и медленно нарастающие искажения с темпом от 0,11 пикселя в секунду с медианной задержкой от 8 до 18 с при вероятности ложной сигнализации не более $7 \cdot 10^{-5}$ на измерение и снижает вероятность выдачи недостоверной информации в 42 раза по сравнению с контролем целостности на основе метрик.

Реализация и внедрение. Результаты научных исследований, полученные при подготовке диссертационной работы, были использованы в НИОКР АО «КТ – Беспилотные системы» и учебном процессе кафедры 305 «Пилотажно-навигационные и информационно-измерительные комплексы» в рамках учебных курсов «Моделирование систем», «Оптико-электронные системы» и «Оптико-электронные навигационные и информационно-измерительные системы беспилотных аппаратов».

Степень достоверности результатов. Достоверность результатов работы подтверждается статистическим имитационным моделированием. При моделировании применены парная схема сравнения с общими случайными числами, доверительные интервалы по сценариям конфликта и верифицированная библиотека логики предупреждения столкновений DAIDALUS. Полученные результаты согласуются с требованиями RTCA DO-365B и DO-396.

Апробация результатов работы. Материалы диссертации докладывались и обсуждались на: XXVIII Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам, г. Санкт-Петербург, ЦНИИ «Электроприбор» 31 мая 2021 года; Международной конференции «Авиация и космонавтика», г. Москва, МАИ, 2020; III Научно-практической конференции аспирантов ФАУ ЦАГИ, г. Жуковский, 03 декабря 2024 года; конкурсе научных работ «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» 20–24 ноября 2023 г., Москва; XXIII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением», г. Санкт-Петербург, ЦНИИ «Электроприбор» 16–19 марта 2021 г.; III Научно-технической конференции «Состояние и перспективы развития современной науки по направлению «Техническое зрение и распознавание образов», г. Анапа (Военный технополис «ЭРА»), 18 марта 2021 года; XXXI Международной научно-технической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации», Алушта, 14–20 сентября 2022 года; 14-й Международной научно-технической конференции «Тенденции и гармонизация развития радионавигационного обеспечения», г. Москва, МАДИ, 27 ноября 2021 года.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 27 работ, из них 3 – статьи в журналах, включенных в Перечень рецензируемых научных изданий Высшей аттестационной комиссии при Министерстве науки и высшего образования Российской Федерации по специальности 2.2.11.

Структура и объем работы. Работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы, одного приложения, изложенных на 225 страницах, в том числе 212 страниц основной части, одного приложения на 12 страницах. Работа содержит 35 рисунков, 44 таблицы. Список литературы содержит 84 наименования.

Глава 1. Анализ требований к безопасности воздушного движения БВС. Аппаратно-алгоритмическая структура СПС БВС

1.1 Требования к безопасности воздушного движения БВС в части разрешения конфликтов

Как показано во Введении, СПС и СПрС опираются на общие требования по безопасности воздушного движения [53]. Для краткости изложения в настоящей работе приведен только перечень правил, непосредственно связанных с СПС или СПрС для ВС, находящихся в воздухе, а также опущены некоторые формулировки (FAA 14 CFR разделы 91.3, 91.111, 91.113, 91.123 и 91.181(b)):

1) Из правил полетов вблизи других ВС:

- ВС не должно эксплуатироваться настолько близко к другому ВС, чтобы создать опасность столкновения;
- ВС не должны выполнять групповые полеты, за исключением случаев, когда это согласовано с командиром каждого ВС, участвующего в групповом полете;
- коммерческие ВС не должны выполнять групповые полеты.

2) Из правил преимущественного прохода ROW:

– Когда позволяют погодные условия, независимо от того, выполняется ли полет по правилам полетов по приборам или по правилам визуальных полетов, каждый пилот ВС должен сохранять бдительность с целью визуального обнаружения и избегания других воздушных судов. Когда правило предоставляет преимущественное право прохода другому ВС, пилот обязан уступить дорогу этому ВС и не должен проходить над ним, под ним или перед ним, если только не находится на безопасном удалении (Well Clear, WC);

– Правила ROW (преимущественного прохода): когда ВС одной категории сближаются на примерно одной высоте (за исключением встречных курсов или почти встречных), преимущественное право прохода имеет ВС, находящееся справа от другого. Если воздушные суда относятся к разным категориям:

- Воздушный шар имеет преимущественное право прохода перед ВС любой другой категории;
- Планер имеет преимущественное право прохода перед ВС с силовой установкой;
- Дирижабль имеет преимущественное право прохода перед всеми другими ВС с силовой установкой, за исключением ВС, выполняющих буксировку или дозаправку других ВС;
- ВС, выполняющее буксировку или дозаправку других ВС, имеет преимущественное право прохода перед всеми другими ВС с силовой установкой.

– При полете на встречных курсах (или почти на встречных) каждый пилот каждого ВС должен изменить курс вправо.

– Каждое обгоняемое ВС имеет преимущественное право прохода, и каждый пилот обгоняющего ВС должен изменить курс вправо, чтобы пройти на безопасном удалении (обеспечить WC).

3) Из правил о соблюдении указаний ОрВД:

– Когда получено разрешение ОрВД, ни один командир ВС не может отклониться от этого разрешения, если только не получено измененное разрешение, не существует аварийной ситуации или отклонение не является ответом на директивную рекомендацию RA от TCAS.

– Каждый командир ВС, который в аварийной ситуации или в ответ на директивную рекомендацию RA от TCAS отклонился от разрешения или указания ОрВД, должен уведомить ОрВД об этом отклонении как можно скорее.

4) Из правил по выдерживанию угла курса ВС:

– На любом маршруте, за исключением трасс обслуживания воздушного движения, ВС должно следовать по прямому курсу между навигационными средствами или контрольными пунктами, определяющими этот маршрут. Однако не запрещается маневрирование ВС для обеспечения WC по отношению к другому ВС.

В РФ схожий перечень правил регламентируется в нормативном документе «Федеральные правила использования воздушного пространства Российской Федерации» [5]. Одним из основных отличий ФАП-138 от 14 CFR в части обеспечения безопасности воздушного движения является тот факт, что правила по разрешению конфликтов ВС в ФАП-138 менее детальные, а также отсутствуют требования по обязательному обеспечению ВС СПС/СПрС и, соответственно, следованию рекомендациям RA. Однако, как показано во введении к диссертационной работе, принятые в РФ концепции по внедрению БВС в контролируемое воздушное пространство подразумевают обязательное внедрение таких систем в ближайшем будущем.

Приведенные правила содержат понятие безопасного удаления (WC) в качественной форме. Для применения в СПС на уровне стандарта [11, п. С.5] это понятие приведено к количественному виду. Потеря безопасного удаления, то есть нарушение условия RWC, фиксируется в тот момент, когда одновременно выполнены три условия:

$$0 \leq \tau_{\text{mod}} \leq \tau_{\text{mod}}^*, \quad HMD \leq HMD^*, \quad |dh| \leq h^*,$$

где HMD – минимальное расстояние между ВС в горизонтальной плоскости в точке наибольшего сближения;

dh – текущее превышение одного ВС над другим;

τ_{mod} – модифицированное время до сближения, вычисляемое по горизонтальной дальности r и скорости ее изменения:

$$\tau_{\text{mod}} = \frac{DMOD^2 - r^2}{r\dot{r}}.$$

Последнее соотношение применяется для сближающихся траекторий при $r > DMOD$, где $DMOD$ (Distance Modification) – модифицированная дальность; при $r \leq DMOD$ принимается $\tau_{\text{mod}} = 0$, для расходящихся траекторий $\tau_{\text{mod}} = \infty$. Установлены три набора пороговых значений, различающихся горизонтальными параметрами при общем значении $h^* = 450$ фут (137,2 м): для маршрутного полета при кооперативном наблюдении $\tau_{\text{mod}}^* = 35$ с и $HMD^* = DMOD = 4000$ фут (1219,2 м); для аэродромной зоны $\tau_{\text{mod}}^* = 0$ и $HMD^* = DMOD = 1500$ фут (457,2 м); для маршрутного полета при некооперативном наблюдении $\tau_{\text{mod}}^* = 0$ и $HMD^* = DMOD = 2200$ фут (670,6 м). При $\tau_{\text{mod}}^* = 0$ первое условие вырождается в геометрическое $r \leq DMOD$, то есть временная составляющая определения снимается.

Для оценки качества работы логики и программного обеспечения СПС используются так называемые метрики – количественные показатели качества работы логики СПС, приведенные в [11]. Можно выделить генеральные метрики, которые характеризуют в целом работу ИИФ СПС БВС, в том числе, алгоритмы СПС, внешнего пилота и/или автоматической системы управления и качество работы контура навигации. Частными метриками можно назвать конкретные пространственно-временные параметры, характеризующие сценарии развития и разрешения конфликтных ситуаций. Рассмотрим, прежде всего, генеральные метрики.

1) Вероятность возникновения потери безопасного самоэшелонирования (Loss of Well Clear, LoWC) при работе СПС. LoWC – нарушение зоны DWC. Вероятность возникновения LoWC определяется следующим соотношением:

$$P(LoWC) = \frac{N_{LoWC}}{N_{Encounters}} = P(Induced_{LoWC}) + P(Unresolved_{LoWC}),$$

где N_{LoWC} – число конфликтов, в которых при работе СПС произошло событие LoWC;

$N_{Encounters}$ – суммарное число конфликтов;

$P(Induced_{LoWC})$ – вероятность возникновения спровоцированного (вторичного) LoWC;

$P(Unresolved_{LoWC})$ – вероятность неразрешенного LoWC.

2) Вероятность возникновения LoWC без вмешательства СПС (unmitigated, индекс UM), то есть при отсутствии СПС или невыполнении ее рекомендаций:

$$P(LoWC_{UM}) = \frac{N_{Unmit.LoWC}}{N_{Encounters}},$$

где $N_{Unmit.LoWC}$ – число конфликтов, в которых событие LoWC происходит без вмешательства СПС.

3) Коэффициент риска события LoWC (LoWC Ratio, LR), являющийся ключевым показателем для определения степени повышения безопасности в части предотвращения LoWC при внедрении системы DAA. Значение больше единицы означает, что система DAA ухудшает безопасность, создавая больше случаев LoWC, чем предотвращая. Чем меньше коэффициент, тем эффективнее система DAA предотвращает LoWC.

$$LR = \frac{P(LoWC)}{P(LoWC_{UM})} = \frac{N_{LoWC}}{N_{Unmit.LoWC}},$$

где N_{LoWC} и $N_{Unmit.LoWC}$ определены выше. Если сценарии конфликта построены так, что без вмешательства СПС событие LoWC происходит в каждом конфликте (глава 5), то $N_{Unmit.LoWC} = N_{Encounters}$, и метрика LR равна доле конфликтов с событием LoWC при работе СПС.

4) Вероятность спровоцированного LoWC. Спровоцированным LoWC называют конфликт, возникший в результате ошибочных команд DAA, который без вмешательства системы не произошёл бы.

$$P(InducedLoWC) = \frac{N_{InducedLoWC}}{N_{Encounters}},$$

где $N_{InducedLoWC}$ – число конфликтов со спровоцированным системой DAA LoWC.

Наилучшее значение: $P(InducedLoWC) = 0$.

5) Вероятность неразрешенного LoWC описывает вероятность возникновения ситуации, когда возникает LoWC, и система DAA не разрешила ситуацию. Величина определяется следующим соотношением:

$$P(UnresolvedLoWC) = \frac{N_{UnresolvedLoWC}}{N_{Encounters}},$$

где $N_{UnresolvedLoWC}$ – число конфликтов с неразрешенным LoWC.

6) Оценка степени опасности потери эшелонирования LoWC в каждом конкретном случае конфликта BC (Severity of Loss of Well Clear, SLoWC). Оценка определяется по следующему соотношению:

$$SLoWC = (1 - RangePen_i \oplus HMDPen_i \oplus VertPen_i) * 100\%,$$

где $\oplus$ – оператор Fernandez-Guasti Squiracle;

$RangePen_i$ – нормализованная мера нарушения безопасной дистанции в горизонтальной плоскости;

$HMDPen_i$ – оценка вероятности столкновения на основе прогноза минимального расстояния между воздушными судами при текущих траекториях;

$VertPen_i$ – нормализованная мера нарушения безопасной дистанции по вертикали;

Оператор Fernandez-Guasti Squiracle ($\oplus$) определяется соотношением:

$$x \oplus y \equiv \sqrt{x^2 + (1 - x^2)y^2}.$$

Параметр $RangePen_i$ определяется соотношением:

$$RangePen_i = MIN(\frac{r_i}{S_i}, 1),$$

где S_i – искомый горизонтальный диапазон, определяемый соотношением:

$$S_i = MAX(DMOD, \frac{1}{2}(\sqrt{(\dot{r}_i \tau_{mod}^*)^2 + 4DMOD^2} - \dot{r}_i \tau_{mod}^*)),$$

где $i = [t_1, t_2, t_3, \dots, t_{end-1}, t_{end}]$;

$DMOD = 4000$ фут ($DMOD$ – это скорректированное расстояние в формуле скорректированного τ_{mod});

$$\tau_{mod}^* = 35 \text{ с};$$

r_i – горизонтальное расстояние;

$\dot{r}_i$ – горизонтальная скорость изменения расстояния.

Параметр $VertPen_i$ определяется соотношением:

$$VertPen_i = MIN(\frac{dh_i}{h^*}, 1),$$

где $i = [t_1, t_2, t_3, \dots, t_{end-1}, t_{end}]$;

$$h^* = 450 \text{ фут};$$

$$dh_i = \text{abs}(h1, i - h2, i).$$

7) Коэффициент риска события NMAC (Risk Ratio, RR) – ключевой коэффициент для оценки эффективности DAA в предотвращении опасного сближения (Near Mid-Air Collision, NMAC):

$$RR = \frac{P(NMAC)}{P(NMAC_{UM})} = \frac{N_{NMAC}}{N_{Unmit.NMAC}},$$

где N_{NMAC} – число конфликтов, в которых при работе СПС произошло событие NMAC;

$N_{Unmit.NMAC}$ – число конфликтов, в которых событие NMAC происходит без вмешательства СПС;

$P(NMAC_{UM})$ – вероятность NMAC без вмешательства СПС, определяемая соотношением:

$$P(NMAC_{UM}) = \frac{N_{Unmit.NMAC}}{N_{Encounters}},$$

$P(NMAC)$ – вероятность NMAC при работе СПС, определяемая следующим соотношением:

$$P(NMAC) = \frac{N_{NMAC}}{N_{Encounters}} = P(Induced_{NMAC}) + P(Unresolved_{NMAC}),$$

где $N_{Encounters}$ – суммарное число конфликтов.

8) Вероятность спровоцированного NMAC (вторичного нарушения самоэшелонирования).

Спровоцированным называют NMAC, возникший при выполнении маневра уклонения по команде DAA, который без вмешательства DAA не произошёл бы. Вероятность спровоцированного NMAC определяется по следующему соотношению:

$$P(Induced_{NMAC}) = \frac{N_{InducedNMAC}}{N_{Encounters}},$$

где $N_{InducedNMAC}$ – число конфликтов со спровоцированным NMAC DAA;

$N_{Encounters}$ – суммарное число конфликтов.

9) Вероятность неразрешенных NMAC.

Неразрешенный NMAC – ситуация, в которой система DAA не предотвратила ситуацию с NMAC. Вероятность неразрешенных NMAC определяется следующим соотношением:

$$P(Unresolved_{NMAC}) = \frac{N_{UnresolvedNMAC}}{N_{Encounters}},$$

где $N_{Unresolved_{NMAC}}$ – число конфликтов с неразрешенным NMAC;

$N_{Encounters}$ – суммарное число конфликтов.

10) Минимальные расстояния между воздушными судами по горизонтали (Horizontal Miss Distance, HMD) и вертикали (Vertical Miss Distance, VMD) при достижении горизонтальной точки наибольшего сближения (Closest Point of Approach, CPA).

HMD вычисляется как:

$$HMD = \min_i(\sqrt{dx_i^2 + dy_i^2}),$$

где $i = [t_1, t_2, t_3, \dots, t_{end-1}, t_{end}]$;

dx – расстояние между воздушными судами по координате x ;

dy – расстояние между воздушными судами по координате y ;

VMD вычисляется по следующим соотношениям:

$$t_{CPA} = t_{HMD},$$

$$VMD = dz(t_{CPA}),$$

где dz – расстояние между воздушными судами по координате z (разница высот между воздушными судами);

t_{HMD} – момент времени, когда достигается HMD;

t_{CPA} – момент времени, когда достигается CPA.

11) Минимальное взвешенное наклонное расстояние (Minimum Weighted Slant Range, WSR).

WSR – это минимальное расстояние между двумя воздушными судами с учетом разницы между типичными вертикальными и горизонтальными интервалами эшелонирования. Поскольку нормы вертикального эшелонирования значительно меньше, чем разделение ВС в горизонтальной плоскости, и поскольку горизонтальный размер зоны NMAC в 5 раз превышает вертикальный, горизонтальная составляющая расстояния корректируется коэффициентом 5. Минимальный WSR вычисляется по следующему соотношению:

$$Minimum\ WSR = \min_i \left(\sqrt{\frac{(dx_i^2 + dy_i^2)}{25}} + dz_i^2 \right),$$

где $i = [t_1, t_2, t_3, \dots, t_{end-1}, t_{end}]$;

dx – расстояние между воздушными судами по координате x ;

dy – расстояние между воздушными судами по координате y ;

dz – расстояние между воздушными судами по координате z (разница высот между воздушными судами).

Целевые значения для метрик LR и RR сформированы в п. 2.2 приложения А [17] для СПС типа ACAS sXu при пересечении БВС с ВС-нарушителем, оборудованным или не оборудованным системой АЗН-В, то есть при использовании кооперативных и некооперативных источников информации (или режимов наблюдения) для СПС. Для кооперативного режима наблюдения СПС:

$$LR \leq 0,4;$$

$$RR \leq 0,18.$$

Для некооперативного режима наблюдения СПС:

$$LR \leq 0,5;$$

$$RR \leq 0,3.$$

Сравнение получаемых на этапе имитационного моделирования системы метрик с реальными статистическими полетными данными возможно для пилотируемой авиации, так как в этой сфере к настоящему времени накоплен объем необходимых данных. В докладе NASA Airspace Safety Threshold Study: Status Update to SC-228 DAA Safety Sub-Group [54], в частности, приведен массив данных по пересечению траекторий двух ВС в различных условиях полета, что позволяет приблизительно оценить указанные метрики для реальных условий.

При пересечении траекторий двух ВС, выполняющих полет по правилам полета по приборам (IFR) ниже 18000 футов по статистике за три месяца:

$$LR \approx 0,06;$$

$$RR \approx 0,0035.$$

При пересечении траекторий двух ВС, один из которых выполняет полет по правилам полета по приборам (IFR), а второй выполняет полет по правилам визуальных полетов (VFR) при активном взаимодействии с системами УВД ниже 18000 футов по статистике за три месяца:

$$LR \approx 0,086;$$

$$RR \approx 0,0012.$$

При пересечении траекторий двух ВС, один из которых выполняет полет по правилам полета по приборам (IFR), а второй выполняет полет по правилам визуальных полетов (VFR) без активного взаимодействия с системами УВД ниже 18000 футов по статистике за три месяца:

$$LR \approx 0,05;$$

$$RR \approx 0,0024.$$

Приведенные выше целевые и реальные уровни метрик безопасности СПС могут использоваться в качестве опорных при дальнейшем анализе влияния различных возмущающих факторов ИИФ СПС и параметров защитных зон СПС на уровни безопасности полетов БВС в рамках настоящей работы.

1.2 Требования к навигационному обеспечению БВС и метрики качества навигационного решения

Выполнение требований к безопасности воздушного движения, рассмотренных в п. 1.1, опирается на способность каждого ВС выдерживать заявленную траекторию с установленной точностью и своевременно обнаруживать ухудшение собственного навигационного решения. Начиная с внедрения концепции навигации, основанной на характеристиках (Performance Based Navigation, PBN) [21], требования к бортовому оборудованию задаются не перечнем наземного и бортового аппаратного обеспечения, а набором характеристик, которые оборудование обязано обеспечить независимо от способа их достижения. Тот же набор характеристик используется далее в настоящей работе при формулировании требований к ИИФ СПС.

В соответствии с эксплуатационной концепцией ИКАО для международных полетов дистанционно пилотируемых авиационных систем по правилам полетов по приборам [55] БВС при выполнении полетов в контролируемом воздушном пространстве должно быть оборудовано и иметь эксплуатационные разрешения для выполнения требуемых навигационных характеристик того воздушного пространства, в котором оно работает. Основным навигационным средством БВС является аппаратура потребителя спутниковой навигации (АПСН) как наиболее точное (в нормальном режиме функционирования) и доступное средство, пригодное для всех классов БВС на всех этапах полета. Автономное применение АПСН, однако, не обеспечивает уровня характеристик, требуемого спецификациями PBN на всех этапах полета, вследствие чего применяются бортовые

(ABAS), наземные (GBAS) и спутниковые (SBAS) системы функционального дополнения [56].

Каждая навигационная спецификация PBN задает предельно допустимую суммарную погрешность определения места воздушного судна (Total System Error, TSE) для определенного этапа полета, выраженную в морских милях (Nautical Mile, NM) с вероятностью 0,95. Полный перечень спецификаций по этапам полета приведен в [21] и в настоящей работе не воспроизводится, поскольку из него используется только шкала предельных значений, служащая ориентиром при назначении категории точности навигационного решения по каналу АЗН-В (см. таблицу А.1 приложения А). Существенным является различие составляющих суммарной погрешности: погрешности навигационной системы (Navigation System Error, NSE), то есть расхождения между истинным и вычисленным местом; погрешности выдерживания траектории (Flight Technical Error, FTE), то есть расхождения между вычисленным местом и заданной траекторией; и погрешности определения самой траектории (Path Definition Error, PDE). Требования спецификаций PBN относятся к суммарной величине TSE, тогда как требования к характеристикам сигнала в пространстве относятся только к составляющей NSE. На рисунке 1.1 проиллюстрировано формирование параметра TSE.

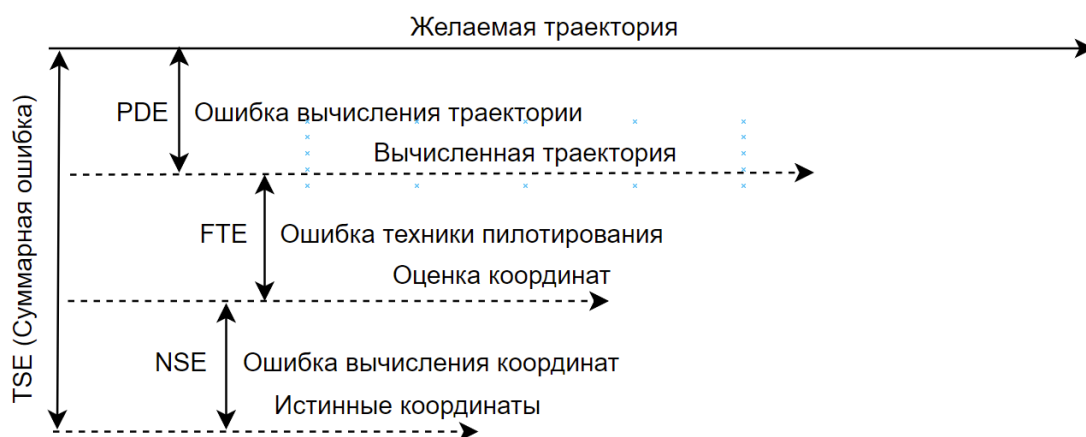


Рисунок 1.1 – Формирование суммарной погрешности траектории

Под характеристиками навигационной системы в настоящей работе понимаются следующие величины:

точность – степень соответствия измеренного навигационной системой местоположения ВС его истинному местоположению, выраженная в виде погрешности навигационной системы (NSE) с заданной вероятностью 0,95;

целостность – способность навигационной системы выдавать своевременное предупреждение пользователю о превышении заданного уровня погрешности измерения с

установленной вероятностью; характеризуется интервалом времени, необходимым для обнаружения превышения и выдачи сигнала предупреждения, и вероятностями обоих этих событий;

непрерывность обслуживания – способность навигационной системы безотказно функционировать в течение всего полета или любого рассматриваемого интервала полета; определяется вероятностью безотказной работы на этом интервале;

эксплуатационная готовность – способность навигационной системы выполнять свою функцию на заданном интервале времени намеченной операции; определяется вероятностью безотказной работы на этом интервале при условии работоспособного состояния системы на его начало;

срабатывание сигнализации – индикация или предупреждение о том, что параметр навигационной системы находится вне поля допуска;

порог срабатывания сигнализации – предельно допустимое отклонение измеряемого параметра, превышение которого вызывает срабатывание сигнализации;

задержка срабатывания сигнализации, или время до выработки сигнала предупреждения, – максимально допустимое время от момента выхода системы за допустимый порог до срабатывания сигнализации.

Требования ИКАО к характеристикам сигнала в пространстве (Signal in Space, SIS) для этапов полета, рассматриваемых в настоящей работе, приведены в таблице 1.1. Этапы точного захода на посадку опущены, поскольку они выходят за границы принятых в п. 1.5 ограничений.

Таблица 1.1 – Требования к характеристикам сигнала ГНСС в пространстве [56]

Характеристика	На маршруте	На маршруте и в зоне аэродрома	Начальный и промежуточный заход на посадку, неточный заход (NPA), вылет
Точность в горизонтальной плоскости, $P = 0,95$	3,7 км (2 NM)	0,74 км (0,4 NM)	220 м (720 фут)
Точность по вертикали, $P = 0,95$	Не назначена	Не назначена	Не назначена
Целостность	$1 - 10^{-7}$ за час	$1 - 10^{-7}$ за час	$1 - 10^{-7}$ за час
Время до выработки сигнала предупреждения, с	300	15	10
Непрерывность обслуживания	от $1 - 10^{-4}$ до $1 - 10^{-8}$ за час	от $1 - 10^{-4}$ до $1 - 10^{-8}$ за час	от $1 - 10^{-4}$ до $1 - 10^{-8}$ за час
Эксплуатационная готовность	от 0,99 до 0,99999	от 0,99 до 0,99999	от 0,99 до 0,99999

Приведенные в таблице 1.1 значения времени до предупреждения относятся к контуру навигации и составляют от 300 с на маршруте до 10 с при заходе на посадку. Требуемое время реакции контура предупреждения столкновений имеет иной порядок: согласно рассмотренным в п. 1.1 условиям выдачи оповещения среднее время выдачи составляет 55 с до входа в зону обязательного оповещения для корректирующего уровня и 25 с для предостерегающего, а допустимое запаздывание измеряется единицами секунд. Следовательно, штатный навигационный контроль целостности, рассчитанный на обнаружение отказа в течение сотен секунд, не может служить средством контроля качества измерений в контуре предупреждения столкновений. Отсюда вытекает необходимость построения в составе ИИФ СПС собственных средств контроля целостности с существенно меньшей задержкой обнаружения, чему посвящен п. 4.1 настоящей работы.

Фактическое и предельно допустимое значения погрешности определения местоположения характеризуются набором величин, установленным стандартом на АПСН и системы ее функционального дополнения [57]. Горизонтальный уровень защиты (Horizontal Protection Level, HPL) представляет собой верхнюю границу погрешности определения места в горизонтальной плоскости, вычисляемую на борту исходя из текущей геометрии рабочего созвездия и требований к целостности. Горизонтальный предел оповещения (Horizontal Alert Limit, HAL) представляет собой установленное для данного этапа полета предельно допустимое значение радиальной погрешности определения места в горизонтальной плоскости, превышение которого уровнем защиты требует выдачи предупреждения. Вертикальные аналоги этих величин обозначаются как VPL и VAL. Контроль целостности состоит в сравнении вычисленного уровня защиты с установленным пределом оповещения: превышение HPL над HAL или VPL над VAL означает, что требуемые характеристики не обеспечиваются, и влечет выдачу предупреждения. Существенно, что уровень защиты вычисляется по геометрии измерений и не зависит от значений самих измерений, вследствие чего он может быть получен заранее.

Уровень защиты формируется для двух гипотез. Величина HPL_{FF} ограничивает погрешность навигационной системы при безотказной работе навигационных космических аппаратов (НКА) с учетом маловероятных больших погрешностей измерений, вызванных состоянием среды распространения. Величина HPL_{FD} ограничивает погрешность при наличии не исключенного отказа одного НКА, обнаруживаемого с заданной вероятностью пропуска. Уровень защиты HPL принимается равным наибольшей из этих величин.

Функции контроля целостности (обнаружение отказа, исключение отказавшего источника и выдача предупреждения) должны выполняться в пределах времени, установленного для текущего этапа полета. Основной временной характеристикой является

время до предупреждения (Time-To-Alert, TTA), то есть максимально допустимое время от момента возникновения отказа в определении положения до момента выдачи предупреждения. Эта величина используется далее в главе 4 при построении критериев обнаружения искажений.

В интерфейсных стандартах бортового оборудования наряду с HPL и VPL применяются обозначения горизонтального и вертикального пределов целостности (Horizontal Integrity Limit, HIL, и Vertical Integrity Limit, VIL) [58]. По смыслу эти величины совпадают с уровнями защиты и различаются лишь документом, которым введены; в настоящей диссертационной работе используются обозначения HPL и VPL.

Перечисленные величины формируются не всеми типами навигационного обеспечения БВС. Стандарт на БИНС с коррекцией по ГНСС [20] классифицирует такое оборудование по двум независимым признакам: по категории, отражающей класс чувствительных элементов БИНС, и по подкатегории, отражающей возможности обнаружения отказов НКА сверх тех, которыми обладает АПСН. Такая классификация может характеризовать контур навигации собственного БВС, рассматриваемый в настоящей работе. В таблице 1.2 рассмотрены в упрощенном виде (без численных требований к чувствительным элементам) категории оборудования по классу чувствительных элементов БИНС. Численные характеристики чувствительных элементов по этим категориям применяются при проведении имитационного моделирования.

Таблица 1.2 – Категории оборудования по классу чувствительных элементов БИНС

Категория	Класс инерциальных чувствительных элементов	Возможность счисления координат при отсутствии сигналов ГНСС
А	Элементы навигационного класса	Обеспечивается счисление, в том числе для дальних и океанических полетов
В	Элементы класса гироскопирования, отвечающие категории Н1 по [59] без внешней коррекции, но не отвечающие требованиям 14 CFR Part 121, приложение G	Обеспечивается счисление в течение времени, устанавливаемого изготовителем; скорость нарастания погрешности выше, чем для категории А

Категория	Класс инерциальных чувствительных элементов	Возможность счисления координат при отсутствии сигналов ГНСС
С	Элементы класса курсовертикали (AHRS), для которых гирокомпасирование по категории Н1 невозможно и требуется внешняя коррекция курса	Продолжительное счисление не обеспечивается; допускается кратковременное счисление координат и скорости на время коротких перерывов в приеме сигналов ГНСС

Требования к комплексированию АПСН и БИНС ранее содержались в приложении R к [57] любой редакции и в [60], однако охватывали только БИНС, сертифицированные по приложению G к 14 CFR Part 121, построенные по жесткосвязанной схеме комплексирования и предназначенные для дальних, в том числе океанических, маршрутов. Стандарт [20] распространил требования на существенно более широкий круг схем комплексирования, от слабосвязанных до жесткосвязанных, а также на системы, выдающие параметры пространственной ориентации, курса и скорости, которые в [59] не рассматриваются. К категории С относятся, в частности, комплексные инерциально-спутниковые системы на микромеханических чувствительных элементах с коррекцией угла курса по магнитометру, то есть класс оборудования, типичный для БВС средних и малых классов. При этом оборудование, отвечающее требованиям категории С, недостаточно для реализации ИИФ СПС по [11].

Существенно, что численные значения показателей целостности установлены в [20] только для координат: частота превышения защитного уровня при безотказной работе составляет 10^{-5} за час для спецификаций требуемых навигационных характеристик (Required Navigation Performance, RNP) и RNP AR и 10^{-5} или 10^{-7} за час при работе по каналу АЗН-В, частота превышения защитного уровня при обнаруженном отказе 10^{-7} за час, а время до обнаружения и время до исключения 8 с. Для высоты, горизонтальной и вертикальной скорости, путевого угла, угла наклона траектории и углов ориентации численные значения не установлены; приведены лишь ориентировочные диапазоны от 10^{-9} до 10^{-5} за час для вероятностных показателей и от 0,5 до 8 с для временных. Между тем в контуре предупреждения столкновений контролю подлежат не только координаты, но и высота и составляющие скорости, поскольку именно они определяют прогноз взаимного положения пары воздушных судов. Недостающие значения показателей приняты в настоящей работе самостоятельно исходя из приведенных диапазонов, обоснование выбора дано в пп. 4.1 и 4.3.

Отметим два обстоятельства, свойственных беспилотной эксплуатации. Первое состоит в наличии внешних возмущающих воздействий различной природы, способных действовать одновременно и не учтенных в математических моделях контуров навигации и предупреждения столкновений; к ним относятся, в частности, преднамеренные искажения сигналов спутниковой навигации и внутренние сбои ОЭС. Второе состоит в малом объеме накопленных данных эксплуатации БВС, недостаточном для получения статистически значимых оценок вероятностей отказов и их влияния на качество навигации и предупреждения столкновений. Совокупность этих обстоятельств с отмеченной выше неполнотой нормирования определяет необходимость разработки собственных критериев обнаружения искажений и собственных метрик качества параметров движения, чему посвящена глава 4.

Подкатегория навигационного оборудования по классификации [20] определяет, какие метрики навигационного решения выдаются потребителю. Подкатегория 0 обеспечивает формирование метрики HFOM. Подкатегория 1 обеспечивает обнаружение отказов НКА и формирует защитный уровень HPL. Подкатегория 2 дополнительно обеспечивает исключение отказавшего НКА с сохранением непрерывности обслуживания, а остаточная погрешность после исключения ограничивается уровнем исключения (Horizontal Exclusion Level, HEL).

В контексте настоящей диссертации приведенная классификация определяет состав входных данных, поступающих в ИИФ СПС от контура навигации собственного БВС, включая метрики качества навигационной информации.

Исходя из приведенной классификации в настоящей диссертационной работе за основу приняты характеристики оборудования категории В подкатегории 2, в том числе применительно к БВС средних и малых классов, поскольку только такое оборудование формирует полный набор метрик качества навигационного решения, требуемый для формирования ИИФ СПС.

Требования [20] к процедуре обнаружения отказов, приведенные выше, дополняются допустимой частотой ложных обнаружений, установленной равной 10^{-5} за час. Время до обнаружения и время до исключения отсчитываются от момента, когда защитный уровень перестает ограничивать фактическую погрешность. Эти значения могут служить ориентиром при назначении характеристик контроля целостности в контуре СПС, а допустимая частота ложных обнаружений – при назначении порогов критериев обнаружения, рассматриваемых в п. 4.1.

Возможность гибкого назначения пределов оповещения на борту отсутствует, поэтому их значения устанавливаются на уровне стандартов отдельно для каждого этапа

полета. Численные значения, принятые в стандарте авиационного интерфейса для выходных параметров АПСН [61], приведены в таблице 1.3.

Таблица 1.3 – Численные значения пределов оповещения по этапам полета

Этап полета	HAL, NM	VAL
Океанический	4	Требование не установлено
Маршрутный	2	Требование не установлено
Терминальный	1	Требование не установлено
Неточный заход на посадку	0,3	Требование не установлено
Точный заход на посадку (RNP APCH, RNP AR APCH, GLS)	Определяется схемой захода на конкретном аэродроме, как правило 0,1	Определяется схемой захода на конкретном аэродроме

Соотношение перечисленных величин метрик качества между собой на примере горизонтных координатных параметров представлено на рисунке 1.2.



Рисунок 1.2 – Иерархия характеристик качества навигационного решения

Приведенная иерархия определяет порядок формирования алгоритмического обеспечения ИИФ СПС: результатом работы ИИФ является оценка вектора состояния и характеристика ее погрешности, из которой затем образуются как метрики точности, так и защитные уровни, сравниваемые с допустимыми пределами.

Перенос концепции PBN на полеты беспилотных воздушных судов в неконтролируемом воздушном пространстве класса G составляет самостоятельную задачу, поскольку малые БВС оснащаются оборудованием, как правило, не сертифицированным

для авиационных применений, и назначение им определенных значений требуемых навигационных характеристик в настоящее время не установлено.

Следует учитывать, что доступность систем функционального дополнения не может считаться обеспеченной на всем протяжении полета. Наземные системы функционального дополнения имеют ограничения, свойственные наземным радиотехническим средствам навигации, и не образуют сплошного поля, а на предельно малых высотах их применение дополнительно ограничено условиями распространения радиоволн. Спутниковые системы функционального дополнения иностранных навигационных группировок не предусматривают обеспечения территории Российской Федерации [62]. Из этого следует, что контур предупреждения столкновений не может строиться в предположении о постоянной доступности внешних средств повышения точности и целостности, а оценка качества измерений должна выполняться автономно на борту по имеющимся измерениям, что и принято в настоящей работе.

Рассмотренный набор характеристик применяется и к самой системе предупреждения столкновений: стандарт [11] задает требования к точности, целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности параметров ИИФ СПС. Принципиальное различие состоит в точке отсчета. В контуре навигации погрешность и защитный уровень отсчитываются от заданной траектории собственного ВС, тогда как в контуре предупреждения столкновений те же по смыслу величины относятся к взаимному положению пары ВС и потому зависят от качества оценивания параметров движения нарушителя. Построению таких оценок и контролю их качества посвящены главы 3 и 4 настоящей работы.

1.3 Применение модели «швейцарского сыра» для формирования требований к ИИФ СПС БВС

Для качественного, системного рассмотрения риска столкновения в воздухе БВС и другого ВС при использовании СПС полезно воспользоваться универсальным подходом к анализу различных и, прежде всего, критически важных процессов, который называется «модель швейцарского сыра» и был предложен профессором Манчестерского университета Джеймсом Ризоном в 1990 году [63]. Позднее эта модель была использована в официальных международных документах для анализа причин возникновения авиационных происшествий [64].

Модель швейцарского сыра (Swiss cheese model) – модель, используемая в управлении рисками, включая авиационную безопасность и многие другие отрасли. Слои сыра, со случайно расположенными отверстиями разного размера в каждом ломтике, сложенные в стопку, являются метафорой слоев защиты, где риск нежелательного

происшествия уменьшается за счет разнообразия уровней и видов предотвращения угроз, но каждый уровень-механизм безопасности имеет свои уязвимости [65]. Теоретически уязвимость одного слоя не приводит к реализации угрозы, поскольку ее перекрывают другие слои защиты, поскольку во всех таких системах должны функционировать и другие механизмы (слои), уровни и степени обеспечения безопасности и/или снижения рисков, закрывающие уязвимости предыдущих уровней защиты.

Используя системный подход к организации и обеспечению процесса предотвращения столкновений БВС в воздухе, этот процесс также можно представить на основе модели «швейцарского сыра» в виде совокупности разного уровня слоев защиты против возникновения недопустимого сближения БВС с другими ВС (события LoWC и NMAC), как показано на рисунке 1.3.

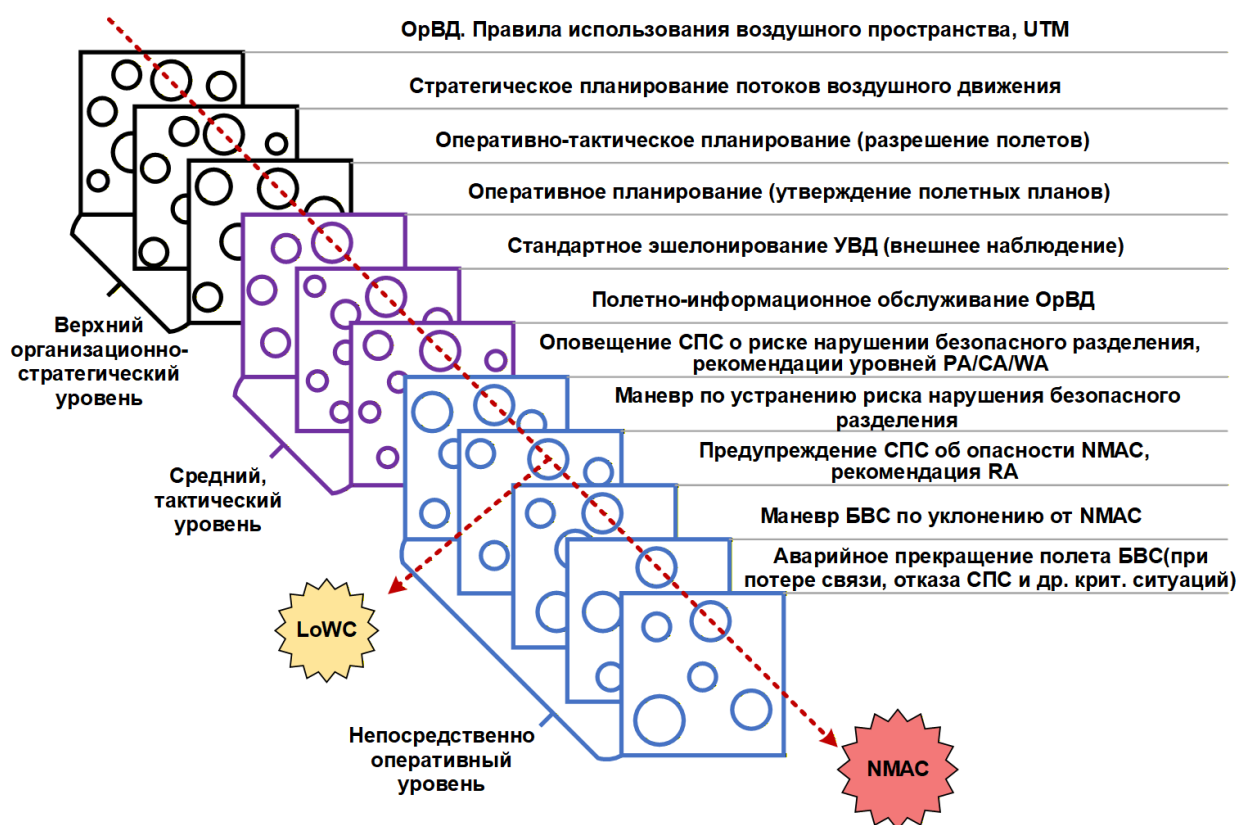


Рисунок 1.3 – Уровни и слои защиты предотвращения опасного сближения БВС с другими ВС в виде модели «швейцарского сыра»

Представленная многослойная модель процесса предотвращения столкновения БВС в воздухе с другими ВС помогает определить роль СПС в общей архитектуре безопасности воздушного движения, которая заключается в том, что СПС формирует последние слои защиты от столкновения и поэтому требует предельно ответственного подхода к разработке ее программной и аппаратной составляющих.

Определим, насколько это возможно, конкретные численные требования к допустимым вероятностям пропуска или некорректного действия по предотвращению конфликтных ситуаций на уровне ответственности «СПС – Пилот – Система автоматического управления БВС». Анализ документов ИКАО по безопасности полетов [66], а также ФАП и Норм летной годности РФ отражает, что конкретное значение вероятности серьезного авиационного происшествия на международном уровне не регламентировано и понимается как «практически недопустимая». В то же время консультативный циркуляр FAA [67] понимает такое событие как «крайне маловероятный отказ» с вероятностью порядка 10^{-9} и ниже. Схожие цифры устанавливает Европейское агентство по безопасности полетов (EASA) [68]: «Разумно ожидать, что вероятность серьезной аварии... будет не более одной на десять миллионов часов налета или 10^{-7} на час полета... Верхний предел средней вероятности на час полета для Катастрофических Отказных Состояний будет составлять 10^{-9} , что устанавливает приблизительное вероятностное значение для термина „Крайне Маловероятно“». Таким образом, требование « 10^{-9} за час полета» регламентировано на уровне некоторых региональных требований и стало ориентиром для разработчиков систем обеспечения безопасности полетов. Как показывает многолетняя практика и подтверждает приведенная модель, авиационное происшествие возникает в подавляющем числе случаев при сочетании сразу ряда факторов, что эквивалентно «пробою» сразу в нескольких слоях защиты. Следовательно, на долю СПС нужно относить лишь часть ответственности (вероятности столкновения), поскольку перед срабатыванием СПС предварительно должен с некоторой малой вероятностью произойти ряд других событий-предпосылок, в результате которых может возникнуть конфликтная ситуация в воздухе. Поскольку малые вероятности этих последовательных событий должны перемножаться, то допустимая вероятность отказа СПС может быть на порядки больше, чем 10^{-9} за час полета. Разумеется, в действительности процесс поддержания безопасного распределения ВС в воздушном пространстве может быть значительно более сложным, и развитие конфликтной ситуации может начаться только на оперативном уровне (например, появление технической неисправности, сильный порыв ветра или деградация точности датчиков наблюдения), так что расчет вероятности столкновения БВС с другими ВС может быть скорректирован. Исходя из требований к основным метрикам безопасности СПС (см. п. 1.1 диссертации), допустимая вероятность события NMAC может составлять порядка 10^{-1} за один случай потенциального опасного сближения ВС в воздухе. При внедрении ИИФ СПС эта вероятность должна быть не больше, а на практике – существенно меньше представленной. Пересчет этой величины к вероятности за час полета может быть выполнен с учетом класса БВС, класса и степени

загруженности воздушного пространства и при наличии достаточного объема статистических данных.

1.4 Классификация и источники данных СПС

Во Введении к диссертационной работе вводится четкое разделение систем на СПС и СПрС в зависимости от их прямых задач – сохранение безопасных интервалов (WC) и предупреждение (на ранних этапах) столкновений для СПС и предотвращение столкновений (CA) для СПрС. В то же время анализ развития современных СПС и СПрС и соответствующих регламентирующих документов, особенно разрабатываемых специально для БВС, показывает четкую тенденцию к объединению этих функций в рамках единой СПС.

В таблице 1.4 предлагается краткая классификация СПС и СПрС с точки зрения назначения систем и их основных функций [11, 13, 15–17].

Таблица 1.4 – Краткая классификация СПС и СПрС с точки зрения назначения систем и их основных функций

Система/ стандарт	Назначение	Основные функции	Год и причина появления
TCAS II	СПрС для пилотируемых ВС-коммерческой авиации, бизнес-джетов, крупных транспортных ВС	1) Формирование ТА 2) Формирование RA на маневры только в вертикальной плоскости. Обеспечивает координацию маневра с другими ВС с использованием ВОРЛ режима S.	1993г. – реакция на ряд авиационных катастроф, вызванных плохой координацией конфликтующих ВС при работе по командам диспетчера ОрВД и более ранней версией TCAS.
DAA (стандарт на СПС для БВС)	Стандарт на СПС, в первую очередь, для крупных БВС	Для СПС по этому стандарту: Обеспечение RWC путем формирования предписаний RA, CA, WA.	2017г. – необходимость разработки и сертификации СПС для крупных БВС с целью обеспечения интеграции их в общее воздушное пространство
ACAS Ха/Хо	Ха (Active): СПрС для пилотируемых ВС с фиксированным	1) Формирование ТА с улучшенной логикой 2) Формирование RA с улучшенной логикой на маневры только в	2018г. – улучшение алгоритмов TCAS II, увеличение количества вертолетов в воздушном

	крылом (замена TCAS II). Хо (Operations): СПрС для специальных применений – вертолеты, городская авиация (ААМ), военно-транспортные ВС.	вертикальной плоскости. Обеспечивает координацию маневра с другими ВС с использованием ВОРЛ режима S. 3) Возможность учета динамики вертолетов и аэротакси (в перспективе)	пространстве и появление новых типов ВС, полноценная интеграция с АЗН-В.
ACAS Xu	Объединение СПС и СПрС в единую СПС для крупных и средних БВС, способных нести тяжелое оборудование.	1) Обеспечение RWC путем формирования предписаний RA, CA, WA. 2) Формирование RA по улучшенной (по сравнению с TCAS II) логикой на маневры в горизонтальной и вертикальной плоскости. Возможно обеспечение координации маневра с другими ВС	2020г. – интеграция БВС в единое воздушное пространство с пилотируемыми ВС, выполнение требований 14 CFR для БВС, увеличение плотности воздушного движения.
ACAS sXu	Объединение СПС и СПрС в единую СПС и переход к концепции UTM для малых БВС с ограниченным набором бортовых систем	1) Обеспечение RWC путем формирования предписаний RA, CA, WA с учетом адаптации СПС под малые БВС 2) Формирование RA на маневры преимущественно в горизонтальной плоскости.	2022г. – интеграция малых БВС для полетов за пределами прямой видимости и переход к концепции UTM. Необходимость создания СПС без использования тяжелых бортовых систем.

Таким образом, под современными СПС для БВС подразумеваются СПС в широком смысле, то есть системы, соответствующие нормам авиационного законодательства в части предупреждения и предотвращения столкновений на обоих уровнях, что вызвано повышением требований к таким системам вследствие отсутствия пилота на борту и увеличения плотности воздушного движения. Функции предупреждения (RWC) и предотвращения (CA) у таких СПС могут быть четко разделены, однако вследствие схожести логик этих функций ряд алгоритмов фактически используется совместно. Поэтому в диссертационной работе подразумевается мягкое разграничение логик. Совместное использование логик СПрС и СПС на примере ACAS sXu может быть представлено, как показано на рисунке 1.4.

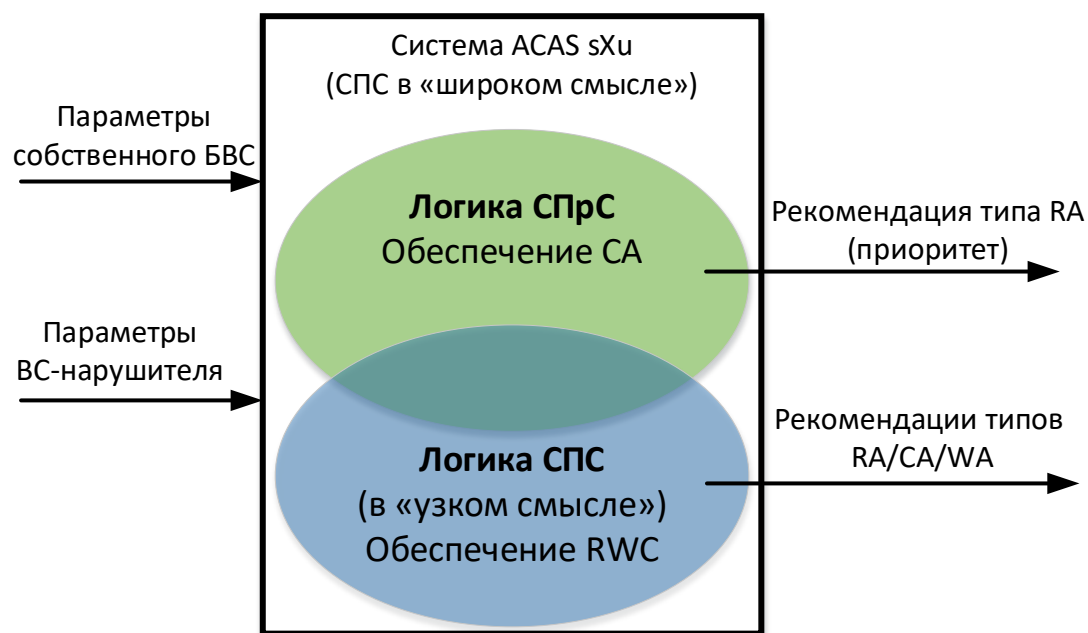


Рисунок 1.4 – Иллюстрация совместного использования логики СПрС и СПС на примере ACAS sXu

Основным источником данных СПС о собственном БВС является бортовая информационно-измерительная (в том числе – навигационная) система. В диссертационной работе измерители входной для СПС информации условно разделены на контур навигации БВС и контур СПС.

Состав входных параметров о ВС-нарушителе определяется режимом наблюдения, кооперативным или некооперативным. В зависимости от версии стандарта система может подразумевать обязательное кооперативное наблюдение за ВС-нарушителем для обеспечения ее работоспособности. При кооперативном наблюдении логика СПС оперирует не непрерывными метриками точности и целостности навигационного решения нарушителя, а дискретными категориями качества NACp (Navigation Accuracy Category for Position), NACv (Navigation Accuracy Category for Velocity), NIC (Navigation Integrity Category), GVA (Geometric Vertical Accuracy), SIL (Source Integrity Level) и SDA (System Design Assurance), передаваемыми по каналу АЗН-В.

Перечни входных параметров о собственном ВС и о ВС-нарушителе для обоих режимов наблюдения, а также соответствие между дискретными категориями качества и навигационными метриками, рассмотренными в п. 1.2, приведены в приложении А [69]. Существенным для дальнейшего изложения является то, что категория задает лишь верхнюю границу соответствующей метрики. Поэтому установленное стандартом восстановление метрики по принятой категории неоднозначно и дает только оценку сверху, а зависимость характеристик СПС от категории носит ступенчатый характер при

неравномерном шаге шкалы. Приведенные в приложении А перечни и соотношения использованы при подготовке программно-математического обеспечения имитационного моделирования ИИФ СПС и при постановке опытов главы 5.

1.5 Определение принятых в работе ограничений в части алгоритмического и аппаратного состава СПС

На рисунке 1.5 приведена обобщенная схема взаимодействия ВС в режиме кооперативного наблюдения, отражающая процесс приема сигналов для СПС собственным БВС. Этот рисунок не отражает все возможные варианты взаимодействия, а служит для пояснения принятых в рамках диссертационной работы ограничений в части схем аппаратного взаимодействия. Так, при разработке алгоритмического аппарата и программно-математического обеспечения (ПМО) имитационного моделирования не рассматриваются следующие варианты взаимодействия между ВС:

- кооперативное взаимодействие по каналу UAT 978 МГц и соответствующий ему протокол передачи данных, поскольку в РФ свободное применение этой частоты для соответствующих задач не допускается на законодательном уровне [70];
- отдельное от АЗН-В кооперативное взаимодействие по каналу ВОРЛ и соответствующий ему протокол передачи данных;
- некооперативное взаимодействие через РЛС.

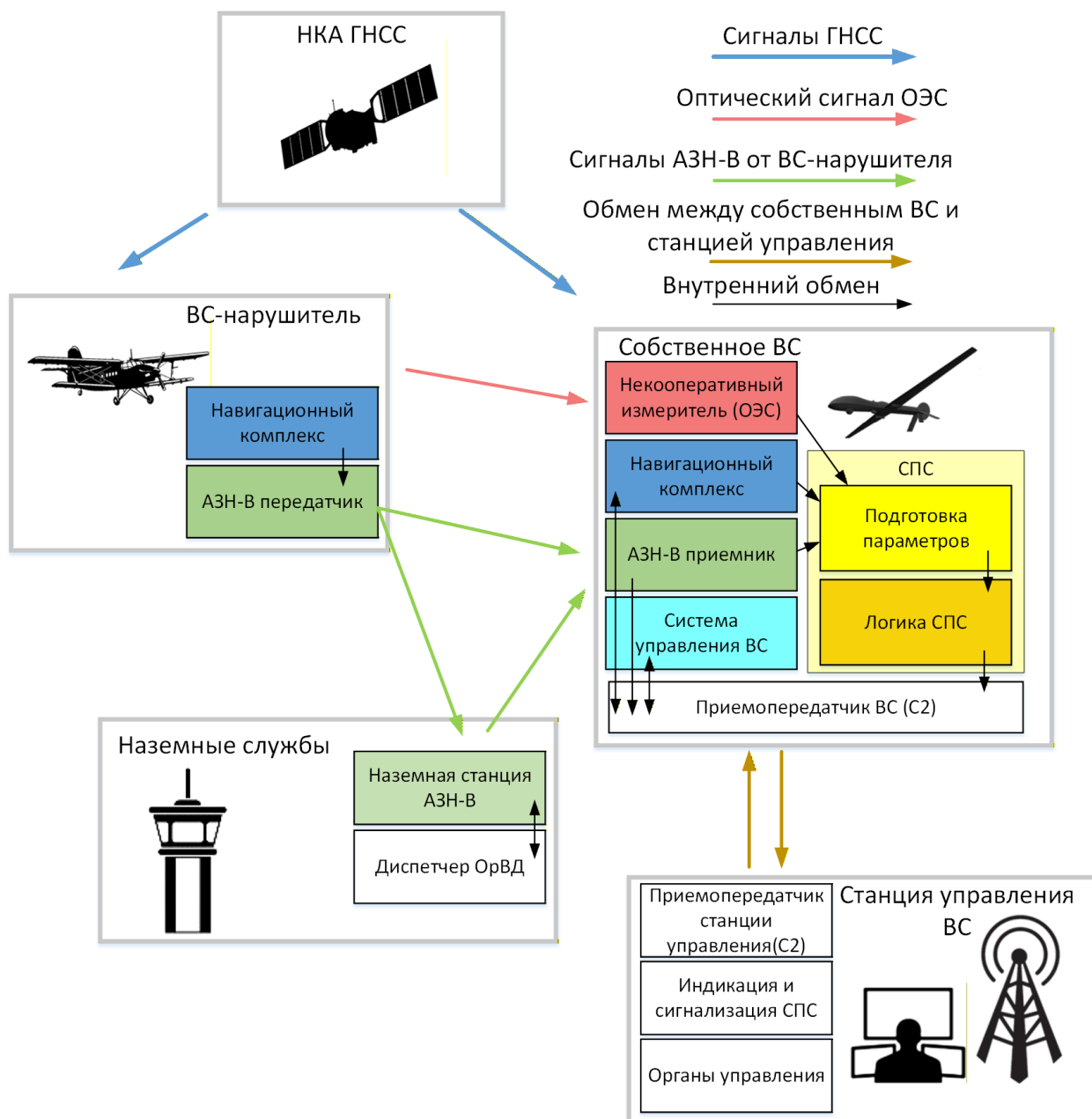


Рисунок 1.5 – Обобщенная схема взаимодействия ВС в рамках принятых в работе ограничений, кооперативное наблюдение

На рисунке 1.6 приведена обобщенная схема взаимодействия ВС в режиме некооперативного наблюдения, отражающая процесс приема сигналов для СПС собственным БВС. Этот рисунок не отражает все возможные варианты взаимодействия, а служит для пояснения принятых в рамках диссертационной работы ограничений.

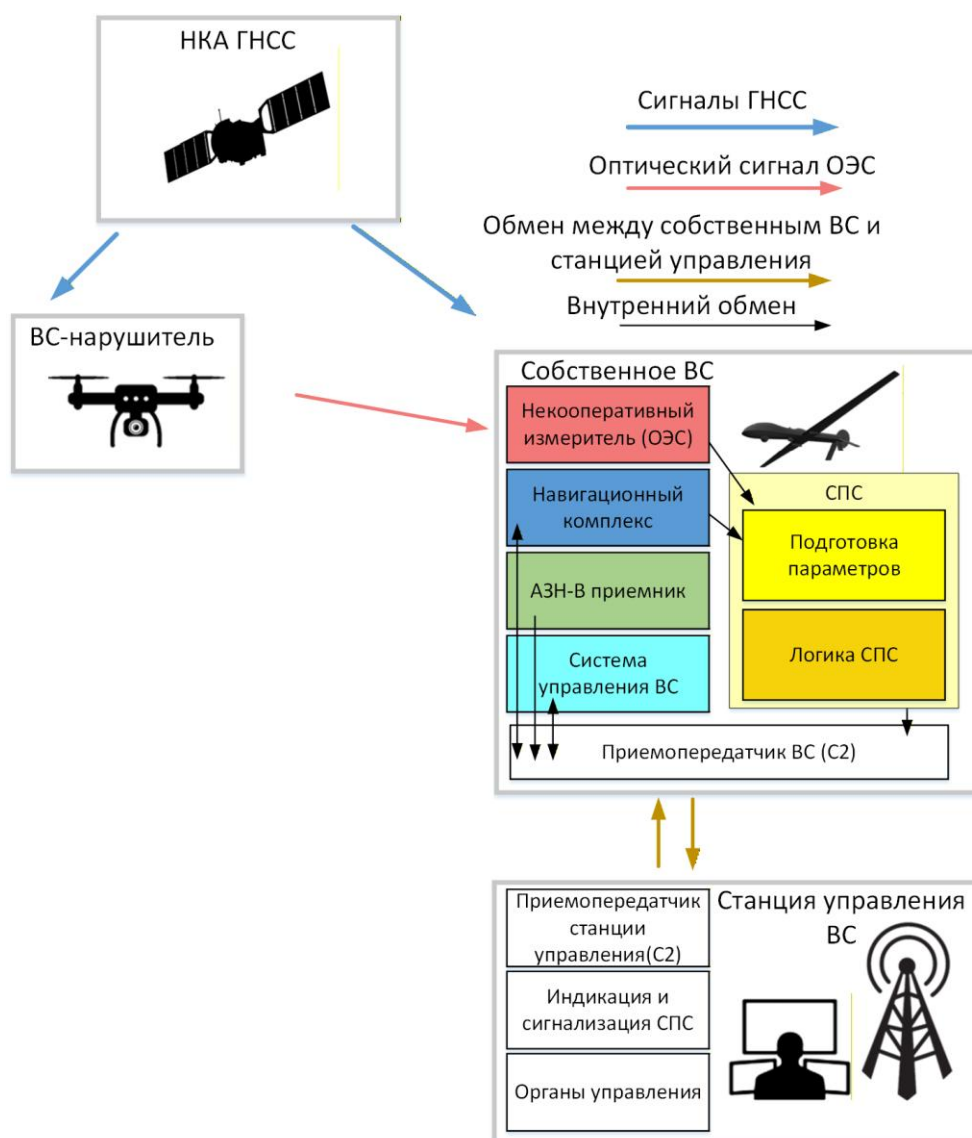


Рисунок 1.6 – Обобщенная схема взаимодействия ВС в рамках принятых в работе ограничений, некооперативное наблюдение

СПС БВС является распределенной системой и охватывает как бортовой, так и наземный сегмент, то есть станцию внешнего пилота, соединенную с БВС линией командно-телеметрической связи. Стандарты не требуют размещения логики предупреждения на борту: допускается архитектура, при которой сопровождение целей выполняется бортовыми средствами, а решение о выдаче оповещения принимается на станции внешнего пилота, причем суммарная задержка, вносимая устройством сопровождения и алгоритмом оповещения, в обеих архитектурах не должна превышать 2,0 с, задержка линии командно-телеметрической связи не должна превышать 1 с, а задержка отображения обстановки внешнему пилоту – 0,5 с [11]. Для реализации, рассматриваемой в настоящей работе, принята преимущественно бортовая архитектура: ИИФ и логика предупреждения столкновений выполняются на борту, а маневр уклонения выполняется по

команде внешнего пилота (в перспективе – полностью автоматически). Соответственно за пределами рассмотрения остаются варианты, в которых наземный сегмент входит в контур формирования оценок, а именно передача на борт данных наземных средств наблюдения (Ground Based Surveillance System, оборудование класса 6 по [11]) и ретрансляция данных ВОРЛ по линии командно-телеметрической связи.

На рисунке 1.7 приведена укрупненная структурная схема, отражающая взаимодействие параметров ИИФ СПС в режиме кооперативного наблюдения. Стандарт RTCA DO-365 запрещает применение полноценных алгоритмов комплексной обработки информации кооперативных и некооперативных измерителей для оценки параметров движения ВС-нарушителя в контексте СПС БВС малых и средних классов. По этой причине предлагаемый подход к построению алгоритмов ИИФ СПС реализует режим **ассоциации данных**, заключающийся в выборе основного источника параметров движения ВС-нарушителя на основе формирования и сравнения параметров качества различных источников измерения. В рамках диссертации предлагается расширенный подход к ассоциации данных по сравнению с рассматриваемым в документах RTCA, который заключается во внедрении взаимного контроля качества параметров, получаемых от источников наблюдения.

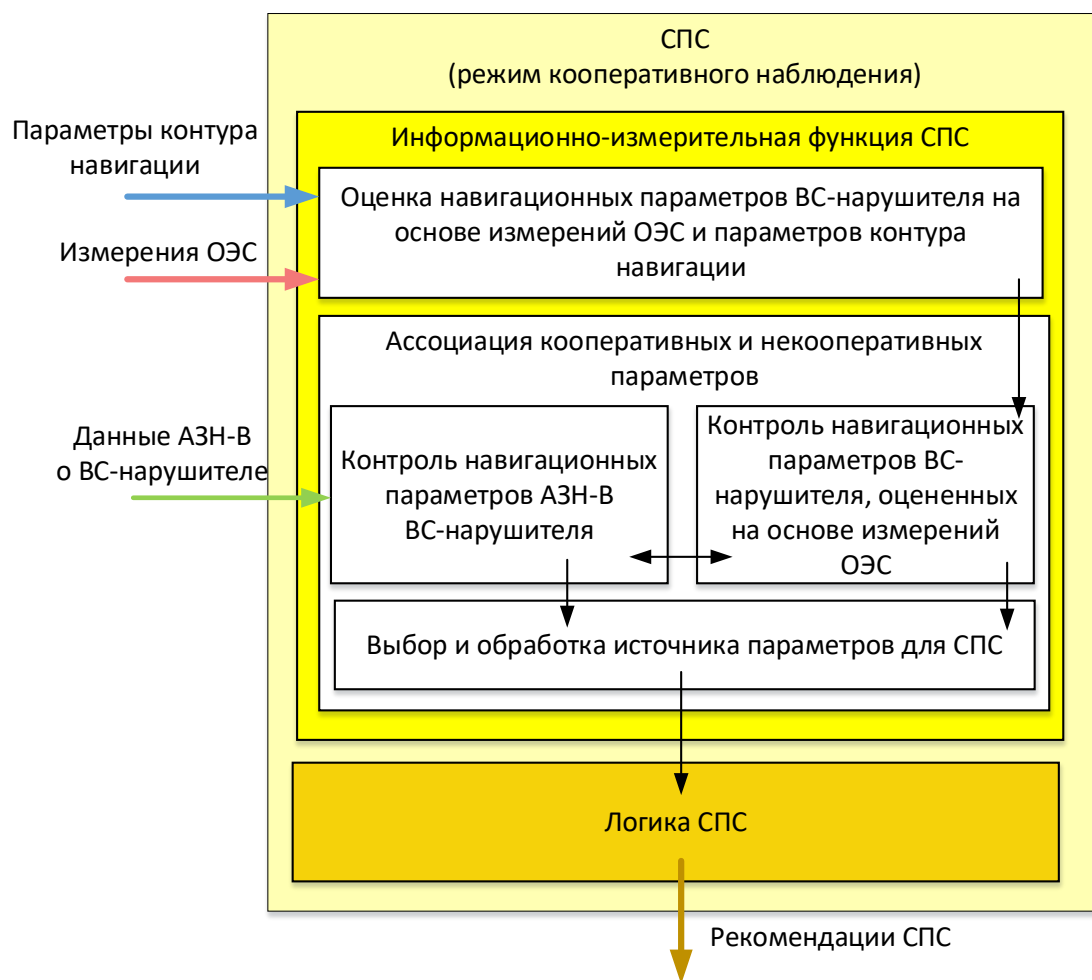


Рисунок 1.7 – Укрупненная структурная схема ИИФ СПС в режиме кооперативного наблюдения

На рисунке 1.8 приведена укрупненная структурная схема, отражающая взаимодействие параметров ИИФ СПС в режиме некооперативного наблюдения.

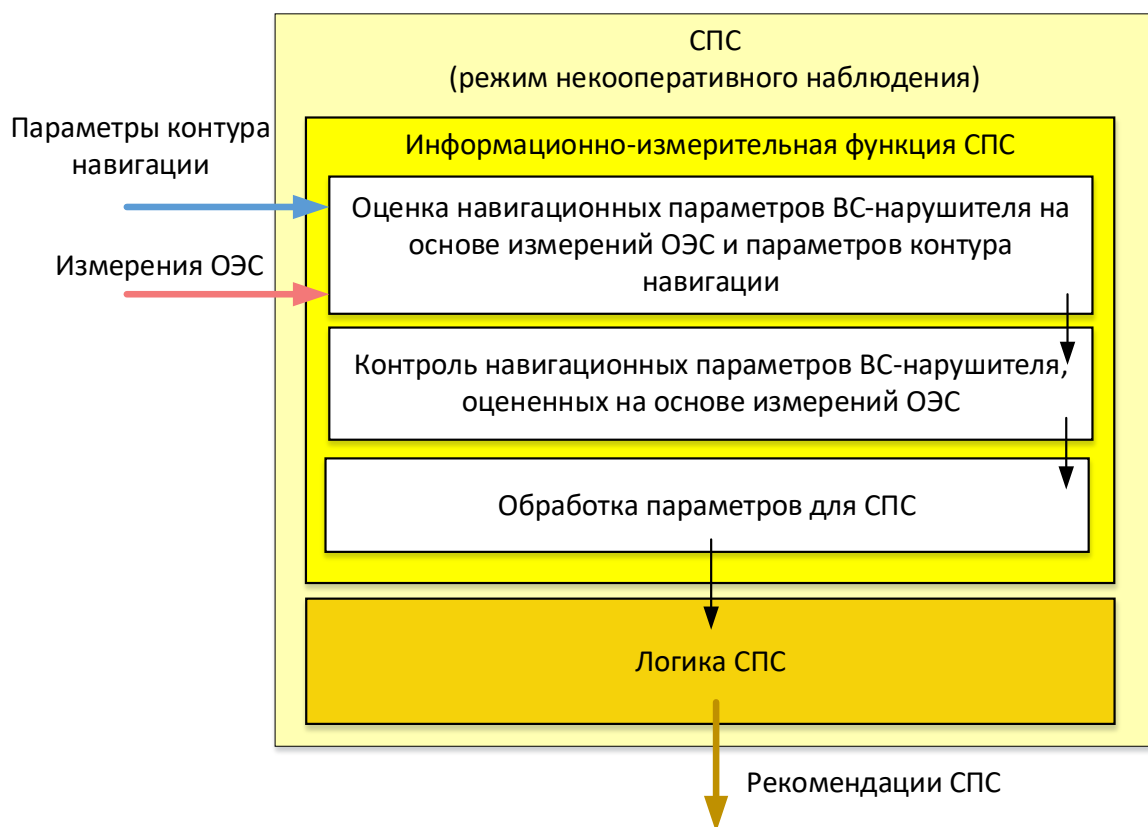


Рисунок 1.8 – Укрупненная структурная схема ИИФ СПС в режиме некооперативного наблюдения

Для обеспечения корректной работы СПС стандарт [11] предъявляет следующие требования к навигационным параметрам собственного ВС:

Требования к параметрам по горизонтали:

- 1) $\text{HFOM} \leq 0,1 \text{ NM}$ ($\text{NACp} \geq 7$);
- 2) $\text{HPL} \leq 0,3 \text{ NM}$;
- 3) Уровень целостности источника навигационных данных (Source Integrity Level, SIL) не ниже 3, что соответствует вероятности невыявленного отказа не более $1 \cdot 10^{-7}$ за час;
- 4) «Неопределенность горизонтальной скорости» не более 10 м/с.

Требования к параметрам по вертикали:

- 1) $\text{VFOM} \leq 45 \text{ м}$ ($\text{GVA} = 2$), см. таблицу А.6.

Пороговые требования к навигационным параметрам ВС-нарушителя, получаемые РЛС в пределах дальности видимости радара в некооперативном режиме (при расширении стандарта DO-365 на применение к малым БВС к ОЭС могут быть предъявлены схожие или более мягкие требования) для 95% вероятности:

- 1) Горизонтальные координаты: $125 \cdot (X - 1\text{NM}) + 250$ футов;
- 2) Высота: $100 \cdot (X - 1\text{NM}) + 150$ футов;
- 3) Горизонтальная скорость: $10 \cdot (X - 1\text{NM}) + 50$ узлов;

4) Вертикальная скорость: $380 \cdot (X - 1NM) + 800$ фут/мин.

где X – дальность до ВС-нарушителя.

В стандарте на СПрС малых БВС (ACAS sXu, приложение С) предъявляются схожие требования в части точности, а также разноплановые требования в части надежности определения навигационных параметров ВС-нарушителя с использованием радаров или ОЭС для интерфейса «Навигационная информация вектора «абсолютной геодезической траектории» (AGT)». Эти требования сведены в таблицу 1.5.

Таблица 1.5 – Требования к характеристикам навигационных параметров ВС-нарушителя, определяемым по измерениям радара или ОЭС собственного ВС

Параметр AGT	Требование к точности определения		Дополнительные требования
	Шумовая составляющая погрешности (1СКО)	Постоянное смещение (максимально допустимое)	
Широта нарушителя; долгота нарушителя	75 м	50 м	Сообщаемая неопределенность (ковариационная матрица) по положению, высоте и скорости нарушителя должна находиться в пределах от 0,8 до 2,0 от истинной неопределенности
Скорость ВС-нарушителя в направлении Север-ЮГ; скорость ВС-нарушителя в направлении Восток-Запад	7,5 м/с	Не предъявлено	
Высота нарушителя	10 м	150 м	

Приведенные выше требования к качеству определения параметров движения находятся на уровне самых жестких спецификаций, принятых в гражданской авиации, приблизительно на уровне спецификаций RNP 0.3–0.1, что соответствует требованиям к навигационному решению при осуществлении заходов на посадку тяжелых и средних коммерческих ВС. При этом требования к навигационным параметрам ВС-нарушителя, получаемым от АЗН-В в кооперативном режиме, аналогичны требованиям к параметрам собственного ВС. Одновременно с этим, как показано во введении, СПС оперирует

параметрами защитных зон, принятыми для «большой» гражданской авиации без учета особенностей эксплуатации БВС малых и средних классов. Отсюда вытекает предположение о том, что приведенные требования избыточны, а их применение может приводить к необоснованному «раздуванию» зон оповещения СПС. В конечном итоге это может приводить к невозможности одновременной эксплуатации большого количества БВС в одном воздушном пространстве.

1.6 Подход к построению алгоритмов ИИФ СПС БВС

Требования к качеству определения параметров движения, рассмотренные в п. 1.2 и 1.5, относятся к параметрам, которые формируются в различных каналах ИИФ СПС и подвержены воздействию возмущающих факторов различной природы. Взаимосвязь возмущающих факторов, параметров измерителей, алгоритмов ИИФ СПС и характеристик потребителя ее выходных параметров проиллюстрирована на рисунке 1.9.



Рисунок 1.9 – Связь возмущающих факторов, параметров измерителей, алгоритмов ИИФ СПС и характеристик потребителя

Каждая из трех основных измерительных систем подвержена собственному набору возмущающих факторов, причем часть факторов действует одновременно на два канала. Помехи ГНСС-сигналов искажают как навигационное решение собственного БВС, так и

координаты, передаваемые ВС-нарушителем по каналу АЗН-В, вследствие чего заявляемая категория точности NAC_р перестает отражать фактическую погрешность. Погрешности определения координат и углов ориентации собственного БВС переносятся в оценку параметров движения ВС-нарушителя по измерениям ОЭС, поскольку оптические измерения дают только направление на нарушителя, а привязка этого направления к ДГСК выполняется по параметрам контура навигации.

Метрики качества каналов разнородны. Канал АЗН-В передает дискретные категории NAC_р, NAC_v, NIC и SIL, контур навигации собственного БВС формирует непрерывные метрики HFOM и VFOM и защитный уровень HPL, тогда как для некооперативного канала метрики качества стандартами не установлены и в составе существующих реализаций СПС не формируются. Одновременно логика предупреждения столкновений использует характеристику неопределенности оценки при построении зон оповещения и полос маневра, поэтому при отсутствии таких метрик или при их несоответствии фактической погрешности оповещение выдается запоздало или ложно, а рекомендованный маневр уклонения может оказаться неверным.

Отсюда следует задача, решаемая в диссертационной работе: контроль качества и целостности параметров ИИФ СПС при взаимосвязанных искажениях в измерениях контура навигации и измерителей обоих режимов наблюдения, включая формирование метрик качества для некооперативного режима наблюдения.

Предлагаемый подход к построению алгоритмов ИИФ СПС в виде блок-схемы верхнего уровня, отражающей основные блоки алгоритмов ИИФ СПС и связи между ними, проиллюстрирован на рисунке 1.10. Главы 2–4 настоящей диссертации включают детальное рассмотрение этих блоков алгоритмов и формируемых ими параметров. Этот подраздел также содержит краткое описание рассматриваемых блоков со ссылками на соответствующие пункты диссертационной работы, включающие полное описание.

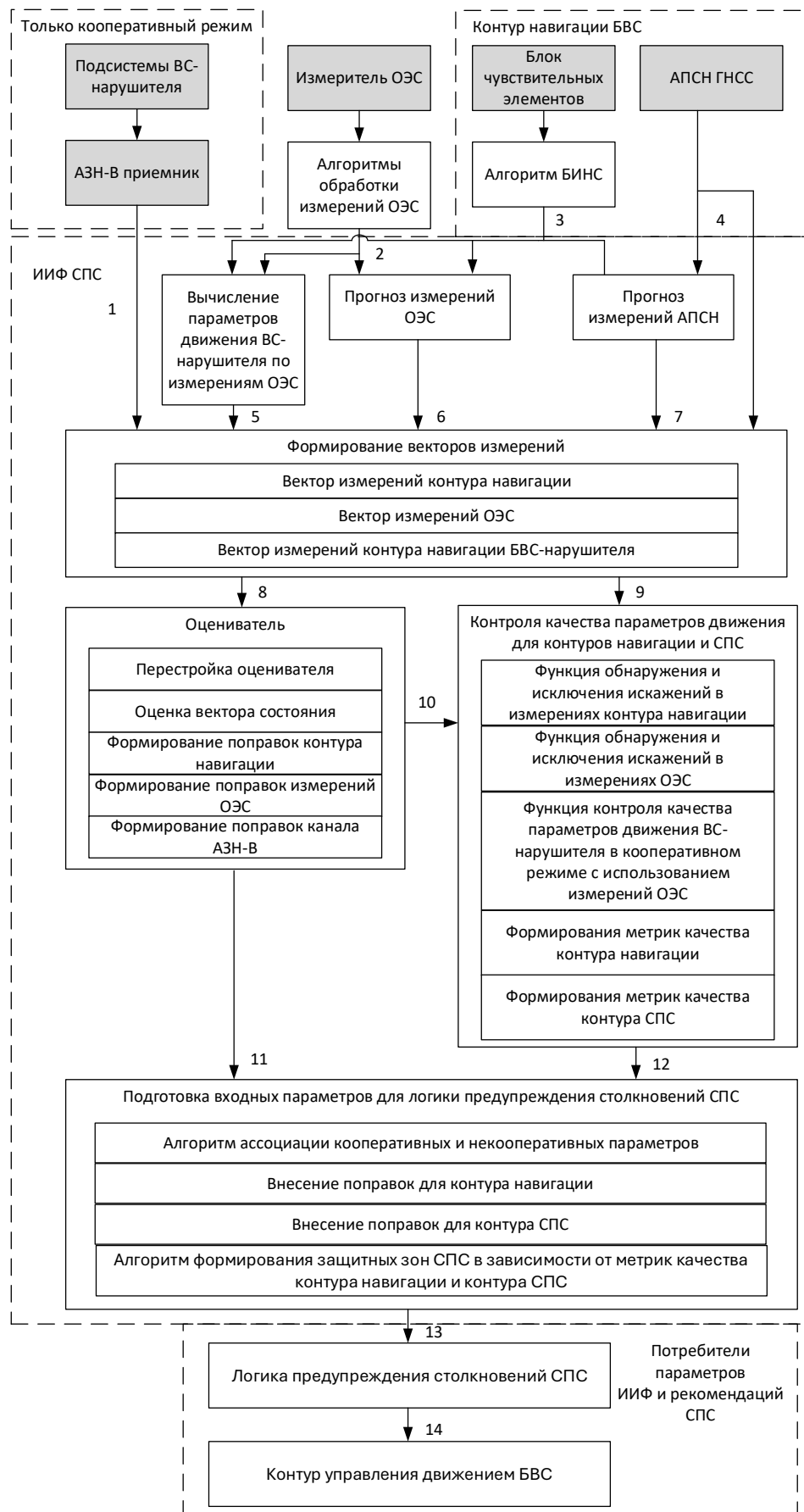


Рисунок 1.10 – Иллюстрация подхода к построению алгоритмов ИИФ СПС БВС

На рисунке 1.10 серым цветом выделены основные в контексте рассматриваемой задачи элементы измерительного аппаратного обеспечения собственного БВС и ВС-нарушителя.

По информационной связи 1 передаются формируемые приемником АЗН-В параметры ВС-нарушителя в формате AGT (согласно таблице А.3).

В блоке «Алгоритмы обработки измерений ОЭС» реализован алгоритм первичной обработки изображения (распознавания ВС-нарушителя) и формируется информация о положении ВС-нарушителя (или нескольких ВС-нарушителей) на изображении (эта информация передается по информационной связи 2). Подробно алгоритм распознавания ВС-нарушителя в диссертационной работе не рассматривается.

Блок «Алгоритм БИНС» реализует навигационный алгоритм на основе измерений инерциального блока чувствительных элементов (см. п. 5.1.2 диссертационной работы). По информационной связи 3 передается навигационное решение БИНС собственного БВС (координаты, вектор путевой скорости, углы ориентации БВС соответственно), а также измерения чувствительных элементов (вектор абсолютной угловой скорости БВС, вектор кажущегося ускорения БВС).

Блок «АПСН ГНСС» передает по информационной связи 4 навигационные параметры БВС и «сырые» измерения ГНСС (в контексте рассматриваемой задачи не применяется весь типовый перечень параметров АПСН – при проведении моделирования используются только псевдодальности и псевдоскорости ГНСС).

Блок «Вычисление параметров движения ВС-нарушителя по измерениям ОЭС» реализует алгоритм оценки параметров движения ВС-нарушителя по данным некооперативного измерителя и передает эту информацию по информационной связи 5.

Блок «Прогноз измерений ОЭС» реализует прогноз измерений ОЭС с применением параметров БИНС (см. п. 2.2.2 диссертационной работы). Прогноз измерений ОЭС передается по информационной связи 6.

Блок «Прогноз измерений АПСН» реализует прогноз измерений АПСН с применением параметров БИНС (см. п. 2.2.1 диссертационной работы). Прогноз измерений АПСН передается по информационной связи 7.

Блок «Формирование векторов измерений» реализует приведение всех поступающих в него параметров в согласующиеся размерности и вычисляет соответствующие векторы измерений (см. п. 2.2 диссертационной работы), передаваемые по информационной связи 8. Кроме того, блок формирует дополнительные параметры для реализации алгоритмов контроля качества параметров движения для ИИФ СПС, передаваемые по информационной связи 9.

Блок «Оцениватель» реализует алгоритмы оценивания векторов состояния для ИИФ СПС (см. главу 3 диссертационной работы), формирует соответствующие поправки к параметрам, передаваемые по информационной связи 11, и статистические параметры для блока «Контроль качества параметров движения для контуров навигации и СПС», передаваемые по информационной связи 10.

Блок «Контроль качества параметров движения для контуров навигации и СПС» реализует алгоритмы контроля целостности параметров основных измерителей СПС (см. п. 4.1) и алгоритмы формирования контроля качества параметров движения (см. п. 4.2 и 4.3). Параметры качества передаются по информационной связи 12.

Блок «Подготовка входных параметров для логики предупреждения столкновений СПС» реализует алгоритм ассоциации данных на основе сравнения параметров качества и подготавливает входные параметры для блока «Логика предупреждения столкновений», в том числе – вносит поправки к параметрам движения, полученные от блока «Оцениватель» и переводит параметры качества в формат, применяемый логикой СПС. Параметры блока передаются по информационной связи 13.

Блок «Логика предупреждения столкновений СПС» является потребителем выходной информации ИИФ СПС. В диссертационной работе в качестве этого блока используется верифицированная библиотека логики СПС типа DAA разработки Национального управления по авиации и исследованию космического пространства США [31] «DAIDALUS». Более детальное описание этой библиотеки приведено также в стандарте RTCA DO-365B Приложение G. По информационной связи 14 передаются рекомендации СПС для совершения маневра БВС с целью избежания возможного события LoWC или NMAC.

1.7 Выводы по главе 1

В первой главе диссертационной работы получены следующие результаты.

1) Проведен анализ требований к безопасности полетов БВС в общем воздушном пространстве. Показано, что БВС должно обладать не меньшими функциональными возможностями по обнаружению конфликта и расхождению с другими участниками воздушного движения, чем пилотируемое ВС. Установлены количественные значения метрик безопасности, а также условия нарушения правил воздушного движения и выдачи оповещения, принятые как основа для дальнейшего анализа результатов имитационного моделирования и при формировании выводов о соответствии системы установленным требованиям.

2) Выполнен анализ требуемых характеристик качества для контура навигации. Показано, что контур навигации и контур предупреждения столкновений оперируют различными, но однородными характеристиками. При этом предусмотренные стандартами категории навигационного оборудования не выдают всего перечня характеристик, необходимых для построения защитных зон. Отсюда следует, что средства контроля целостности и характеристики качества параметров должны формироваться в составе самой ИИФ СПС.

3) Предложено разделять понятие системы предупреждения столкновений на две разновидности в зависимости от их функциональных возможностей и первоочередного назначения – СПС и СПрС. Разделение позволяет отдельно формировать требования к бортовым программно-аппаратным средствам каждого уровня и не переносить на ИИФ требования, установленные для средств предотвращения.

4) Исследование многоуровневой системы защиты БВС от столкновений в воздухе методом модели «швейцарского сыра» показало, что использование СПС и СПрС предоставляет дополнительные «слои защиты» на тактическом и оперативном уровнях, вследствие чего для конкретных реализаций СПС и ее отдельных составных частей требования к показателям надежности могут быть снижены по сравнению с требованиями, предъявляемыми к единственному барьеру защиты.

5) Проведен анализ действующих требований к качеству определения параметров движения ВС-нарушителя. Показано, что они находятся на уровне самых жестких навигационных спецификаций RNP 0.3–0.1, применяемых при заходе на посадку, а параметры защитных зон приняты без учета особенностей эксплуатации БВС малых и средних классов. Исходя из этого могут быть установлены ограничения в части алгоритмического и аппаратного состава СПС и определены перечни входных данных алгоритмов ИИФ СПС.

6) Предложен расширенный по сравнению с рассматриваемым в документах RTCA вариант подхода к ассоциации данных, состоящий во введении взаимного контроля качества измерителей. Тем самым обнаруживается ухудшение качества того канала, который по собственным передаваемым показателям остается исправным, что при сравнении одних лишь передаваемых показателей невозможно. На этой основе построена структура алгоритмов ИИФ СПС и сформулированы функциональные требования к ее основным блокам.

Таким образом, на основе материалов первой главы сформулированы требования для математических моделей, алгоритмов и методик, на основе которых может быть реализовано информационно-измерительное обеспечение бортовой СПС БВС.

Глава 2. Математические модели измерений и погрешностей источников информации для СПС

До синтеза алгоритмов ИИФ СПС, и прежде всего оценителя, необходимо:

- определить используемые системы координат и описать связи между ними;
- сформировать векторы входных измерений $\bar{Z}$ как для кооперативного, так и для некооперативного режимов;
- ввести необходимые пространства параметров математических моделей погрешностей и описать связи между ними;
- выбрать и/или разработать (модифицировать) математические модели БИНС, АПСН и ОЭС и/или их погрешностей.

Результаты решения этих задач приведены во второй главе диссертационной работы.

2.1 Ввод используемых в алгоритмах ИИФ СПС систем координат и связей между ними

В алгоритмах ИИФ СПС используются приведенные на рисунке 2.1 системы координат и связи между ними.

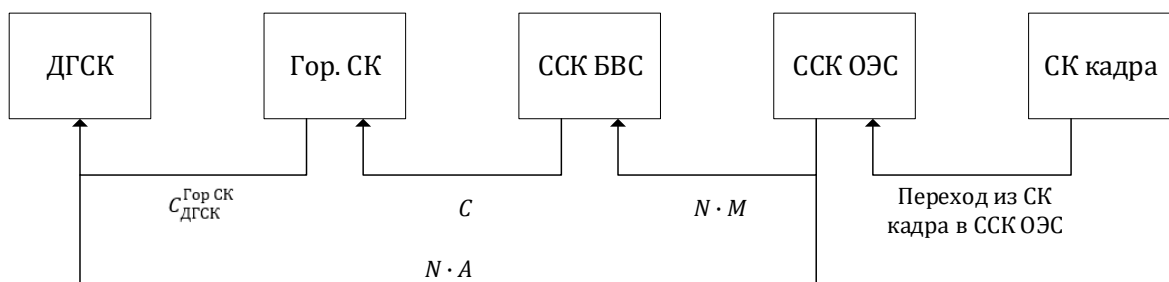


Рисунок 2.1 – Системы координат и связи между ними

В ОЭС измерение координат особой точки (ОТ) ведется в левой двухмерной СК кадра x'', y'' , соответствующей представленной на рисунке 2.2. Единица измерения в данной СК – пиксель.

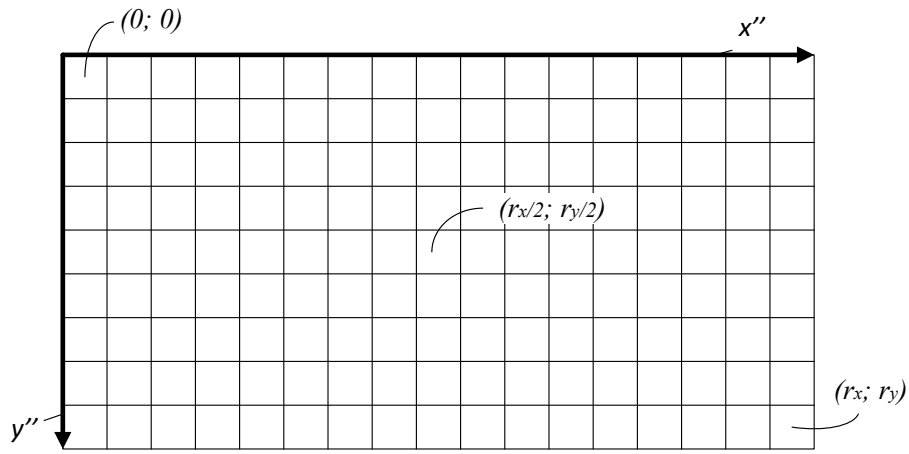


Рисунок 2.2 – СК кадра ОЭС

На рисунке 2.2 $r_{x''}, r_{y''}$ – разрешение изображения по горизонтали и вертикали, соответственно.

В качестве связанной с ОЭС системы координат (ССК ОЭС) принимается правая СК x', y', z' . Центр СК располагается в центре матрицы, оси Ox', Oy' лежат в плоскости СК кадра x'', y'' , ось Oz' расположена вдоль оптической оси. Переход координат ОТ из СК кадра в ССК ОЭС осуществляется следующим образом:

$$\begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -x'' + \frac{r_x}{2} \\ y'' - \frac{r_y}{2} \\ -f_p \end{bmatrix},$$

где f_p – фокусное расстояние оптической системы, выраженное в пикселях.

Связанная с БВС система координат (ССК БВС) – подвижная СК, ось Ox_c направлена вдоль продольной оси БВС. Ось Oz_c направлена вдоль поперечной оси. Ось Oy_c направлена по нормали к осям Ox_c и Oz_c [72].

В качестве допущения будем считать, что начала ССК ОЭС и ССК БВС совпадают. Тогда связь между ССК БВС ($x_0y_0z_0$) и ССК ОЭС описывается матрицей поворота:

$$M = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\gamma) & -\sin(\gamma) \\ 0 & \sin(\gamma) & \cos(\gamma) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos(\beta) & 0 & \sin(\beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\beta) & 0 & \cos(\beta) \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \cos(\alpha) & -\sin(\alpha) & 0 \\ \sin(\alpha) & \cos(\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix},$$

где α, β, γ – углы установки ОЭС относительно строительных осей БВС Ox_c, Oy_c и Oz_c соответственно.

Эти установочные углы могут быть определены на этапе юстировки ОЭС при ее неподвижной установке на борту БВС, либо изменяться в процессе полета при установке

ОЭС на гиросtabilизированную платформу. Например, для вперед смотрящей камеры углы установки $\alpha = 0^\circ, \beta = 90^\circ, \gamma = 0^\circ$, а схема взаимного расположения двух систем координат примет вид (рисунок 2.3).

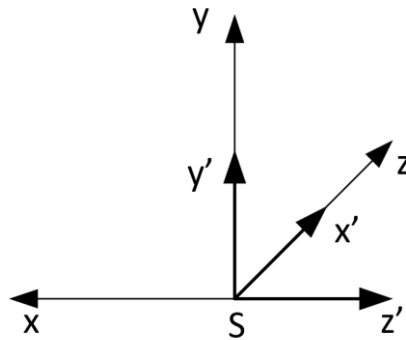


Рисунок 2.3 – Схема взаимного расположения связанной с СК ОЭС и СК БВС

В этом же случае матрица M примет вид:

$$M = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Перевод координат ОТ из пикселей в метры производится умножением с использованием масштабного коэффициента N (2.1):

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = N \cdot M \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix}. \quad (2.1)$$

Начало горизонтной системы координат (ГорСК) находится в центре масс БВС, оси ON , OE расположены в плоскости местного горизонта; ось ON направлена на север, а ось OE – на восток. Ось OH вверх, по нормали к плоскости горизонта [72]. Матрица перехода из ССК БВС в ГорСК имеет вид (2.2):

$$C = \begin{pmatrix} \cos \psi \cos \vartheta & -\sin \vartheta \cos \psi \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma & \sin \vartheta \cos \psi \sin \gamma + \sin \psi \cos \gamma \\ \sin \vartheta & \cos \vartheta \cos \gamma & -\cos \vartheta \sin \gamma \\ -\cos \vartheta \sin \psi & \cos \psi \sin \gamma + \sin \vartheta \sin \psi \cos \gamma & \cos \psi \cos \gamma - \sin \vartheta \sin \psi \sin \gamma \end{pmatrix}, \quad (2.2)$$

где ψ, ϑ, γ – углы рысканья, тангажа и крена, соответственно.

В декартовой гринвичской системе координат (ДГСК) точка O_3 – центр Земли. Ось OR_3 совпадает с осью вращения Земли, направленной на условный северный земной полюс, плоскость OR_1R_3 – плоскость гринвичского (нулевого) меридиана, плоскость OR_1R_2 – экваториальная плоскость [73]. Матрица перехода из ГорСК в ДГСК имеет вид (2.3):

$$C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}} = \begin{pmatrix} -\sin \varphi \cos \lambda & \cos \varphi \cos \lambda & -\sin \lambda \\ -\sin \varphi \sin \lambda & \cos \varphi \sin \lambda & \cos \lambda \\ \cos \varphi & \sin \varphi & 0 \end{pmatrix}, \quad (2.3)$$

где φ, λ – углы широты и долготы БВС соответственно.

Таким образом, совокупность поворотов координатного вектора из ССК ОЭС в ДГСК можно выразить через произведение матриц поворотов (2.4).

С учетом изменения масштаба перевод координатного вектора из ССК ОЭС в ДГСК представляется в виде:

$$\begin{bmatrix} R_1 \\ R_2 \\ R_3 \end{bmatrix} = N \cdot A \begin{bmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{bmatrix}. \quad (2.4)$$

Прочие СК, используемые в диссертационной работе:

Географическая СК (ГСК) определяется широтой (φ) и долготой (λ) точки на поверхности Земли. Связь между ГСК и ДГСК приведена в настоящем пункте;

В инерциальной СК (ИСК) начало находится в центре масс Земли, ось OI_3 направлена к условному северному земному полюсу, ось OI_1 совпадает с положением оси OR_1 ДГСК в условный начальный момент времени, плоскость OI_1I_2 составляет плоскость земного экватора. ИСК не участвует во вращении Земли и неподвижна относительно звезд. Используется при моделировании движения НКА ГНСС.

Результирующая матрица связи ССК ОЭС, ССК БВС, ГорСК и ДГСК, как показано на рисунке 2.1, примет вид:

$$A = C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}} \cdot C \cdot M.$$

2.2 Формирование векторов измерений для алгоритмов ИИФ СПС

Как было показано в первой главе диссертационной работы в кооперативном режиме работы ИИФ СПС основным источником информации о параметрах движения ВС-нарушителя является АЗН-В, но при этом ОЭС используется для поддержки при кратковременном пропадании информации от системы АЗН-В и для контроля качества передаваемых АЗН-В параметров движения ВС-нарушителя. В некооперативном режиме единственным источником информации о параметрах движения ВС-нарушителя является ОЭС. Исходя из этого ниже формируются вектора входной информации в алгоритмы ИИФ СПС и используемые математические модели погрешностей подсистем ИИФ СПС.

2.2.1 Вектор измерений для контура навигации ИИФ СПС БВС

Вектор измерений для контура навигации БВС $\bar{Z}_{\text{КН}}$ строится как разница между прогнозируемыми на основе показаний БИНС кодовыми и доплеровскими измерениями и измеренными АПСН.

Вектор выходных параметров БИНС $\bar{Y}_B$ имеет вид (2.5):

$$\bar{Y}_B^T = \{\lambda^B, \varphi^B, V_e^B, V_n^B, \gamma^B, \psi^B, \vartheta^B\}. \quad (2.5)$$

Для связи выходных параметров БИНС, АПСН и ОЭС необходим перевод элементов вектора $\bar{Y}_B$ в ДГСК. Связь между декартовыми гринвичскими координатами точки места R_1^B, R_2^B, R_3^B и ее географическими координатами, вычисленными в алгоритме БИНС, имеет вид (2.6):

$$\begin{bmatrix} R_1^B \\ R_2^B \\ R_3^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (R' + h^B) \cdot \cos(\lambda^B) \cdot \cos(\varphi^B) \\ (R' + h^B) \cdot \sin(\lambda^B) \cdot \cos(\varphi^B) \\ ((1 - e^2) \cdot R' + h^B) \cdot \sin(\varphi^B) \end{bmatrix}, \quad (2.6)$$

$$R' = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \cdot \sin^2(\varphi^{\text{БИНС}})}}.$$

Связь между проекциями путевой скорости, вычисленными БИНС в ГорСК, и проекциями относительной скорости БИНС в гринвичской системе V_1^B, V_2^B, V_3^B определяется соотношением (2.7):

$$\begin{bmatrix} V_1^B \\ V_2^B \\ V_3^B \end{bmatrix} = [B]^T \cdot \begin{bmatrix} V_E^B \\ V_N^B \\ V_H^B \end{bmatrix}, \quad (2.7)$$

$$B = \begin{bmatrix} -\sin(\lambda^B) & \cos(\lambda^B) & 0 \\ -\cos(\lambda^B) \cdot \sin(\varphi^B) & -\sin(\lambda^B) \cdot \sin(\varphi^B) & \cos(\varphi^B) \\ \cos(\lambda^B) \cdot \cos(\varphi^B) & \sin(\lambda^B) \cdot \cos(\varphi^B) & \sin(\varphi^B) \end{bmatrix}.$$

Вектор выходных параметров АПСН $\bar{Y}_C$ содержит информацию об измеренных псевдодальностях и псевдоскоростях относительно всех НКА рабочего созвездия ГНСС (2.8):

$$\bar{Y}_C^T = \{\rho_1^C, \rho_2^C, \dots, \rho_m^C, \dot{\rho}_1^C, \dot{\rho}_2^C, \dots, \dot{\rho}_m^C\}, \quad (2.8)$$

где m – количество НКА рабочего созвездия ГНСС.

Вектор выходных параметров ОЭС содержит информацию о положении особых точек в ССК ОЭС (2.9):

$$\bar{Y}_0^T = \{P_{1x'}^0, P_{1y'}^0, P_{2x'}^0, P_{2y'}^0, \dots, P_{nx'}^0, P_{ny'}^0\}, \quad (2.9)$$

где n – количество используемых особых точек.

Прогнозируемая дальность до i -ого НКА ГНСС, вычисленная на основании координат НКА в ДГСК $R_{1i}^C, R_{2i}^C, R_{3i}^C$ и координат БИНС, определяется соотношением (2.10):

$$\rho_i^B = \sqrt{(R_{1i}^C - R_1^B)^2 + (R_{2i}^C - R_2^B)^2 + (R_{3i}^C - R_3^B)^2}, \quad (2.10)$$

где $i = \overline{1, m}$ – порядковый номер измерения НКА в рабочем созвездии ГНСС.

Прогнозируемая производная псевдодальности i -го НКА ГНСС определяется соотношением (2.11):

$$\dot{\rho}_i^B = \frac{1}{\rho_i^B} \sum_{j=1}^3 [(R_{ji}^C - R_j^B) \cdot (V_j^C - V_j^B)], \quad (2.11)$$

где $V_{1i}^C, V_{2i}^C, V_{3i}^C$ – проекции вектора относительной скорости НКА в гринвичской СК.

Таким образом, вектор измерений $\bar{Z}_{\text{КН}}$ формируется как разность векторов выходных параметров $\bar{Y}_B$ и $\bar{Y}_C$ (2.12):

$$\bar{Z}_{\text{КН}} = \begin{bmatrix} \{\rho_1^B - \rho_1^C & \rho_2^B - \rho_2^C & \dots & \rho_m^B - \rho_m^C\}^T \\ \{\dot{\rho}_1^B - \dot{\rho}_1^C & \dot{\rho}_2^B - \dot{\rho}_2^C & \dots & \dot{\rho}_m^B - \dot{\rho}_m^C\}^T \end{bmatrix}. \quad (2.12)$$

2.2.2 Вектор измерений ОЭС для контура СПС

Вектор измерений ОЭС контура СПС $\bar{Z}_{\text{ОЭС}}$ строится как разница между прогнозируемыми координатами ВС-нарушителя (далее – особая точка (ОТ)) на кадре и измеренными.

Прогнозируемое положение l – ой ОТ на плоскости снимка для координат ОТ в ДГСК может быть вычислено в два шага:

1) При инициализации ОТ производится привязка ее координат в ДГСК с использованием координат БИНС:

$$\begin{aligned} R_{1l}^0 &= R_1^B + N(A_{1,1} \cdot P_{x'l}^0 + A_{1,2} \cdot P_{y'l}^0 - A_{1,3} \cdot kf), \\ R_{2l}^0 &= R_2^B + N(A_{2,1} \cdot P_{x'l}^0 + A_{2,2} \cdot P_{y'l}^0 - A_{2,3} \cdot kf), \\ R_{3l}^0 &= R_3^B + N(A_{3,1} \cdot P_{x'l}^0 + A_{3,2} \cdot P_{y'l}^0 - A_{3,3} \cdot kf), \end{aligned} \quad (2.13)$$

где $R_{1l}^0, R_{2l}^0, R_{3l}^0$ – вычисленные координаты l – ой ОТ в ДГСК;

$P_{x'l}^0, P_{y'l}^0$ – положение l – ой ОТ в ССК БВС;

k – коэффициент пропорциональности, определяемый соотношениями (для пикселя квадратной формы) [74]:

$$k = \frac{r_{x'}}{w} = \frac{r_{y'}}{h},$$

где w, h – физические ширина и длина матрицы;

f – фокусное расстояние оптической системы;

N – масштабный коэффициент.

При инициализации N может быть вычислен аналитически для каждой ОТ, например:

$$N_l = \frac{R_{3l}^0 - R_3^B}{A_{3,1} \cdot P_{x'l}^0 + A_{3,2} \cdot P_{y'l}^0 - A_{3,3} \cdot kf}.$$

2) Строится прогноз положения ОТ в ССК ОЭС согласно показаниям БИНС:

$$\begin{aligned} P_{x'l}^B &= \frac{1}{N} [A_{1,1} \cdot (R_{1l}^0 - R_1^B) + A_{2,1}(R_{2l}^0 - R_2^B) - A_{3,1}(R_{3l}^0 - R_3^B)], \\ P_{y'l}^B &= \frac{1}{N} [A_{1,2} \cdot (R_{1l}^0 - R_1^B) + A_{2,2}(R_{2l}^0 - R_2^B) - A_{3,2}(R_{3l}^0 - R_3^B)]. \end{aligned} \quad (2.14)$$

Или, в виде:

$$\begin{bmatrix} P_{x'l}^B \\ P_{y'l}^B \\ -f \end{bmatrix} = \frac{1}{N} A^T \begin{bmatrix} R_{1l}^0 - R_1^B \\ R_{2l}^0 - R_2^B \\ R_{3l}^0 - R_3^B \end{bmatrix}. \quad (2.15)$$

Вектор измерений $\bar{Z}_{\text{ОЭС}}$ формируется как разность векторов выходных параметров $\bar{Y}_B$ и $\bar{Y}_0$:

$$\bar{Z}_{\text{ОЭС}} = \left[\left\{ P_{1x'}^B - P_{1x'}^0, P_{1y'}^B - P_{1y'}^0, \dots, P_{nx'}^B - P_{nx'}^0, P_{ny'}^B - P_{ny'}^0 \right\}^T \right]. \quad (2.16)$$

2.2.3 Вектор измерений контура навигации ВС-нарушителя на основе информации от АЗН-В и измерений ОЭС

Вектор измерений контура навигации ВС-нарушителя $\bar{Z}_{\text{КН}_H}$ (2.17) контура навигации ИИФ СПС БВС строится для кооперативного режима работы СПС как разность между текущей и предыдущей эпохами (k и $k-1$) измеренных (полученных по каналу АЗН-В, и приведенных в ДГСК) - $\bar{R}^H$, $\bar{V}^H$ и прогнозируемых координат $\bar{R}^{\text{HO}}$ и скорости $\bar{V}^{\text{HO}}$ ВС-нарушителя в ДГСК:

$$\bar{Z}_{\text{КН}_H}(k) = \begin{bmatrix} \left(R_i^H(k) - R_i^H(k-1) \right) - \left(R_i^{\text{HO}}(k) - R_i^{\text{HO}}(k-1) \right) \\ \left(V_i^H(k) - V_i^H(k-1) \right) - \left(V_i^{\text{HO}}(k) - V_i^{\text{HO}}(k-1) \right) \end{bmatrix}. \quad (2.17)$$

2.3 Описание используемых пространств состояния и связей между ними

В алгоритмах ИИФ СПС для полноты описания параметров движения БВС необходимо учитывать взаимосвязи между параметрами контура навигации, контура управления движением и контура формирования траектории движения как для БВС, так и для ВС-нарушителя. При этом контур СПС обоих ВС выступает с одной стороны как потребитель информации о текущих (прогнозируемых) значениях параметров контура навигации и оценок их качества, а с другой стороны формирует требования к траектории

движения в случае обнаружения ВС-нарушителя. Однако в рамках диссертационной работы при формировании алгоритмов ИИФ СПС влияние контура управления движением и контура формирования траектории движения не учитывается. Также ВС-нарушитель рассматривается как материальная точка с получаемыми по каналу АЗН-В (кооперативный режим) или неизвестными (некооперативный режим) параметрами движения (координаты, скорости). То же касается априорной информации о качестве параметров движения ВС-нарушителя. Для более четкого понимания накладываемых ограничений в рамках постановки задачи синтеза алгоритмов ИИФ СПС в диссертационной работе ниже приводится рисунок 2.4. На рисунке 2.4 (а) обобщенно показаны контуры, принимающие участие в формировании входной информации для контуров СПС собственного БВС и ВС-нарушителя. Рисунок 2.4 (б) дает представление об ограничениях, используемых в диссертационной работе.

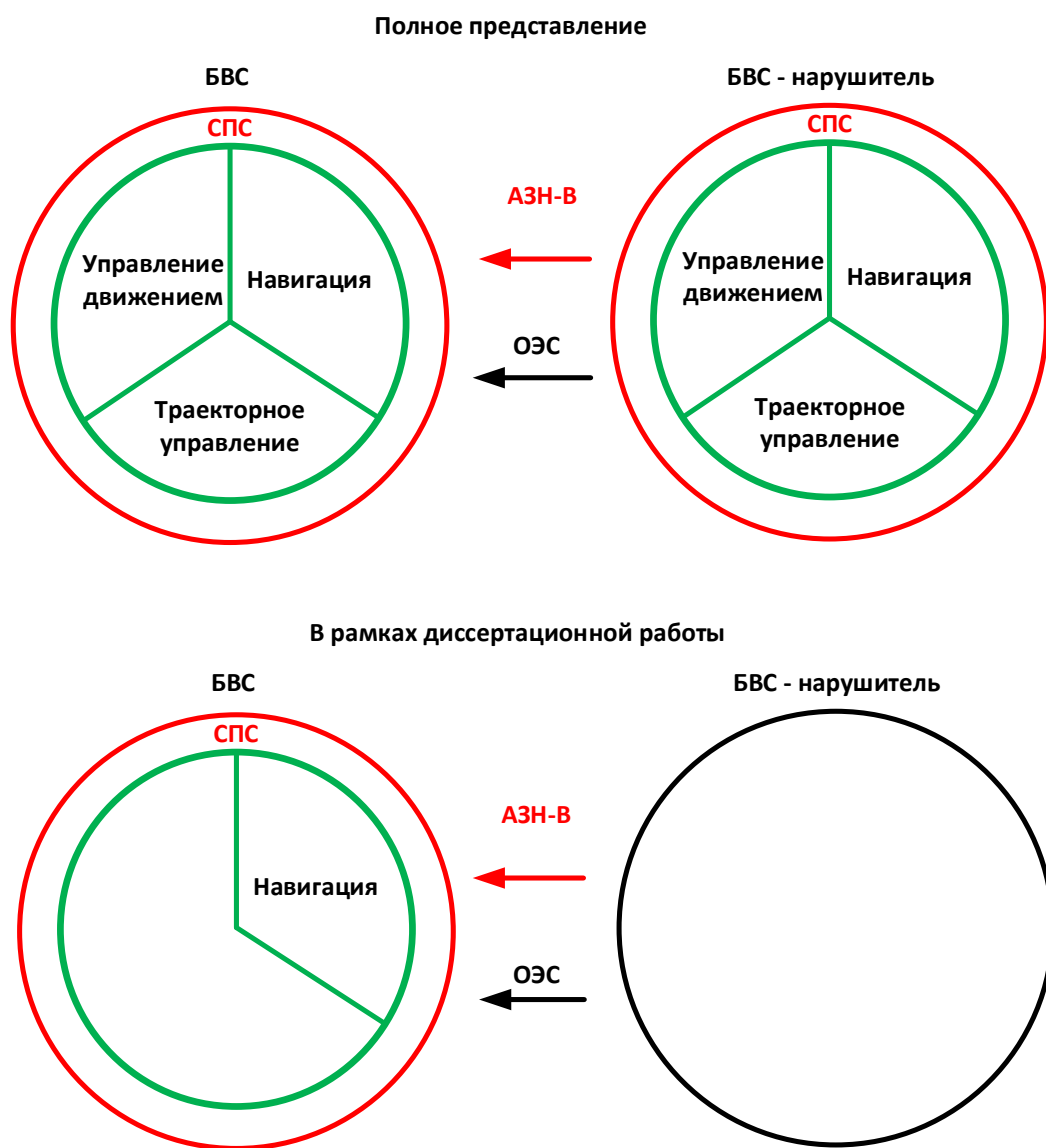


Рисунок 2.4 – Ограничения, используемые при постановке задачи синтеза алгоритмов ИИФ СПС в рамках диссертационной работы

Перед тем как переходить к синтезу алгоритмов ИИФ СПС, необходимо определиться с пространствами состояний и связями между ними с учетом ограничений при постановке задачи. Так как в работе в качестве оценивателя предлагается использовать расширенный дискретный стохастический оптимальный фильтр Калмана с перестраиваемой структурой, то прежде всего необходимо определиться с пространствами параметров математических моделей погрешностей контуров ИИФ СПС БВС. На рисунке 2.5 приводится граф связи пространств параметров математических моделей погрешностей.

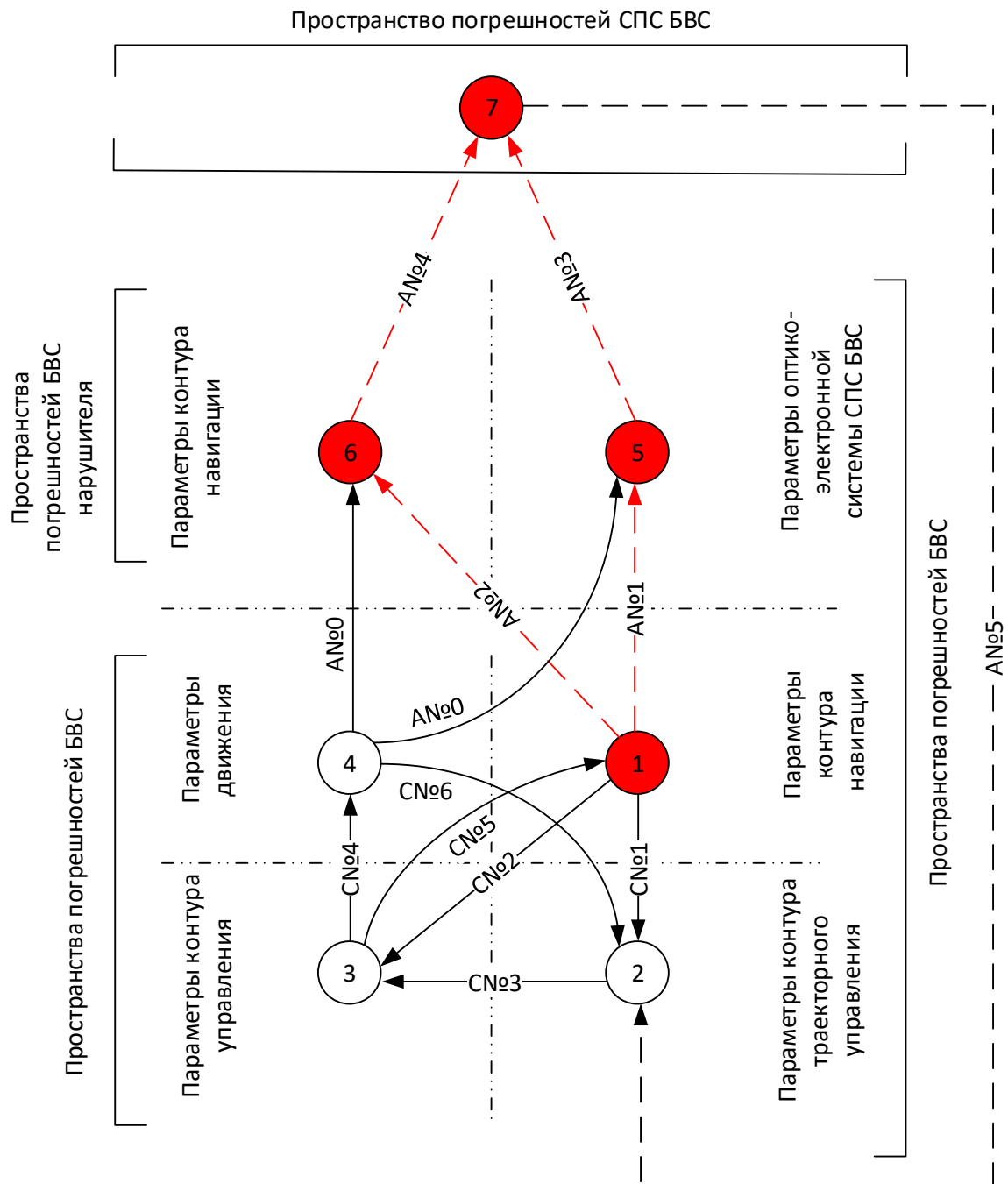


Рисунок 2.5 – Граф связи пространств параметров математических моделей погрешностей

На рисунке 2.5 значения 1-7 соответствуют пространствам, образованным параметрами математических моделей погрешностей:

- контуров ИИФ СПС БВС (1,2,3);
- параметров движения БВС (4);
- информационно-измерительной ОЭС, входящей в контур СПС БВС (5);
- определения параметров движения ВС-нарушителя для режима с использованием АЗН-В (6);
- СПС БВС (7).

Связью С№1 обозначена зависимость погрешностей формирования траекторного управления от погрешностей контура навигации БВС. С№2 – влияние на погрешности контура управления движением погрешностей контура навигации. С№3 – влияние погрешности траекторного управления на погрешности контура управления. Через связь С№4 показано влияние погрешностей ИИФ СПС на погрешности движения БВС. С№5 – обратная связь от погрешностей контура управления движением к погрешностям контура навигации. С№6 – обратная связь показывает влияние погрешности определения параметров движения на погрешности траекторного управления. Такая связь актуальна при решении задач наведения, облета препятствий, предупреждения столкновений.

Связью А№0 показан учет полных погрешностей определения параметров движения БВС при формировании оценок погрешностей СПС. Как отмечалось ранее в диссертационной работе, эта связь не рассматривается, а рассматривается только зависимость погрешностей СПС от погрешностей контура навигации. Связью А№1 показана зависимость погрешностей определения параметров движения ВС-нарушителя от погрешностей контура навигации БВС в режиме СПС с использованием ОЭС. Связями А№2 и А№4 показана необходимость учета погрешностей параметров движения ВС-нарушителя при формировании оценок погрешностей контура СПС ИИФ СПС БВС в режиме с использованием АЗН-В. Связь А№3 обозначает зависимость погрешностей контура СПС от погрешностей определения параметров движения в режиме с использованием ОЭС. Связь А№5 показывает зависимость погрешностей формирования траектории движения БВС от погрешностей контура СПС. Используемые в диссертационной работе пространства и связи между ними обозначены красным цветом.

Таким образом, в пункте дается представление об используемых в диссертационной работе пространствах, образованных параметрами математических моделей погрешностей контуров навигации и СПС для БВС и ВС-нарушителя.

2.4 Векторы параметров моделей погрешностей, используемые в алгоритмах ИИФ СПС

Вектор параметров моделей погрешностей (вектор состояния) $\bar{X}$, используемый в алгоритмах ИИФ СПС, прежде всего в алгоритме оценивателя, включает в себя три вектора состояния:

$\bar{X}_{\text{КН}}$ – вектор погрешностей контура навигации БВС;

$\bar{X}_{\text{ОЭС}}$ – вектор погрешностей ОЭС БВС;

$\bar{X}_{\text{СПС}}$ – вектор погрешностей контура СПС БВС.

Вектор $\bar{X}_{\text{КН}}$ включает в себя параметры математической модели погрешностей определения параметров ориентации и навигации, инструментальных погрешностей измерителей контура навигации БВС: БИНС и АПСН. На основе оценок размеров областей неопределенности для элементов вектора $\bar{X}_{\text{КН}}$ строятся метрики качества определения параметров ориентации и навигации для контура навигации БВС в рамках существующих (перспективных) требований для спецификаций RNP.

Вектор $\bar{X}_{\text{СПС}}$ образован вектором $\bar{X}_{\text{ОЭС}}$. На основе оценок размеров областей неопределенности для элементов вектора $\bar{X}_{\text{СПС}}$ строятся метрики контура СПС. Вектор $\bar{X}_{\text{ОЭС}}$ содержит параметры математической модели инструментальных погрешностей измерений ОЭС ИИФ СПС БВС и ошибки определения координат ВС-нарушителя с помощью ОЭС. Вектор $\bar{X}_{\text{ОЭС}}$ имеет переменную размерность в силу возможно различного числа ВС-нарушителей или их отсутствия (необнаружения на кадрах ОЭС контура СПС БВС). В силу необходимости изменения состава этого вектора требуется осуществлять и перестройку структуры оценивателя. Правила и логика перестройки оценивателя – адаптации алгоритмов ИИФ СПС – определяются текущими требованиями к режимам движения БВС, а также анализом предположений о наличии искажений в измерениях.

2.5 Математическая модель погрешностей БИНС контура навигации БВС

На основании предложенной аппаратной структуры ИИФ СПС БВС при описании погрешностей БИНС предлагается использовать модель ошибок (2.18), предложенную в [75].

$$\dot{\bar{X}}_B = F \cdot \bar{X}_B + B \cdot \bar{U} + G \cdot \bar{W}, \quad (2.18)$$

где F – матрица динамики системы; $\bar{X}_B$ – вектор погрешностей БИНС; B – матрица управления; $\bar{U}$ – вектор управляющих сигналов; G – матрица связи шумов системы; $\bar{W}$ – вектор шумов системы.

Инструментальные ошибки датчиков угловых скоростей (ДУС) и акселерометров можно описать соотношениями вида:

$$\begin{aligned}\delta\Omega &= \Delta\Omega + \Delta K_{\Omega} \cdot \Omega + \delta\Omega^{\text{б.ш.}}, \\ \delta n &= \Delta n + \Delta K_n \cdot n + \delta n^{\text{б.ш.}},\end{aligned}\tag{2.19}$$

где $\delta\Omega$ – погрешность определения проекции абсолютной угловой скорости вращения на измерительную ось ДУС;

$\Delta\Omega$ – постоянная составляющая погрешности ДУС (сдвиг нуля);

ΔK_{Ω} – ошибка масштабного коэффициента ДУС;

Ω – идеальное значение проекции абсолютной угловой скорости вращения на измерительную ось ДУС;

$\delta\Omega^{\text{б.ш.}}$ – шумовая составляющая погрешности гироскопов, описываемая случайным гауссовским процессом типа «белого шума» с нулевым средним и известной интенсивностью;

δn – погрешность определения проекции кажущегося ускорения;

Δn – постоянная составляющая погрешности акселерометра (сдвиг нуля);

ΔK_n – ошибка масштабного коэффициента акселерометра;

n – идеальное значение проекции кажущегося ускорения на измерительную ось акселерометра;

$\delta n^{\text{б.ш.}}$ – шумовая составляющая погрешности акселерометра, описываемая случайным гауссовским процессом типа «белого шума» с нулевым средним и известной интенсивностью.

В работе используется двухканальная БИНС – интегрирование осуществляется только для широтно-долготных каналов. Это обусловлено, с одной стороны, зачастую применением в БВС грубых БИНС и БИНС тактического класса точности, с другой стороны, экспоненциальным ростом погрешностей вертикального канала БИНС, что через кросс-связи приводит к значительному нарастанию погрешностей определения координат. Для двухканальной БИНС информация о высоте и вертикальной скорости поступает от внешних источников (таких как баро- или радиовысотомер) или, как в случае, рассматриваемом в диссертационной работе, от АПСН. С учетом этого вектор состояния математической модели погрешностей БИНС имеет вид:

$$\bar{X}_B^T = \left\{ x_1, x_2, x_3, x_4, \alpha, \beta, \gamma, \Delta\Omega_X, \Delta\Omega_Y, \Delta\Omega_Z, \Delta K_{\Omega_X}, \Delta K_{\Omega_Y}, \Delta K_{\Omega_Z}, \Delta n_X, \Delta n_Y, \Delta n_Z, \Delta K_{n_X}, \Delta K_{n_Y}, \Delta K_{n_Z} \right\},\tag{2.20}$$

где $\Delta\Omega_X, \Delta\Omega_Y, \Delta\Omega_Z$ – проекции постоянных составляющих погрешностей ДУС на оси связанной ССК БВС (в допущении, что связанные оси БИНС и БВС сонаправлены);

$\Delta K_{\Omega_X}, \Delta K_{\Omega_Y}, \Delta K_{\Omega_Z}$ – ошибки масштабных коэффициентов ДУС;

$\Delta n_X, \Delta n_Y, \Delta n_Z$ – постоянные составляющие ошибок акселерометров в проекции на оси ССК БВС;

$\Delta K_{nX}, \Delta K_{nY}, \Delta K_{nZ}$ – ошибки масштабных коэффициентов акселерометров;

x_1, x_2 – ошибки определения координат БИНС, связанные с ошибками определения долготы $\delta\lambda$ и широты $\delta\varphi$, соответственно:

$$\begin{aligned} x_1 &= \delta\lambda \cdot \rho_2 \cdot \cos(\varphi), \\ x_2 &= \delta\varphi \cdot \rho_1, \end{aligned} \quad (2.21)$$

где φ – идеальное значение текущей широты; ρ_1, ρ_2 – радиусы кривизны, соответственно, меридионального и перпендикулярного ему сечений, которые могут быть вычислены как:

$$\begin{aligned} \rho_1 &= \frac{a \cdot (1 - e^2)}{\sqrt{(1 - e^2 \cdot \sin^2(\varphi))^3}} + H, \\ \rho_2 &= \frac{a}{\sqrt{(1 - e^2 \cdot \sin^2(\varphi))}} + H, \end{aligned} \quad (2.22)$$

где a – длина большой полуоси земного эллипсоида; e – эксцентриситет земного эллипсоида, оба параметра определяются принятой СК; H – идеальное значение текущей высоты над эллипсоидом; x_3, x_4 – ошибки в определении скорости изменения координат БИНС, связанные с ошибками определения восточной δV_E и северной δV_N составляющих путевой скорости:

$$\begin{aligned} x_3 &= \delta V_E + \left(\frac{V_h}{\rho_2} + \Omega_E \cdot \operatorname{tg}(\varphi) \right) \cdot x_1 + \Omega_H \cdot x_2, \\ x_4 &= \delta V_N + \frac{V_h}{\rho_1} \cdot x_2. \end{aligned} \quad (2.23)$$

В выражении (2.23) отсутствуют слагаемые $\{\Omega_N \cdot \delta H\}$ и $\{-\Omega_E \cdot \delta H\}$ ввиду используемого алгоритма двухканальной БИНС. Идеальные значения вычисленных проекций абсолютной угловой скорости вращения в выражении (2.23) определяются соотношениями (2.24):

$$\begin{aligned} \Omega_E &= \frac{-V_N}{\rho_1}, \\ \Omega_N &= \frac{V_E}{\rho_2} + u \cdot \cos(\varphi), \\ \Omega_H &= \frac{V_E}{\rho_2} \cdot \operatorname{tg}(\varphi) + u \cdot \sin(\varphi), \end{aligned} \quad (2.24)$$

где u – модуль угловой скорости вращения Земли.

$\alpha_2, \beta_2, \gamma_2$ – ошибки ориентации вычисленного БИНС трехгранника относительно базового:

$$\alpha_1 = -\frac{x_2}{\rho_1}, \beta_1 = \frac{x_1}{\rho_2}, \gamma_1 = \frac{x_1}{\rho_2} \cdot \operatorname{tg}(\varphi),$$

$$\alpha_2 = \alpha + \alpha_1, \beta_2 = \beta + \beta_1, \gamma_2 = \gamma + \gamma_1,$$
(2.25)

где $\alpha_1, \beta_1, \gamma_1$ – погрешности ориентации вычисленного трехгранника относительно базового за счет наличия ошибок определения координат точки места; α, β, γ – погрешности ориентации, обусловленные дрейфами ДУС.

Связь приведенных выше ошибок ориентации БИНС и ошибок БИНС в определении углов крена, рысканья и тангажа для траектории общего вида примет вид:

$$\begin{bmatrix} \delta\psi \\ \delta v \\ \delta\gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sin \psi \tan v & \cos \psi \tan v & -1 \\ \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi / \cos v & \cos \psi / \cos v & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{bmatrix},$$
(2.26)

где ψ, v, γ – идеальные значения текущих углов рысканья, тангажа и крена; $\delta\psi, \delta v, \delta\gamma$ – погрешности определения соответствующих углов.

Учет в модели погрешностей, связанных с вертикальными параметрами, осуществляется через вектор управления $\bar{U}$ (2.27):

$$\bar{U}^T = \{\delta H, \delta V_H\},$$
(2.27)

где $\delta H, \delta V_H$ – идеальные значения погрешностей определения высоты и вертикальной скорости от внешнего по отношению к БИНС источника измерений.

Элементы матрицы управляющих сигналов B , отличные, от нуля имеют вид (2.28):

$$B_{3,1} = -\dot{\Omega}_N - \Omega_E \cdot \Omega_H, B_{3,2} = -2 \cdot \Omega_N,$$

$$B_{4,1} = \dot{\Omega}_E - \Omega_N \cdot \Omega_H, B_{4,2} = 2 \cdot \Omega_E,$$
(2.28)

где $\dot{\Omega}_E, \dot{\Omega}_N$ – проекции скорости изменения абсолютной угловой скорости вращения на восточную и северную оси ГорСК (2.29):

$$\dot{\Omega}_E = -\frac{1}{\rho_1} \cdot \left(\dot{V}_N - \frac{V_H}{\rho_1} \cdot V_N \right),$$

$$\dot{\Omega}_N = \frac{1}{\rho_2} \cdot \left(\dot{V}_E - u \cdot \sin(\varphi) \cdot V_N - \frac{V_H}{\rho_2} \cdot V_E \right),$$
(2.29)

где $\dot{V}_N, \dot{V}_E$ – скорость изменения северной и восточной составляющих путевой скорости в ГорСК, повернутой по сторонам света.

В случае применяемой в работе жесткосвязанной схемы комплексирования инерциальных и спутниковых измерений $\delta H, \delta V_H$ могут быть номинально включены в состав вектора состояний погрешности БИНС $\bar{X}_B$ с учетом только кросс-связей (2.28) и будут оцениваться фактически только на основе кодовых и доплеровских измерений АПСН. Дополнительный вектор состояния, учитывающий погрешности определения высоты δH и вертикальной скорости δV_H инерциально-спутниковой системы, имеет вид (2.30):

$$\bar{X}_{BH}^T = [\delta H, \delta V_H]. \quad (2.30)$$

Вектор состояния $\bar{X}_B$ (2.20) с учетом $\bar{X}_{BH}$ (2.30) примет вид, используемый в дальнейшем при синтезе алгоритма оценивателя ИИФ СПС для описания погрешностей БИНС (2.31):

$$\bar{X}_B^T = \begin{bmatrix} x_1, x_2, \delta H, x_3, x_4, \delta V_H, \alpha, \beta, \gamma, \Delta\Omega_X, \Delta\Omega_Y, \Delta\Omega_Z, \Delta K_{\Omega_X}, \Delta K_{\Omega_Y}, \Delta K_{\Omega_Z}, \Delta n_X, \Delta n_Y, \Delta n_Z, \\ \Delta K_{n_X}, \Delta K_{n_Y}, \Delta K_{n_Z} \end{bmatrix}. \quad (2.31)$$

Вектор шумов инерциальных датчиков для модели (2.18) будет иметь вид (2.32):

$$\bar{W}^T = \{\delta\Omega_X^{б.ш.}, \delta\Omega_Y^{б.ш.}, \delta\Omega_Z^{б.ш.}, \delta n_X^{б.ш.}, \delta n_Y^{б.ш.}, \delta n_Z^{б.ш.}\}, \quad (2.32)$$

где $\delta\Omega_X^{б.ш.}, \delta\Omega_Y^{б.ш.}, \delta\Omega_Z^{б.ш.}$ – шумовые составляющие погрешностей ДУС в проекции на оси связанной СК; $\delta n_X^{б.ш.}, \delta n_Y^{б.ш.}, \delta n_Z^{б.ш.}$ – погрешности акселерометров в виде несмещенного гауссовского случайного процесса типа “белого шума” в проекции на оси связанной СК.

Для $\bar{X}_B$ вида (2.31) матрица шумов системы G будет иметь вид (2.33):

$$G^B = \begin{bmatrix} [0] & & & & & \\ & 3 \times 6 & & & & \\ & 0 & 0 & 0 & C_{1,1} & C_{1,2} & C_{1,3} \\ & 0 & 0 & 0 & C_{2,1} & C_{2,2} & C_{2,3} \\ & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{1,1} & C_{1,2} & C_{1,3} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{2,1} & C_{2,2} & C_{2,3} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ C_{3,1} & C_{3,2} & C_{3,3} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & [0] & & & & & \\ & 12 \times 6 & & & & & \end{bmatrix}. \quad (2.33)$$

Матрица динамики системы F при таком векторе состояния с учетом дополнительной информации по вертикальному каналу (2.31) будет иметь размерность 21 на 21 элемент.

$$F^{\text{Б/н}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -\omega_0^2 + \Omega_N^2 + \Omega_H^2 & \dot{\Omega}_H - \Omega_E \cdot \Omega_N & -(\dot{\Omega}_N + \Omega_E \cdot \Omega_H) & 0 & 2 \cdot \Omega_H & -2 \cdot \Omega_N & 0 & n_H & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{1,1} & C_{1,2} & C_{1,3} & n_X \cdot C_{1,1} & n_Y \cdot C_{1,2} & n_Z \cdot C_{1,3} \\ -(\dot{\Omega}_H - \Omega_E \cdot \Omega_N) & -\omega_0^2 + \Omega_E^2 + \Omega_H^2 & \dot{\Omega}_E - \Omega_N \cdot \Omega_H & -2 \cdot \Omega_H & 0 & 2 \cdot \Omega_E & -n_H & 0 & n_E & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & C_{2,1} & C_{2,2} & C_{2,3} & n_X \cdot C_{2,1} & n_Y \cdot C_{2,2} & n_Z \cdot C_{2,3} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Omega_H & -\Omega_N & C_{1,1} & C_{1,2} & C_{1,3} & \Omega_X \cdot C_{1,1} & \Omega_Y \cdot C_{1,2} & \Omega_Z \cdot C_{1,3} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\Omega_H & 0 & \Omega_E & C_{2,1} & C_{2,2} & C_{2,3} & \Omega_X \cdot C_{2,1} & \Omega_Y \cdot C_{2,2} & \Omega_Z \cdot C_{2,3} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \Omega_N & -\Omega_E & 0 & C_{3,1} & C_{3,2} & C_{3,3} & \Omega_X \cdot C_{3,1} & \Omega_Y \cdot C_{3,2} & \Omega_Z \cdot C_{3,3} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (2.34)$$

[0]
12 × 21

где ω_0 – частота шулеровских колебаний;

n_E, n_N, n_H – проекции кажущегося ускорения на оси ГорСК;

C – матрица пересчета из ССК БВС в ГорСК с порядком осей Е, N, Н, строки которой совпадают с 3-й, 1-й и 2-й строками матрицы (2.2);

$\Omega_{X,Y,Z}$ – проекции абсолютной угловой скорости вращения объекта на оси ССК БВС;

$n_{X,Y,Z}$ – проекции вектора кажущегося ускорения на оси ССК БВС;

$\dot{\Omega}_H$ – проекция скорости изменения абсолютной угловой скорости вращения на вертикаль места, определяемая как:

$$\dot{\Omega}_H = \frac{1}{\rho_2} \cdot \left(u \cdot \cos(\varphi) \cdot V_N + n_E \cdot \text{tg}(\varphi) + V_H \cdot \Omega_H + \frac{V_E \cdot V_N}{\rho_2 \cdot \cos^2(\varphi)} \right).$$

Таким образом, система (2.18) и соответствующие ей соотношения (2.19) – (2.34) составляют математическую модель погрешностей БИНС контура навигации БВС.

2.6 Математическая модель погрешностей измерений АПСН контура навигации БВС

Погрешность измерений псевдодальностей ГНСС АПСН без учета искусственных помех можно представить в виде суммы основных погрешностей различной природы происхождения [76] (2.35):

$$\delta\rho^i = \delta\rho_{sv\Delta\tau}^i + \delta\rho_{\Delta\tau} + \delta\rho_{ion}^i + \delta\rho_{trop}^i + \delta\rho_{ms}^i + \delta\rho_{ш}, \quad (2.35)$$

где $\delta\rho^i$ – обобщенная погрешность измерения псевдодальности;

$\delta\rho_{sv\Delta\tau}^i$ – погрешность псевдодальности, вызванная ошибкой опорного генератора НКА;

$\delta\rho_{\Delta\tau}$ – погрешность псевдодальности, вызванная ошибкой опорного генератора приемника;

$\delta\rho_{ion}^i$ – погрешность псевдодальности, вызванная ошибкой компенсации ионосферных задержек;

$\delta\rho_{trop}^i$ – погрешность псевдодальности, вызванная ошибкой компенсации тропосферных задержек;

$\delta\rho_{ms}^i$ – погрешность псевдодальности, вызванная возможной многолучевостью сигнала;

$\delta\rho_{ш}$ – шумовая составляющая погрешности псевдодальностей, вызванная «шумом» схемы приемника;

i – номер сигнала используемого НКА.

Для стандартного режима работы одностотного АПСН значения среднеквадратических отклонений (СКО) составляющих погрешностей, характерные для наихудшего сценария нормальной работы GPS L1, приведены в таблице 2.1 [76].

Таблица 2.1 – Типовые значения погрешностей измерений псевдодальностей GPS L1

Погрешность	Величина, м (1 СКО)
вызванная ошибкой опорного генератора НКА	до 2,5
вызванная ошибкой компенсации ионосферных задержек	1,5
вызванная ошибкой компенсации тропосферных задержек	1,3
вызванная многолучевостью	до 2,5
вызванная «шумом» схемы приемника	0,85
прочие погрешности	0,33

В работе рассматривается комплексирование инерциальных и спутниковых измерений по жесткосвязанной схеме (расширенный фильтр Калмана) [40]. В этом случае

вектор состояния оценивателя должен включать параметры математической модели погрешностей опорного генератора АПСН (2.36):

$$\bar{X}_C^T = [\delta\rho_{\Delta\tau}^C, \delta\dot{\rho}_{\Delta\tau}^C], \quad (2.36)$$

где $\delta\rho_{\Delta\tau}^C$ – ошибки дальности, вызванные уходом начальной фазы задающего генератора; $\delta\dot{\rho}_{\Delta\tau}^C$ – ошибки определения радиальной скорости, вызванные отличием от номинальной частоты генератора приемника.

Таким образом, вектор состояния контура навигации $\bar{X}_{\text{КН}}$ будет состоять из вектора $\bar{X}_B$, для алгоритма совместной обработки информации БИНС и АПСН по жесткосвязанной схеме с учетом (2.31) и (2.36) принимает вид (2.37):

$$\begin{aligned} \bar{X}_{\text{КН}}^T &= [\bar{X}_B^T, \bar{X}_C^T] \\ &= \begin{bmatrix} x_1, x_2, \delta H, x_3, x_4, \delta V_H, \alpha, \beta, \gamma, \Delta\Omega_X, \Delta\Omega_Y, \Delta\Omega_Z, \Delta K_{\Omega_X}, \Delta K_{\Omega_Y}, \Delta K_{\Omega_Z}, \Delta n_X, \Delta n_Y, \Delta n_Z, \\ \Delta K_{n_X}, \Delta K_{n_Y}, \Delta K_{n_Z}, \\ \delta\rho_{\Delta\tau_1}^C, \delta\dot{\rho}_{\Delta\tau_1}^C \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (2.37)$$

Таким образом, соотношение (2.35) и соответствующий ему вектор состояния (2.37) составляют математическую модель погрешностей измерений АПСН контура навигации БВС.

2.7 Математическая модель погрешностей ОЭС контура СПС

Рекурсивный алгоритм определения параметров движения ВС-нарушителя для каждой эпохи работы алгоритмов контура системы предупреждения столкновений ИИФ СПС БВС можно разделить на два основных этапа:

- нахождение ВС-нарушителя(-ей) на кадрах видеоизображения ОЭС и определение центра изображения ВС-нарушителя, называемого далее ОТ;
- оценка параметров движения ВС-нарушителя(-ей) с использованием измерений ОЭС и контура навигации БВС, а также при наличии информации от АЗН-В с использованием параметров движения ВС-нарушителя(-ей).

При определении параметров движения ВС-нарушителя можно выделить следующие основные возмущающие факторы:

- ошибка БИНС БВС при определении координат точек относительно координат и углов ориентации точки фотографирования;
- ошибка определения дальности до ОТ;
- погрешность метода распознавания ОТ на кадрах видеоизображения;
- геометрические искажения наблюдаемых объектов;

- погрешности калибровки оптической системы, остаточная дисторсия;
- случайная погрешность, вызванная неидеальностью оптической системы, смещением положения главной точки;
- погрешность оценки геометрии ВС-нарушителя и привязки к ней ОТ.

В этом случае уравнение погрешностей оптико-электронной системы на основе модели [42] принимает вид (2.38):

$$\delta \bar{P} = \delta \bar{S}_B + \delta \bar{S}_D + N \cdot \delta A_B \cdot (\delta \bar{P}'_M + \delta \bar{P}'_K + \delta \bar{P}'_C), \quad (2.38)$$

где $\delta \bar{P}$ – полная погрешность ОЭС в определении координат особых точек;

$$\delta \bar{S}_B = \begin{bmatrix} \delta S_{x_c}^B \\ \delta S_{y_c}^B \\ \delta S_{z_c}^B \end{bmatrix} - \text{вектор погрешностей БИНС при определении координат точки}$$

фотографирования;

$$\delta \bar{S}_D = \begin{bmatrix} \delta S_{x_c}^D \\ \delta S_{y_c}^D \\ \delta S_{z_c}^D \end{bmatrix} - \text{вектор погрешностей метода определения высоты расположения}$$

точки фотографирования относительно ОТ при отсутствии стереобазиса;

$$\delta A_B = \begin{pmatrix} \delta a_{11}^B & \delta a_{12}^B & \delta a_{13}^B \\ \delta a_{21}^B & \delta a_{22}^B & \delta a_{23}^B \\ \delta a_{31}^B & \delta a_{32}^B & \delta a_{33}^B \end{pmatrix} - \text{матрица погрешностей элементов матрицы пересчета,}$$

вызванная погрешностями БИНС или комплексного навигационного решения при определении углов ориентации точки фотографирования;

$$\delta \bar{P}'_M = \begin{bmatrix} \delta P'_{x_c}^M \\ \delta P'_{y_c}^M \\ \delta P'_{z_c}^M \end{bmatrix} - \text{вектор погрешностей алгоритма определения ОТ на}$$

видеоизображении;

$$\delta \bar{P}'_K = \begin{bmatrix} \delta P'_{x_c}^K \\ \delta P'_{y_c}^K \\ \delta f \end{bmatrix} - \text{вектор погрешностей калибровки оптической системы,}$$

вызывающих остаточную дисторсию изображения и погрешность в определении фокусного расстояния;

$$\delta \bar{P}'_C = \begin{bmatrix} \delta P'_{x_c}^C \\ \delta P'_{y_c}^C \\ \delta P'_{z_c}^C \end{bmatrix} - \text{вектор случайных погрешностей смещения точки на изображении.}$$

Амплитудные значения и частотные характеристики указанных погрешностей зависят от модели используемой камеры и могут быть получены по результатам изучения реальных измерений.

На основе измерений ОЭС формируется оценка параметров движения ВС-нарушителя в декартовой СК. При этом определение координат НКА, также применяемых для коррекции БИНС, осуществляется в ДГСК с координатами вида R_1^B, R_2^B, R_3^B [73]. Связь СК точки фотографирования и ОТ с координатами R_1^B, R_2^B, R_3^B примет вид (2.39):

$$\begin{bmatrix} R_1^B \\ R_2^B \\ R_3^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{x_c} \\ S_{y_c} \\ S_{z_c} \end{bmatrix}, \begin{bmatrix} R_{p1}^0 \\ R_{p2}^0 \\ R_{p3}^0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_{x_c} \\ P_{y_c} \\ P_{z_c} \end{bmatrix}. \quad (2.39)$$

Связь между декартовыми гринвичскими координатами точки места R_1^B, R_2^B, R_3^B и ее географическими координатами, вычисленными в алгоритме БИНС, принимает вид (2.40):

$$\begin{bmatrix} R_1^B \\ R_2^B \\ R_3^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (R' + h^B) \cdot \cos(\lambda^B) \cdot \cos(\varphi^B) \\ (R' + h^B) \cdot \sin(\lambda^B) \cdot \cos(\varphi^B) \\ ((1 - e^2) \cdot R' + h^B) \cdot \sin(\varphi^B) \end{bmatrix}, \quad (2.40)$$

$$R' = \frac{a}{\sqrt{1 - e^2 \cdot \sin^2(\varphi^{\text{БИНС}})}}.$$

Связь между проекциями путевой скорости, вычисленными БИНС, в ГорСК и проекциями относительной скорости БИНС в гринвичской системе V_1^B, V_2^B, V_3^B определяется соотношением (2.41):

$$\begin{bmatrix} V_1^B \\ V_2^B \\ V_3^B \end{bmatrix} = B^T \cdot \begin{bmatrix} V_E^B \\ V_N^B \\ V_h^B \end{bmatrix}, \quad (2.41)$$

$$B = \begin{bmatrix} -\sin(\lambda^B) & \cos(\lambda^B) & 0 \\ -\cos(\lambda^B) \cdot \sin(\varphi^B) & -\sin(\lambda^B) \cdot \sin(\varphi^B) & \cos(\varphi^B) \\ \cos(\lambda^B) \cdot \cos(\varphi^B) & \sin(\lambda^B) \cdot \cos(\varphi^B) & \sin(\varphi^B) \end{bmatrix}.$$

Тогда с учетом модели погрешностей БИНС (п. 2.5) уравнение (2.38) преобразуется к виду (2.42):

$$\delta \overline{R_p^0} = \delta \overline{R^B} + \delta \overline{R^D} + N \cdot A \cdot (\delta \overline{P'_m} + \delta \overline{P'_k} + \delta \overline{P'_c}). \quad (2.42)$$

Измерениями ОЭС являются отображения ОТ на плоскости видеокадра. Для построения математической модели погрешностей таких измерений приведенное выше уравнение преобразуется к виду:

$$\bar{P}' = N^{-1} \cdot A^T (\bar{P} - \bar{S}). \quad (2.43)$$

Тогда, аналогично (2.42):

$$\delta \bar{P}' = N^{-1} \cdot A^T (\delta \bar{R}^{\bar{B}} + \delta \bar{R}^{\bar{D}} - \delta \bar{S}_{\bar{B}}) - \delta \bar{P}'_{\text{м}} - \delta \bar{P}'_{\text{к}} + \delta \bar{P}'_{\text{ш.}} \quad (2.44)$$

С учетом погрешностей вычисленного трехгранника относительно базового уравнение (2.44) преобразуется к виду (2.45):

$$\begin{aligned} \delta \bar{P}' &= N^{-1} \cdot A^T (\delta \bar{R}^{\bar{B}} + \delta \bar{R}^{\bar{D}} - \delta \bar{R}_p^{\bar{O}}) + \\ &+ N^{-1} \begin{bmatrix} 0 & \alpha_2 & -\beta_2 \\ -\alpha_2 & 0 & \gamma_2 \\ \beta_2 & -\gamma_2 & 0 \end{bmatrix} (\delta \bar{R}^{\bar{B}} + \delta \bar{R}^{\bar{D}} - \delta \bar{R}_p^{\bar{O}}) - \\ &- \delta \bar{P}'_{\text{м}} - \delta \bar{P}'_{\text{к}} + \delta \bar{P}'_{\text{ш.}} = \\ &= N^{-1} \cdot A^T (\delta \bar{R}^{\bar{B}} + \delta \bar{R}^{\bar{D}} - \delta \bar{R}_p^{\bar{O}}) + \\ &+ N^{-1} \begin{bmatrix} 0 & \alpha & -\beta \\ -\alpha & 0 & \gamma \\ \beta & -\gamma & 0 \end{bmatrix} (\delta \bar{R}^{\bar{B}} + \delta \bar{R}^{\bar{D}} - \delta \bar{R}_p^{\bar{O}}) + \\ &+ N^{-1} \begin{bmatrix} 0 & \alpha_1 & -\beta_1 \\ -\alpha_1 & 0 & \gamma_1 \\ \beta_1 & -\gamma_1 & 0 \end{bmatrix} (\delta \bar{R}^{\bar{B}} + \delta \bar{R}^{\bar{D}} - \delta \bar{R}_p^{\bar{O}}) - \\ &- \delta \bar{P}'_{\text{м}} - \delta \bar{P}'_{\text{к}} + \delta \bar{P}'_{\text{ш.}} \end{aligned} \quad (2.45)$$

С учетом (2.14) модель (2.45) для j-ой ОТ может быть преобразована к виду (2.46):

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \delta P_{x'j}^{\bar{B}} \\ \delta P_{y'j}^{\bar{B}} \end{bmatrix} &= \frac{1}{N_j} A^T \begin{bmatrix} \delta R_{1j}^{\bar{O}} - \delta R_1^{\bar{B}} \\ \delta R_{2j}^{\bar{O}} - \delta R_2^{\bar{B}} \\ \delta R_{3j}^{\bar{O}} - \delta R_3^{\bar{B}} \end{bmatrix} + \frac{1}{N_j} M^T \begin{bmatrix} 0 & \alpha & -\beta \\ -\alpha & 0 & \gamma \\ \beta & -\gamma & 0 \end{bmatrix}^T C^T C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}} \begin{bmatrix} \delta R_{1j}^{\bar{O}} - \delta R_1^{\bar{B}} \\ \delta R_{2j}^{\bar{O}} - \delta R_2^{\bar{B}} \\ \delta R_{3j}^{\bar{O}} - \delta R_3^{\bar{B}} \end{bmatrix} \\ &+ \frac{1}{N_j} M^T \begin{bmatrix} 0 & \alpha_1 & -\beta_1 \\ -\alpha_1 & 0 & \gamma_1 \\ \beta_1 & -\gamma_1 & 0 \end{bmatrix}^T C^T C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}} \begin{bmatrix} \delta R_{1j}^{\bar{O}} - \delta R_1^{\bar{B}} \\ \delta R_{2j}^{\bar{O}} - \delta R_2^{\bar{B}} \\ \delta R_{3j}^{\bar{O}} - \delta R_3^{\bar{B}} \end{bmatrix} \\ &+ (-1) \frac{1}{N_j^2} A^T \begin{bmatrix} \delta R_{1j}^{\bar{O}} - \delta R_1^{\bar{B}} \\ \delta R_{2j}^{\bar{O}} - \delta R_2^{\bar{B}} \\ \delta R_{3j}^{\bar{O}} - \delta R_3^{\bar{B}} \end{bmatrix} \delta N_j, \end{aligned} \quad (2.46)$$

где $\delta P_{x'j}^B, \delta P_{y'j}^B$ – погрешность прогноза положения ОТ в ССК ОЭС;

$\delta R_{1j}^0, \delta R_{2j}^0, \delta R_{3j}^0$ – погрешность привязки координат ОТ в ДГСК при инициализации, вызванная ошибками БИНС;

$\delta R_1^B, \delta R_2^B, \delta R_3^B$ – погрешность БИНС в определении координат в ДГСК;

δN_j – ошибка масштабного коэффициента.

Уравнения (2.46) являются авторской математической моделью, связывающей погрешности прогноза координат ОТ (ВС-нарушителя) на снимке и погрешности ОЭС и БИНС БВС.

Кроме непосредственно координат ВС-нарушителя для алгоритмов управления движением (формирования траектории ухода от столкновения) контура СПС БВС необходима информация о скорости перемещения ВС-нарушителя. Оценка скорости движения ВС-нарушителя (для j-ой ОТ) строится на основе оценки погрешности определения этой скорости по измерениям ОЭС с использованием модели вида (2.47):

$$\begin{aligned}\delta \dot{R}_{1j}^0 &= \delta V_{1j}^0, \\ \delta \dot{R}_{2j}^0 &= \delta V_{2j}^0, \\ \delta \dot{R}_{3j}^0 &= \delta V_{3j}^0.\end{aligned}\tag{2.47}$$

Вектор состояния $\bar{X}$ оценивателя ИИФ СПС с учетом (2.37) и параметров математической модели параметров (ошибок параметров) движения n ВС-нарушителей (ОТ) $\bar{X}_{\text{ОЭС}}$:

$$\bar{X}_{\text{ОЭС}}^T = \begin{bmatrix} \delta R_{11}^0, \delta R_{21}^0, \delta R_{31}^0, \delta V_{11}^0, \delta V_{21}^0, \delta V_{31}^0, \delta N_1, \\ \delta R_{1n}^0, \delta R_{2n}^0, \delta R_{3n}^0, \dots, \delta V_{1n}^0, \delta V_{2n}^0, \delta V_{3n}^0, \delta N_n \end{bmatrix},\tag{2.48}$$

примет вид (2.49):

$$\bar{X}^T = \begin{bmatrix} x_1, x_2, \delta H, x_3, x_4, \delta V_H, \alpha, \beta, \gamma, \Delta \Omega_X, \Delta \Omega_Y, \Delta \Omega_Z, \Delta K_{\Omega_X}, \Delta K_{\Omega_Y}, \Delta K_{\Omega_Z}, \Delta n_X, \Delta n_Y, \Delta n_Z, \\ \Delta K_{n_X}, \Delta K_{n_Y}, \Delta K_{n_Z}, \\ \delta \rho_{\Delta \tau 1}^C, \delta \dot{\rho}_{\Delta \tau 1}^C, \\ \delta R_{11}^0, \delta R_{21}^0, \delta R_{31}^0, \delta V_{11}^0, \delta V_{21}^0, \delta V_{31}^0, \delta N_1, \\ \dots, \\ \delta R_{1n}^0, \delta R_{2n}^0, \delta R_{3n}^0, \delta V_{1n}^0, \delta V_{2n}^0, \delta V_{3n}^0, \delta N_n \end{bmatrix},\tag{2.49}$$

где n – число ВС-нарушителей.

В кооперативном режиме параметры движения ВС-нарушителя принимаются по каналу АЗН-В вместе с заявленными категориями качества, пересчет которых в среднеквадратические отклонения погрешностей приведен в приложении А, и собственных параметров вектора состояния оценивателя этот канал не образует. Таким образом, итоговый вектор состояния оценивателя ИИФ СПС БВС совпадает с (2.49).

При этом

$$\bar{X}_{\text{КН}}^T = \begin{bmatrix} x_1, x_2, \delta H, x_3, x_4, \delta V_H, \alpha, \beta, \gamma, \Delta\Omega_X, \Delta\Omega_Y, \Delta\Omega_Z, \Delta K_{\Omega_X}, \Delta K_{\Omega_Y}, \Delta K_{\Omega_Z}, \Delta n_X, \Delta n_Y, \Delta n_Z, \\ \Delta K_{n_X}, \Delta K_{n_Y}, \Delta K_{n_Z}, \\ \delta\rho_{\Delta\tau_1}^C, \delta\dot{\rho}_{\Delta\tau_1}^C \end{bmatrix},$$

$$\bar{X}_{\text{ОЭС}}^T = \begin{bmatrix} \delta R_{11}^0, \delta R_{21}^0, \delta R_{31}^0, \delta V_{11}^0, \delta V_{21}^0, \delta V_{31}^0, \delta N_1, \\ \delta R_{1n}^0, \delta R_{2n}^0, \delta R_{3n}^0, \dots, \delta V_{1n}^0, \delta V_{2n}^0, \delta V_{3n}^0, \delta N_n \end{bmatrix}.$$

Таким образом, модель (2.46), дополнительные соотношения (2.47) и соответствующий модели (2.46) – (2.47) вектор состояния (2.48) составляют разработанную математическую модель погрешностей ОЭС контура СПС.

2.8 Учет анизотропии погрешностей оптических измерений при формировании математических моделей ИИФ СПС

Полученная модель (2.46) – (2.48) обладает свойством, которое определяет построение последующих моделей, алгоритмов оценивания и алгоритмов контроля качества, и поэтому рассматривается отдельно. Измерения ОЭС характеризуют только направление на ВС-нарушителя, тогда как дальность до него по измерениям одной эпохи не наблюдаема и входит в модель через масштабный коэффициент, определяемый априорной оценкой дальности. Вследствие этого погрешность определения положения ВС-нарушителя вдоль линии визирования задается погрешностью априорной оценки дальности, а поперек линии визирования – угловым разрешением ОЭС и погрешностями определения углов ориентации собственного БВС. Матрица ковариации погрешностей такой оценки является существенно анизотропной, а отвечающий ей эллипс неопределенности сильно вытянут вдоль линии визирования. Геометрия такой неопределенности в горизонтальной плоскости проиллюстрирована на рисунке 2.6.

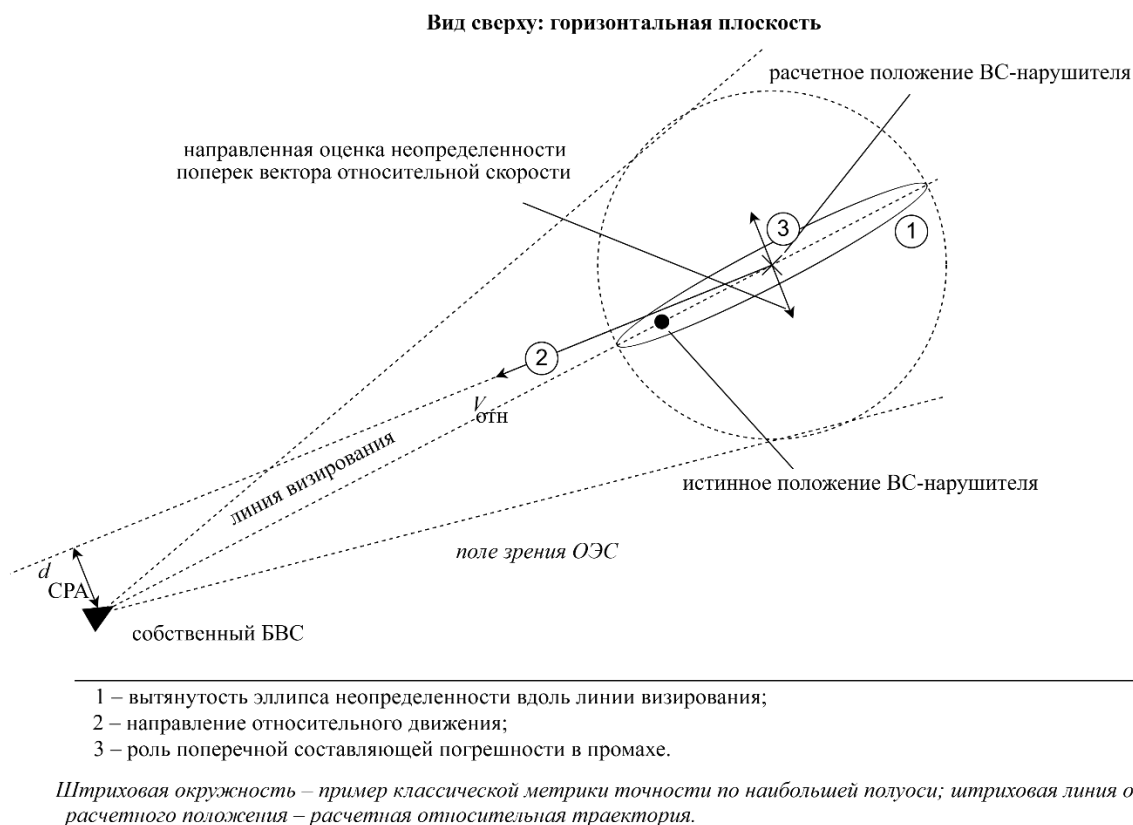


Рисунок 2.6 – Анизотропия неопределенности определения положения ВС-нарушителя при использовании оптических измерений

Из этого свойства следуют особенности математических моделей и алгоритмов ИИФ СПС, принятые в настоящей работе и используемые в последующих главах.

1) Вектор измерений некооперативного режима образован координатами ОТ в системе координат кадра, а не вычисленными по ним координатами ВС-нарушителя (п. 2.2.2), поскольку при пересчете к координатам в измерение вводится априорная оценка дальности и шум измерений утрачивает свойства белого и изотропного, тогда как при принятом построении операция пересчета переносится в матрицу связи и учитывается совместно с погрешностями БИНС.

2) Начальная матрица ковариации блока ВС-нарушителя не может задаваться диагональной, так как при диагональном задании утрачивается СКО вдоль линии визирования и завышается СКО поперек нее, вследствие чего темп уменьшения погрешности определения дальности снижается, а формируемые оценщиком поперечные отклонения по признакам п. 4.1 неотличимы от искажений оптических измерений. Базовый способ формирования этой матрицы приведен в п. 3.3, а уточняющие его стохастические модели – в п. 3.4.

3) Результатом работы ИИФ СПС служит также матрица ковариации погрешностей оценки, а не только скалярные метрики точности. Скалярная метрика типа FOM, вычисляемая по следу матрицы ковариации, дает для некооперативного режима оценку сверху, отличающуюся от направленной характеристики в число раз, порядка отношения полуосей.

4) Критерии контроля целостности измерений ОЭС и защитные уровни формируются не по радиальной норме невязок и не по окружности, описанной вокруг эллипса неопределенности, а в нормированной квадратичной форме с порогами по квантилям распределения хи-квадрат, причем защитный уровень контура СПС определяется как направленная величина в направлении, ортогональном вектору относительной скорости (п. 4.1 и 4.3).

Перечисленные особенности вытекают из состава оптических измерений, а не из характеристик конкретной ОЭС, поэтому сохраняются при любом оптическом измерителе некооперативного режима наблюдения и учитываются во всех последующих главах диссертационной работы.

2.9 Выводы по главе 2

Во второй главе диссертационной работы получены следующие результаты, в том числе обладающие научной новизной:

1) Введены системы координат, используемые в алгоритмах ИИФ СПС, а также введены связи между ними (п. 2.1).

2) Сформированы векторы входных измерений для алгоритмов ИИФ СПС для контура навигации (2.12), контура СПС в кооперативном (2.17) и в некооперативном (2.16) режимах (п. 2.2). В некооперативном режиме вектор измерений образован координатами ОТ в системе координат снимка, а не вычисленными по ним координатами ВС-нарушителя. Такое построение сохраняет исходные статистические свойства шумов ОЭС и переносит операцию пересчета в матрицу связи, где она учитывается совместно с погрешностями БИНС.

3) Определены используемые пространства состояния и связи между ними (п. 2.3), а также состав векторов параметров математических моделей погрешностей (п. 2.4).

4) Предложены для использования в алгоритмах ИИФ СПС математические модели погрешностей БИНС (п. 2.5), АПСН (п. 2.6) и ОЭС (п. 2.7).

5) Получена математическая модель (2.46) – (2.48), связывающая погрешность прогноза положения ОТ на снимке с погрешностями ОЭС и БИНС. Модель позволяет учесть корреляцию погрешностей привязки ОТ с погрешностями контура навигации,

утрачиваемую при раздельном описании контуров, и служит основой для формирования уравнений измерений в третьей главе.

6) Установлено свойство анизотропии неопределенности определения положения ВС-нарушителя по оптическим измерениям (п. 2.8) и сформулированы вытекающие из него особенности построения вектора измерений, начальной матрицы ковариации, метрик точности и критериев контроля целостности, принятые в последующих главах.

Таким образом, полученные во второй главе математические модели выступают основой для синтеза оценителя, а также для построения критериев и метрик контроля качества измерений информационно-измерительного обеспечения бортовой СПС БВС.

Глава 3. Формирование уравнений динамики и измерений для оценщика

Третья глава работы посвящена результатам синтеза оценщика, построенного на основе приведенных во второй главе математических моделей погрешностей показаний БИНС, ОЭС и АПСН, и предложенных векторов измерений. С этой целью в главе приводятся:

- структура оценщика на основе дискретного стохастического оптимального фильтра Калмана;
- уравнения динамики системы и измерений для контура навигации БВС;
- уравнения динамики системы и измерений для контура СПС некооперативного и кооперативного режимов.

В процессе работы над уравнениями для некооперативного режима были получены и приведены в этой главе *авторские*:

- математическая модель связи погрешностей БИНС и ОЭС с вектором оптических измерений;
- стохастическая модель учета связей между параметрами вектора состояния и шумами измерений при инициализации ОТ в оценщике.

3.1 Формирование оценщика на основе дискретного стохастического оптимального фильтра Калмана

Алгоритмы оценщика ИИФ СПС БВС строятся на использовании оптимального фильтра Калмана. Опуская для краткости в описании зависимость всех компонент от времени (t), уравнение динамики системы и уравнение измерений имеют вид (3.1) [38]:

$$\begin{aligned}\bar{X} &= F \cdot \bar{X} + B \cdot \bar{U} + G \cdot \bar{W}, \\ \bar{Z} &= H \cdot \bar{X} + \bar{V},\end{aligned}\tag{3.1}$$

где $\bar{X}$ – вектор состояния системы (в полном виде соответствует (2.49)); F – матрица динамики системы; B – матрица управления; $\bar{U}$ – вектор управляющих сигналов; G – матрица шумов системы; $\bar{W}$ – вектор шумов системы; $\bar{Z}$ – вектор измерений; H – матрица связи вектора состояния и вектора измерений; $\bar{V}$ – вектор шумов измерений.

Исходя из необходимости перестройки структуры оценщика для обнаружения и оценки величин искажений в измерениях обобщенная структура матрицы динамики F и H будут иметь вид (3.2):

$$F = \begin{bmatrix} F_{KH} & [0] & [0] \\ [0] & F_{OЭC} & [0] \\ [0] & [0] & F_{KH_H} \end{bmatrix}, \quad (3.2)$$

$$H = \begin{bmatrix} H^{KH} & [0] & [0] \\ H^{OЭC} & & [0] \\ [0] & [0] & H_{KH_H} \end{bmatrix}.$$

В выражении (3.2) матрица H^{KH} содержит линейные коэффициенты отображения пространства параметров вектора X^{KH} в пространство измерений Z^{KH} . Матрица $H^{OЭC}$ содержит коэффициенты связи пространств состояния векторов X^{KH} и $X^{OЭC}$ с пространством измерений $Z^{OЭC}$.

Для построения уравнений оценщика на основе оптимального стохастического фильтра Калмана на математическую модель (3.1) накладывается ряд ограничений. На статистические характеристики шумов системы, шумов измерений и начальное значение вектора состояния накладываются следующие ограничения [38]:

$\bar{W}(t), \bar{V}(t)$ – случайный гауссов процесс типа белого шума, несмещенный, с известными корреляционными матрицами вида (3.3):

$$\begin{aligned} M[\bar{W}(t), \bar{W}(t)^T] &= Q_W(t) \cdot \delta(t - \tau), \\ M[\bar{V}(t), \bar{V}(t)^T] &= R_V(t) \cdot \delta(t - \tau), \end{aligned} \quad (3.3)$$

где $\delta(t - \tau)$ – дельта – функция Дирака.

Шумы системы, шумы измерений и начальное значение вектора состояния не коррелированы (3.4):

$$M[\bar{V}(t), \bar{W}(t)^T] = 0; \quad M[\bar{X}(t_0), \bar{W}(t)^T] = 0; \quad M[\bar{X}(t_0), \bar{V}(t)^T] = 0. \quad (3.4)$$

Вводится начальное значение $M[\bar{X}(t_0)] = \bar{m}_X$ и $M[(\bar{X}(t_0) - \bar{m}_X), (\bar{X}(t_0) - \bar{m}_X)^T] = P_0$.

При условии выполнения наложенных ограничений оценщик строит оптимальную оценку вектора состояния на основе минимизации квадратичного критерия [38, 39]:

$$\begin{aligned} J &= M \left[(\bar{X}(t) - \hat{X}(t)), (\bar{X}(t) - \hat{X}(t))^T \right] = M \left[\text{Tr} \{ (\bar{e}(t)), (\bar{e}(t))^T \} \right] = \text{Tr}(P(t)) = \\ &= \sum_{i=1}^n \sigma_{i,i}^2, \end{aligned} \quad (3.5)$$

где $n = \dim(\bar{X})$, $\sigma_{i,i}$ – СКО соответствующего элемента вектора ошибок оценок $\bar{e}(t)$.

Минимизация функционала (3.5) при выполнении условий (3.3) достигается для системы (3.1) оценщиком вида (3.6):

$$\begin{aligned}\hat{\bar{X}} &= F \cdot \hat{X} + B \cdot \bar{U} + K \cdot (\bar{Z} - H \cdot \hat{X}), \\ K &= P \cdot H^T \cdot R^{-1},\end{aligned}\quad (3.6)$$

$$\dot{P} = F \cdot P + P \cdot F^T + G \cdot Q \cdot G^T - P \cdot H^T \cdot R^{-1} H \cdot P.$$

Оценщик (3.6) формирует в оптимальном режиме несмещенную оценку (3.7):

$$M[\bar{X}(t)] = M[\hat{X}(t)] \text{ или } M[\bar{e}(t)] = 0. \quad (3.7)$$

При переходе к дискретному виду линейный оценщик (3.6) представляется в виде (3.8):

$$\begin{aligned}\hat{X}_k &= \Phi_{k/k-1} \cdot \hat{X}_{k-1} + B_{k/k-1} \cdot \bar{U}_{k-1} + K_k \cdot (\bar{Z}_k - H_k \cdot \Phi_{k/k-1} \cdot \hat{X}_{k-1}), \\ K_k &= S_k \cdot H_k^T \cdot (H_k \cdot S_k \cdot H_k^T + R_k)^{-1}, \\ S_k &= \Phi_{k/k-1} \cdot P_{k-1} \cdot \Phi_{k/k-1}^T + \Gamma_{k/k-1} \cdot Q_{k-1} \cdot \Gamma_{k/k-1}^T, \\ P_k &= (E - K_k \cdot H_k) \cdot S_k.\end{aligned}\quad (3.8)$$

Переход к дискретному виду осуществлен при использовании следующих соотношений (3.9):

$$\begin{aligned}R &= \frac{R(t)}{\Delta\tau}, \quad Q = \frac{Q(t)}{\Delta\tau}, \\ \Phi &= e^{F\Delta\tau} = E + F(t) \cdot \Delta\tau + \frac{([F(t)] \cdot \Delta\tau)^2}{2} + \dots = \sum_{i=0}^{\infty} \frac{1}{i!} (F(t) \cdot \Delta\tau)^i, \\ \Gamma &= F(t)^{-1} \cdot (F(t) - E) \cdot G(t) = \left\{ \sum_{i=0}^{\infty} \frac{([F(t)] \cdot \Delta\tau)^i}{(i+1)!} \right\} \cdot G(t) \cdot \Delta\tau.\end{aligned}\quad (3.9)$$

где $\Delta\tau$ - шаг дискретизации.

Изложенные соотношения (3.8) совместно с принятыми ограничениями образуют основные уравнения оценщика на базе дискретного фильтра Калмана, применяемого в алгоритмах ИИФ СПС.

3.2 Формирование уравнений оценщика для контура навигации

Исходя из полученных математических моделей погрешностей БИНС (п. 2.5) и АПСН (п. 2.6) матрица динамики контура навигации F_{KH} имеет вид:

$$F_{KH} = \begin{bmatrix} [F^B] & [0] \\ 21 \times 21 & 21 \times 2 \\ [0] & [0] \\ 2 \times 21 & 2 \times 2 \end{bmatrix}. \quad (3.10)$$

Матрица шумов системы G_{KH} с учетом (2.33) имеет вид (3.11):

$$G_{KH} = \begin{bmatrix} [G^B] \\ 21 \times 6 \\ [0] \\ 2 \times 6 \end{bmatrix}. \quad (3.11)$$

Вектор шумов системы $\bar{W}_{KH}$ имеет вид (3.12):

$$\bar{W}_{KH}^T = \{\delta\Omega^{\text{б.ш.}}_X, \delta\Omega^{\text{б.ш.}}_Y, \delta\Omega^{\text{б.ш.}}_Z, \delta n^{\text{б.ш.}}_X, \delta n^{\text{б.ш.}}_Y, \delta n^{\text{б.ш.}}_Z\}. \quad (3.12)$$

Матрица H^{KH} получена линеаризацией прогнозируемых псевдодальностей (2.10) и псевдоскоростей (2.11) по элементам вектора X_{KH} (2.37) в точке текущей оценки. Строки с 1-й по m -ю отвечают псевдодальностям, строки с $(m+1)$ -й по $2m$ -ю псевдоскоростям:

$$H^{KH} = \begin{bmatrix} H_{1,1}^{KH} & H_{1,2}^{KH} & H_{1,3}^{KH} & 0 & 0 & 0 & -10 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ H_{m,1}^{KH} & H_{m,2}^{KH} & H_{m,3}^{KH} & 0 & 0 & 0 & -10 \\ H_{(m+1),1}^{KH} & H_{(m+1),2}^{KH} & H_{(m+1),3}^{KH} & H_{(m+1),4}^{KH} & H_{(m+1),5}^{KH} & H_{(m+1),6}^{KH} & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ H_{2m,1}^{KH} & H_{2m,2}^{KH} & H_{2m,3}^{KH} & H_{2m,4}^{KH} & H_{2m,5}^{KH} & H_{2m,6}^{KH} & 0 \end{bmatrix}, \quad (3.13)$$

$$\text{где } H_{i,1}^{KH} = \frac{1}{\rho_2 \cdot \cos(\varphi_B)} \cdot \frac{\partial \rho_i^B}{\partial \lambda^B} = \frac{1}{\rho_i^B} [\sin(\lambda_B) (R_{1_i}^C - R_1^B) - \cos(\lambda_B) (R_{2_i}^C - R_2^B)];$$

$$H_{i,2}^{KH} = \frac{1}{\rho_1} \cdot \frac{\partial \rho_i^B}{\partial \varphi^B} = \frac{1}{\rho_1} \cdot \frac{1}{\rho_i^B} [(R_{1_i}^C - R_1^B) (-\cos(\lambda_B) \cos(\varphi_B) R^{tp} + (R' + h_B) \cos(\lambda_B) \sin(\varphi_B)) + \\ (R_{2_i}^C - R_2^B) (-\sin(\lambda_B) \cos(\varphi_B) R^{tp} + (R' + h_B) \sin(\lambda_B) \sin(\varphi_B)) + \\ + (R_{3_i}^C - R_3^B) (-(1 - e^2) \sin(\varphi_B) R^{tp} - ((1 - e^2) R' + h_B) \cos(\varphi_B))];$$

$$R^{tp} = \sin(\varphi_B) (R' + h_B) - \cos(\varphi_B) \frac{\partial R'}{\partial \varphi^B};$$

$$\frac{\partial R'}{\partial \varphi^B} = \frac{a \cdot e^2 \cdot \cos(\varphi_B) \cdot \sin(\varphi_B)}{(1 - e^2 \cdot \sin^2(\varphi_B))^{3/2}};$$

$$H_{i,3}^{KH} = \frac{\partial \rho_i^B}{\partial h^B} = \frac{-1}{\rho_i^B} [\cos(\varphi_B) \cos(\lambda_B) (R_{1_i}^C - R_1^B) +$$

$$\cos(\varphi_B) \sin(\lambda_B) (R_{2_i}^C - R_2^B) + \sin(\varphi_B) (R_{3_i}^C - R_3^B)];$$

$$\frac{\partial \rho_i^B}{\partial h^B} = \frac{-1}{\rho_i^B} [\cos(\varphi_B) \cos(\lambda_B) (R_{1_i}^C - R_1^B) + \cos(\varphi_B) \sin(\lambda_B) (R_{2_i}^C - R_2^B) + \sin(\varphi_B) (R_{3_i}^C - R_3^B)]$$

$$+ \cos(\varphi_B) \sin(\lambda_B) (R_{2_i}^C - R_2^B) + \sin(\varphi_B) (R_{3_i}^C - R_3^B)];$$

$$H_{(m+i),1}^{KH} = - \left(\frac{V_h}{\rho_2} + \Omega_E \cdot tg(\varphi) \right) \cdot \frac{\partial \rho_i^B}{\partial V_E^B};$$

$$\frac{\partial \rho_i^B}{\partial V_E^B} = \frac{1}{\rho_i^B} [\sin(\lambda_B) (R_{1_i}^C - R_1^B) - \cos(\lambda_B) (R_{2_i}^C - R_2^B)];$$

$$H_{(m+i),2}^{KH} = -\Omega_H \cdot \frac{\partial \rho_i^B}{\partial V_E^B} - \frac{V_h}{\rho_1} \cdot \frac{\partial \rho_i^B}{\partial V_N^B};$$

$$\frac{\partial \dot{\rho}_i^B}{\partial V_N^B} = \frac{1}{\rho_i^B} [\cos(\lambda_B) \sin(\varphi_B) (R_{1_i}^C - R_1^B) + \sin(\lambda_B) \sin(\varphi_B) (R_{2_i}^C - R_2^B) - \cos(\varphi_B) (R_{3_i}^C - R_3^B)];$$

$$H_{(m+i),3}^{KH} = \Omega_N \frac{\partial \dot{\rho}_i^B}{\partial V_E^B} - \Omega_E \frac{\partial \dot{\rho}_i^B}{\partial V_N^B};$$

$$H_{(m+i),4}^{KH} = \frac{\partial \dot{\rho}_i^B}{\partial V_E^B};$$

$$H_{(m+i),5}^{KH} = \frac{\partial \dot{\rho}_i^B}{\partial V_N^B};$$

$$H_{(m+i),6}^{KH} = \frac{\partial \dot{\rho}_i^B}{\partial V_H};$$

$$\frac{\partial \dot{\rho}_i^B}{\partial V_H^B} = \frac{-1}{\rho_i^B} [\cos(\lambda_B) \cos(\varphi_B) (R_{1_i}^C - R_1^B) + \sin(\lambda_B) \cos(\varphi_B) (R_{2_i}^C - R_2^B) + \sin(\varphi_B) (R_{3_i}^C - R_3^B)],$$

где $i = \overline{1, m}$ – номер НКА рабочего созвездия; m – количество НКА рабочего созвездия.

Элементы $H_{i,1}^{KH}$, $H_{i,2}^{KH}$, $H_{i,3}^{KH}$ связывают псевдодальности с погрешностями координат БВС $x_1, x_2, \delta H$. Частные производные $\partial \dot{\rho}_i^B$ по координатам представляют собой взятые с обратным знаком направляющие косинусы линии визирования i -го НКА в ГорСК, а множители $1/(\rho_2 \cos \varphi)$ и $1/\rho_1$ возникают при пересчете погрешностей долготы и широты в x_1, x_2 по (2.21). Совокупность этих строк определяется геометрией рабочего созвездия и задает наблюдаемость погрешностей определения координат.

Элементы $H_{m+i,4}^{KH}$, $H_{m+i,5}^{KH}$, $H_{m+i,6}^{KH}$ связывают псевдоскорости с погрешностями составляющих путевой скорости и равны тем же направляющим косинусам, поскольку псевдоскорость (2.11) представляет собой проекцию относительной скорости на линию визирования НКА. Элементы $H_{m+i,1}^{KH}$, $H_{m+i,2}^{KH}$, $H_{m+i,3}^{KH}$ отличны от нуля потому, что x_3, x_4 отличаются от погрешностей составляющих скорости слагаемыми, пропорциональными погрешностям координат (2.23), с коэффициентами, определяемыми проекциями угловой скорости $\Omega_E, \Omega_N, \Omega_H$. Зависимость псевдоскорости от погрешности координат через поворот линии визирования, пропорциональная отношению относительной скорости НКА к дальности до него, не учитывается как величина второго порядка малости.

Элементы последних двух столбцов, равные -1 для псевдодальностей и 1 для псевдоскоростей, отвечают погрешностям опорного генератора АПСН (2.36). Они одинаковы для всех НКА, поэтому эти погрешности входят во все измерения одной эпохи и отделяются от погрешностей координат и скорости только при избыточности созвездия.

Остальные элементы полагаются нулевыми, так как псевдодальности и псевдоскорости непосредственно не зависят от погрешностей ориентации и инструментальных погрешностей БИНС. Эти параметры наблюдаются через матрицу динамики $F_{\text{КН}}$, связывающую их с погрешностями координат и скорости на последующих эпохах.

Вектор шумов измерений при этом $\bar{V}_{\text{КН}}$ принимает вид:

$$\bar{V}_{\text{КН}}^T = \{\delta\rho_1^{\text{б.ш.}}, \dots, \delta\rho_m^{\text{б.ш.}}, \dot{\delta\rho}_1^{\text{б.ш.}}, \dots, \dot{\delta\rho}_m^{\text{б.ш.}}\}. \quad (3.14)$$

При формировании $R_{V_{\text{КН}}}$ погрешностей АПСН ввиду отсутствия на борту информации о текущих значениях интенсивностей следует использовать допущения вида:

$$R_{V_{\text{КН}},i,i} \cong \frac{\sigma_{\delta\rho}^2 \text{АПСН}_i}{\Delta\tau^C},$$

где $\sigma_{\delta\rho} \text{АПСН}_i$ – текущее (прогнозируемое) значение СКО ошибки определения псевдодальности до i -ого НКА;

$\Delta\tau^C$ – интервал времени между текущей и предыдущей эпохой измерений ГНСС.

$$R_{V_{\text{КН}}(m+i),(m+i)} \cong \frac{\sigma_{\dot{\delta\rho}}^2 \text{АПСН}_i}{\Delta\tau^C},$$

где $\sigma_{\dot{\delta\rho}} \text{АПСН}_i$ – текущее (прогнозируемое) значение СКО ошибки определения псевдоскорости относительно i -ого НКА.

При формировании $Q_{W_{\text{КН}}}$ инструментальных и методических погрешностей БИНС на основе предложенных математических моделей погрешностей ввиду отсутствия на борту информации о текущих значениях интенсивностей следует использовать допущения вида:

$$Q_{W_{\text{КН}},i,i} \cong \frac{\sigma_{\delta\Omega}^2 \text{б.ш.Б}_i}{\Delta\tau^B},$$

где $\sigma_{\delta\Omega} \text{б.ш.Б}$ – прогнозируемое значение СКО шумов ДУС;

$\Delta\tau^B$ – интервал времени между текущей и предыдущей эпохой измерений ДУС ($i = \overline{1,3}$).

$$Q_{W_{\text{КН}},i,i} \cong \frac{\sigma_{\delta n}^2 \text{б.ш.Б}_i}{\Delta\tau^B},$$

где $\sigma_{\delta n} \text{б.ш.Б}$ – прогнозируемое значение СКО шумов акселерометров;

$\Delta\tau^B$ – интервал времени между текущей и предыдущей эпохой измерений акселерометра ($i = \overline{4,6}$).

Таким образом, соотношения (3.10) – (3.14) реализуют уравнения оценщика для контура навигации на основе математической модели погрешностей БИНС (п. 2.5) и

математической модели погрешностей АПСН (п. 2.6).

3.3 Формирование уравнений для оценивателя на основе измерений ОЭС и БИНС для контура СПС

При комплексировании показаний БИНС и ОЭС с целью оценки параметров движения ВС-нарушителя вектор состояния примет вид (3.15):

$$\bar{X}^T = \begin{bmatrix} \bar{X}_{\text{КН}} \\ \bar{X}_{\text{ОЭС}} \end{bmatrix}. \quad (3.15)$$

Вектор (3.15) имеет размерность $23 + 7n$: 23 элемента вектора $X_{\text{КН}}$ (2.37) и по семь элементов (2.48) на каждую ОТ. Поэтому блок j -й ОТ занимает позиции с $(17 + 7j)$ -й по $(23 + 7j)$ -ю, чем определяется нумерация столбцов в элементах матрицы $H^{\text{ОЭС}}$.

Матрица $F^{\text{ОТ}}$ следует из модели (2.47): единичный блок связывает координаты ОТ со скоростью, а погрешность скорости и масштабный коэффициент полагаются постоянными. Движение ВС-нарушителей независимо, поэтому $F_{\text{ОЭС}}$ блочно-диагональная, а внедиагональные блоки между $F_{\text{КН}}$ и $F_{\text{ОЭС}}$ в (3.2) отсутствуют. Таким образом, матрица динамики $F_{\text{ОЭС}}$ имеет вид (3.16):

$$F_{\text{ОЭС}} = \begin{bmatrix} [F^{\text{ОТ}}_1] & \dots & [0] \\ 7 \times 7 & & 7 \times 7 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ [0] & \dots & [F^{\text{ОТ}}_n] \\ 7 \times 7 & & 7 \times 7 \end{bmatrix}, \quad (3.16)$$

где стационарная матрица $F^{\text{ОТ}} = F^{\text{ОТ}}_i$ ($i = \overline{1, n}$ – номер ВС-нарушителя в структуре оценивателя, n – количество ВС-нарушителей «видимых» ОЭС) имеет вид (3.17):

$$F^{\text{ОТ}} = \begin{bmatrix} [0] & [E] & [0] \\ 3 \times 3 & 3 \times 3 & 3 \times 1 \\ [0] & [0] & [0] \\ 3 \times 3 & 3 \times 3 & 3 \times 1 \\ [0] & [0] & [0] \\ 1 \times 3 & 1 \times 3 & 1 \times 1 \end{bmatrix}. \quad (3.17)$$

Матрица связи $H^{\text{ОЭС}}$ получена линеаризацией прогноза положения ОТ на кадре (2.14). Ее элементы соответствуют частным производным элементов вектора измерений (2.16) по элементам вектора состояния (2.49), вычисленным в точке текущей оценки, и совпадают с коэффициентами модели (2.46). Строки $2j - 1$ и $2j$ отвечают координатам x' и y' изображения j -й ОТ. Таким образом, полученная матрица $H^{\text{ОЭС}}$ принимает следующий вид:

$$H^{0ЭC} = \begin{vmatrix} H_{1,1}^{0ЭC} & H_{1,2}^{0ЭC} & H_{1,3}^{0ЭC} & 0 & H_{1,8}^{0ЭC} & H_{1,9}^{0ЭC} & \frac{A_{1,1}A_{2,1}A_{3,1}}{N_j N_j N_j} \frac{[0]}{1 \times 3} H_{1,(30)}^{0ЭC} \dots 0 & 0 & 0 & \frac{[0]}{1 \times 3} & 0 \\ H_{2,1}^{0ЭC} & H_{2,2}^{0ЭC} & H_{2,3}^{0ЭC} & H_{2,7}^{0ЭC} & H_{2,8}^{0ЭC} & 0 & \frac{A_{1,2}A_{2,2}A_{3,2}}{N_j N_j N_j} \frac{[0]}{1 \times 3} H_{2,(30)}^{0ЭC} \dots 0 & 0 & 0 & \frac{[0]}{1 \times 3} & 0 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \frac{[0]}{2n \times 3} & \vdots & \vdots & \vdots & \frac{[0]}{2n \times (14)} & \vdots & \vdots & \vdots \\ H_{(2n-1),1}^{0ЭC} H_{(2n-1),2}^{0ЭC} H_{(2n-1),3}^{0ЭC} & 0 & H_{(2n-1),8}^{0ЭC} H_{(2n-1),9}^{0ЭC} & 0 & 0 & 0 & \frac{[0]}{1 \times 3} & 0 & \dots \frac{A_{1,1}A_{2,1}A_{3,1}}{N_j N_j N_j} \frac{[0]}{1 \times 3} H_{(2n-1),(23+7n)}^{0ЭC} \\ H_{(2n),1}^{0ЭC} & H_{(2n),2}^{0ЭC} & H_{(2n),3}^{0ЭC} & H_{(2n),7}^{0ЭC} & H_{(2n),8}^{0ЭC} & 0 & 0 & 0 & \frac{[0]}{1 \times 3} & 0 & \dots \frac{A_{2,1}A_{2,2}A_{3,2}}{N_j N_j N_j} \frac{[0]}{1 \times 3} H_{(2n),(23+7n)}^{0ЭC} \end{vmatrix},$$

где n – количество ВС-нарушителей “видимых” ОЭС; $j = \overline{1, n}$ – номер ВС-нарушителя в структуре оценивателя;

$$H_{(2j-1),1}^{0ЭC} = \frac{1}{N_j} A_{1,1}(-1) \frac{\partial R_1^B}{\partial \lambda} \frac{1}{\rho_2 \cos(\varphi)} + \frac{1}{N_j} A_{2,1}(-1) \frac{\partial R_2^B}{\partial \lambda} \frac{1}{\rho_2 \cos(\varphi)} + \frac{1}{N_j} \cdot \frac{1}{\rho_2} [C]^T [C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}^T}] \Delta \bar{R}^{0ЭC}_{1j} - \frac{1}{N_j} \cdot \frac{1}{\rho_2} tg(\varphi) [C]^T [C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}^T}] \Delta \bar{R}^{0ЭC}_{2j};$$

$$H_{(2j-1),2}^{0ЭC} = \frac{1}{N_j} A_{1,1}(-1) \frac{\partial R_1^B}{\partial \varphi} \frac{1}{\rho_1} + \frac{1}{N_j} A_{2,1}(-1) \frac{\partial R_2^B}{\partial \varphi} \frac{1}{\rho_1} + \frac{1}{N_j} A_{3,1}(-1) \frac{\partial R_3^B}{\partial \varphi} \frac{1}{\rho_1};$$

$$H_{(2j-1),3}^{0ЭC} = \frac{1}{N_j} A_{1,1}(-1) \frac{\partial R_1^B}{\partial h} + \frac{1}{N_j} A_{2,1}(-1) \frac{\partial R_2^B}{\partial h} + \frac{1}{N_j} A_{3,1}(-1) \frac{\partial R_3^B}{\partial h} + (-1) \frac{1}{N_j^2}$$

$$\cdot \frac{1}{fk} [A_{1,1} [C]^T [C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}^T}] \Delta \bar{R}^{0ЭC}_{1j} + A_{2,1} [C]^T [C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}^T}] \Delta \bar{R}^{0ЭC}_{2j} + A_{3,1} [C]^T [C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}^T}] \Delta \bar{R}^{0ЭC}_{3j}];$$

$$H_{(2j-1),8}^{0ЭC} = -\frac{1}{N_j} [C]^T [C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}^T}] \Delta \bar{R}^{0ЭC}_{2j}; H_{(2j-1),9}^{0ЭC} = \frac{1}{N_j} [C]^T [C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}^T}] \Delta \bar{R}^{0ЭC}_{1j};$$

$$H_{(2j-1),(17+7j)}^{0\partial C} = \frac{1}{N_j} A_{1,1}$$

$$H_{(2j-1),(18+7j)}^{0\partial C} = \frac{1}{N_j} A_{2,1}$$

$$H_{(2j-1),(19+7j)}^{0\partial C} = \frac{1}{N_j} A_{3,1}$$

$$H_{(2j-1),(23+7j)}^{0\partial C} = (-1) \frac{1}{N_j^2} \left[A_{1,1} \Delta \bar{R}^{0\partial C}_{1j} + A_{2,1} \Delta \bar{R}^{0\partial C}_{2j} + A_{3,1} \Delta \bar{R}^{0\partial C}_{3j} \right];$$

$$H_{(2j),1}^{0\partial C} = \frac{1}{N_j} A_{1,2} (-1) \frac{\partial R_1^B}{\partial \lambda} \frac{1}{\rho_2 \cos(\varphi)} + \frac{1}{N_j} A_{2,2} (-1) \frac{\partial R_2^B}{\partial \lambda} \frac{1}{\rho_2 \cos(\varphi)} - \frac{1}{N_j} \cdot \frac{1}{\rho_2} [C]^T \left[C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}T} \right] \Delta \bar{R}^{0\partial C}_3;$$

$$H_{(2j),2}^{0\partial C} = \frac{1}{N_j} A_{1,2} (-1) \frac{\partial R_1^B}{\partial \varphi} \frac{1}{\rho_1} + \frac{1}{N_j} A_{2,2} (-1) \frac{\partial R_2^B}{\partial \varphi} \frac{1}{\rho_1} + \frac{1}{N_j} A_{3,2} (-1) \frac{\partial R_3^B}{\partial \varphi} \frac{1}{\rho_1} - \frac{1}{N_j} \cdot$$

$$\frac{1}{\rho_1} [C]^T \left[C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}T} \right] \Delta \bar{R}^{0\partial C}_2;$$

$$H_{(2j),3}^{0\partial C} = \frac{1}{N_j} A_{1,2} (-1) \frac{\partial R_1^B}{\partial h} + \frac{1}{N_j} A_{2,2} (-1) \frac{\partial R_2^B}{\partial h} + \frac{1}{N_j} A_{3,2} (-1) \frac{\partial R_3^B}{\partial h} \\ + (-1) \frac{1}{N_j^2} \frac{1}{fk} \left[A_{1,2} [C]^T \left[C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}T} \right] \Delta \bar{R}^{0\partial C}_{1j} + A_{2,2} [C]^T \left[C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}T} \right] \Delta \bar{R}^{0\partial C}_{2j} \right. \\ \left. + A_{3,2} [C]^T \left[C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}T} \right] \Delta \bar{R}^{0\partial C}_{3j} \right];$$

$$H_{(2j),7}^{0\partial C} = -\frac{1}{N} [C]^T \left[C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}T} \right] \Delta \bar{R}^{0\partial C}_{3j};$$

$$H_{(2j),8}^{0\partial C} = \frac{1}{N} [C]^T \left[C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}T} \right] \Delta \bar{R}^{0\partial C}_{2j};$$

$$H_{(2j),(17+7j)}^{0\partial C} = \frac{1}{N_j} A_{1,2}$$

$$H_{(2j),(18+7j)}^{0\partial C} = \frac{1}{N_j} A_{2,2}$$

$$H_{(2j),(19+7j)}^{0\partial C} = \frac{1}{N_j} A_{3,2}$$

$$H_{(2j),(23+7j)}^{0\partial C} = (-1) \frac{1}{N_j^2} \left[A_{1,2} \Delta \bar{R}^{0\partial C}_{1j} + A_{2,2} \Delta \bar{R}^{0\partial C}_{2j} + A_{3,2} \Delta \bar{R}^{0\partial C}_{3j} \right]$$

$$\Delta \bar{R}^{0\partial C}_j = \begin{bmatrix} R_{1j}^O - R_1^B \\ R_{2j}^O - R_2^B \\ R_{3j}^O - R_3^B \end{bmatrix}$$

$$\frac{\partial R_1^B}{\partial \lambda} = -(R' + h) \sin(\lambda) \cos(\varphi)$$

$$\frac{\partial R_1^B}{\partial \varphi} = -(R' + h) \cos(\lambda) \sin(\varphi) + \cos(\lambda) \cos(\varphi) \frac{\partial R'}{\partial \varphi}$$

$$\frac{\partial R_1^B}{\partial h} = \cos(\lambda) \cos(\varphi)$$

$$\frac{\partial R_2^B}{\partial \lambda} = (R' + h) \cos(\lambda) \cos(\varphi)$$

$$\frac{\partial R_2^B}{\partial \varphi} = -(R' + h) \sin(\lambda) \sin(\varphi) + \sin(\lambda) \cos(\varphi) \frac{\partial R'}{\partial \varphi}$$

$$\frac{\partial R_2^B}{\partial h} = \sin(\lambda) \cos(\varphi)$$

$$\frac{\partial R_3^B}{\partial \lambda} = 0$$

$$\frac{\partial R_3^B}{\partial \varphi} = [(1 - e^2)R' + h] \cos(\varphi) + (1 - e^2) \sin(\varphi) \frac{\partial R'}{\partial \varphi}$$

$$\frac{\partial R_3^B}{\partial h} = \sin \varphi$$

Элементы $H_{2j-1,1}^{0\partial C} \dots H_{2j-1,3}^{0\partial C}$ и $H_{2j,1}^{0\partial C} \dots H_{2j,3}^{0\partial C}$ связывают измерения с погрешностями координат БВС $x_1, x_2, \delta H$. Слагаемые с частными производными $\partial R_i^B / \partial \lambda$, $\partial R_i^B / \partial \varphi$, $\partial R_i^B / \partial h$ характеризуют перенос точки фотографирования, а множители $1/(\rho_2 \cos \varphi)$ и $1/\rho_1$ возникают при пересчете δR^B в x_1, x_2 по (2.21). Слагаемые с произведением $C^T (C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}})^T \Delta R^{0\partial C}_j$ отражают поворот вычисленного трехгранника на углы $\alpha_1, \beta_1, \gamma_1$ (2.25), вызванный той же погрешностью координат.

Элементы $H_{2j-1,8}^{0\partial C}$, $H_{2j-1,9}^{0\partial C}$, $H_{2j,7}^{0\partial C}$, $H_{2j,8}^{0\partial C}$ связывают измерения с погрешностями ориентации α, β, γ и получены из кососимметричной матрицы малого поворота в (2.46). Они пропорциональны $|\Delta R^{0\partial C}_j|/N_j \approx kf$, поэтому смещение изображения ОТ от погрешностей ориентации от дальности практически не зависит.

Элементы $H_{2j-1,17+7j}^{0\partial C} \dots H_{2j-1,19+7j}^{0\partial C}$ и $H_{2j,17+7j}^{0\partial C} \dots H_{2j,19+7j}^{0\partial C}$, равные $A_{k,1}/N_j$ и $A_{k,2}/N_j$, проецируют погрешность привязки координат ОТ на оси x', y' кадра.

Элементы $H_{2j-1,23+7j}^{0\partial C}$ и $H_{2j,23+7j}^{0\partial C}$ получены дифференцированием (2.14) по N_j и равны $-P_{x',j}^B/N_j$ и $-P_{y',j}^B/N_j$, поэтому для ОТ вблизи центра кадра погрешность δN_j по одной эпохе практически не наблюдаема.

Остальные элементы полагаются нулевыми, так как прогноз (2.14) непосредственно не зависит от скоростей БВС и ОТ, инструментальных погрешностей, погрешностей генератора АПСН и параметров других ОТ. Скорости и инструментальные погрешности наблюдаются через $F_{\text{КН}}$ и $F^{\text{ОТ}}$. Столбцы погрешностей координат и ориентации БВС заполнены во всех строках и образуют рассматриваемую ниже обратную связь контура СПС в контур навигации.

Шум измерений задается в координатах кадра, где он остается белым и изотропным с дисперсией, не зависящей от дальности, а пересчет параметров в метрические координаты учтен в $H^{0ЭС}$. Погрешности ориентации БВС, общие для всех ОТ и коррелированные во времени, не включаются в вектор шумов и учитываются через вектор состояния. Шумы полагаются некоррелированными, поэтому матрица $R_{V0ЭС}$ диагональная. Таким образом, вектор шумов измерений ОЭС имеет вид (3.18):

$$\bar{V}_{0ЭС}^T = \{P_{1x'}^{0 \text{ б.ш.}}, P_{1y'}^{0 \text{ б.ш.}}, \dots, P_{nx'}^{0 \text{ б.ш.}}, P_{ny'}^{0 \text{ б.ш.}}\}. \quad (3.18)$$

Множитель $\Delta\tau^0$ в допущениях ниже следует из соотношения $R = R(t)/\Delta\tau$ (3.9), так что в дискретном оценителе используется непосредственно дисперсия σ^2 .

При формировании $R_{V0ЭС}$ погрешностей измерений на основе (3.18) ввиду отсутствия на борту информации о текущих значениях интенсивностей шумов следует использовать допущения вида:

$$R_{V0ЭС(2m+j),(2m+j)} = R_{V0ЭС(2m+j+1),(2m+j+1)} = R_{V0ЭС(2m+j+2),(2m+j+2)} \cong \frac{\sigma_{\delta\vec{P}^{б.ш.}j}^2}{\Delta\tau^0},$$

где $\sigma_{\delta\vec{P}^{б.ш.}j}^2$ – СКО ошибки определения положения особой точки под номером j ;

$\Delta\tau^0$ – интервал времени между текущей и предыдущей эпохой измерений ОЭС.

По результатам анализа требований нормативных документов (RTCA DO-365/DO-396, см. главу 1 диссертационной работы), а также актуальных требований к навигационному обеспечению БВС, можно сделать вывод, что уровень качества определения параметров контура СПС в некооперативном режиме и, особенно, при применении ОЭС как основного некооперативного измерителя, в большинстве случаев (и часто – существенно) ниже уровня качества параметров контура навигации собственного БВС. В то же время приведенная модель единого оценителя реализует обратную связь контура СПС в контур навигации БВС. Отсюда следует вывод, что при реализации ИИФ СПС требуется удостовериться, что такая обратная связь не приводит к проявлению дополнительных погрешностей в характеристиках контура навигации БВС. В противном случае потребуются внесение дополнительной модификации в алгоритм оценителя, которая заключается в выведении ряда параметров матрицы $H^{0ЭС}$ в матрицу управления с целью исключения возникновения положительной обратной связи погрешностей контуров.

Матрица динамики (3.16) с блоками вида (3.17) описывает движение ВС-нарушителя как равномерное прямолинейное в ДГСК, а матрица шумов системы G в строках, отвечающих блокам ОТ, содержит нули, вследствие чего шум модели на эти блоки не действует. При таком построении дисперсии координат и составляющих скорости ОТ по

мере накопления оптических измерений убывают неограниченно, тогда как действительное движение ВС-нарушителя от принятой модели отклоняется. Оценитель с заниженной матрицей ковариации перестает реагировать на невязки, накопленное расхождение оценки с истинным положением ОТ нарастает, и по признакам п. 4.1 такое расхождение неотличимо от медленно нарастающего искажения оптических измерений. Поэтому в блоки вектора состояния, отвечающие ОТ, вводится шум модели, интенсивность которого назначается по величине неучтенного ускорения ВС-нарушителя.

Отклонение действительного движения от модели (3.17) порождается двумя причинами (обзор моделей движения маневрирующих целей приведен в [34]). Первая имеет место даже при строго равномерном прямолинейном движении ВС-нарушителя в местном горизонте: вектор путевой скорости в таком движении разворачивается вместе с местным горизонтом с угловой скоростью V/R_3 , поэтому вторая производная радиус-вектора ОТ в ДГСК отлична от нуля и направлена по местной вертикали, а ее модуль и накапливаемое за время t смещение составляют (3.19):

$$a_{\text{пер}} = \frac{V_{\text{max}}^2}{R_3}, \quad \Delta_{\text{пер}}(t) = \frac{a_{\text{пер}} t^2}{2} = \frac{(V_{\text{max}} t)^2}{2R_3}, \quad (3.19)$$

где V_{max} – максимальная путевая скорость ВС-нарушителя, установленная для рассматриваемой категории оборудования, R_3 – средний радиус Земли. Вторая причина заключается в маневрировании ВС-нарушителя в пределах эксплуатационных ограничений.

Обе причины предлагается учесть введением в блок ОТ дискретного шума белого ускорения. Модель приращений за шаг дискретизации имеет вид $R_{k+1} = R_k + V_k \Delta\tau + a_k \Delta\tau^2/2$ и $V_{k+1} = V_k + a_k \Delta\tau$, где a_k – некоррелированная от эпохи к эпохе гауссова величина с нулевым средним и СКО σ_a , одинаковым по всем трем осям ДГСК. Отсюда матрица интенсивностей шума модели движения ОТ размера 6 на 6, отвечающая координатам и составляющим скорости, принимает вид (3.20):

$$Q^{\text{OT}} = \sigma_a^2 \begin{bmatrix} \frac{\Delta\tau^4}{4} E_3 & \frac{\Delta\tau^3}{2} E_3 \\ \frac{\Delta\tau^3}{2} E_3 & \Delta\tau^2 E_3 \end{bmatrix}, \quad (3.20)$$

где E_3 – единичная матрица размера 3 на 3. Внедиагональные блоки в (3.20) обязательны: приращение координат и приращение скорости за один шаг порождены одной

и той же реализацией ускорения и потому полностью коррелированы, и отбрасывание этих блоков дает несогласованную матрицу, занижающую взаимную ковариацию координат и скорости. Погрешность масштабного коэффициента, занимающая седьмой элемент блока ОТ, шумом модели не возмущается, поскольку эта величина представляет собой постоянный параметр привязки данной ОТ, а не координата движения. Выбор величины σ_a^2 должен происходить исходя из динамических ограничений класса наблюдаемого ВС-нарушителя.

Соотношение экстраполяции ковариации системы (3.8) с учетом (3.20) принимает вид (3.21):

$$S_k = \Phi_{k/k-1} P_{k-1} \Phi_{k/k-1}^T + \Gamma_{k/k-1} Q_{k-1} \Gamma_{k/k-1}^T + \sum_{j=1}^n \Lambda_j Q^{OT} \Lambda_j^T, \quad (3.21)$$

где Λ_j - матрица, выделяющая строки блока j-й ОТ, отвечающие координатам и составляющим скорости, n – число ОТ в структуре оценителя. Действие шума локализовано блоками ОТ и на контур навигации не распространяется.

Сформулированная модификация оптимального фильтра Калмана (ОФК) подразумевает, что шум прикладывается изотропно по всем трем осям ДГСК, тогда как переносное ускорение направлено по местной вертикали. Это условие является ограничением модели, но освобождает от необходимости задавать направление полета ВС-нарушителя на этапе назначения параметров модели.

Таким образом, соотношения (3.18) – (3.21) с учетом вида вектора состояния (3.15) и вектора измерения (2.16) формируют *авторскую* математическую модель связи погрешностей БИНС и ОЭС с вектором оптических измерений в рамках линейной модели уравнения измерений (3.1) для использования в алгоритме оценителя ИИФ СПС.

Приведенные соотношения определяют работу оценителя начиная со второй эпохи оптических измерений. В эпоху захвата ВС-нарушителя координаты ОТ вычисляются по (2.13) с использованием априорной оценки дальности, и для запуска оценителя требуется задать начальную матрицу ковариации погрешностей этой оценки. Базовый способ ее формирования следует непосредственно из состава оптических измерений и приводится ниже, а способы, учитывающие корреляционные связи погрешностей привязки ОТ с погрешностями контура навигации и с шумами оптических измерений, рассматриваются в п. 3.4.

Обозначим через u орт линии визирования, вычисляемый нормированием вектора ΔR_j разности координат ОТ и БВС в ДГСК, а через D_j – дальность до ОТ, равную длине этого вектора. Погрешность привязки ОТ раскладывается на составляющую вдоль линии визирования, порождаемую погрешностью априорной оценки дальности с СКО σ_D , и составляющую в плоскости, ортогональной линии визирования, порождаемую угловыми погрешностями с суммарным СКО σ_y , которое включает погрешность определения положения ОТ на кадре и погрешность определения углов ориентации БВС. Указанные составляющие статистически независимы, поэтому базовая начальная матрица ковариации погрешностей привязки координат ОТ принимает вид (3.22):

$$P_{Rj}(t_0) = \sigma_D^2 u u^T + \sigma_\perp^2 (E_3 - u u^T), \sigma_\perp = D_j \sigma_y, \quad (3.22)$$

где E_3 – единичная матрица размера 3 на 3; $\sigma_\perp$ – СКО поперек линии визирования.

Соотношение (3.22) задано в инвариантной форме: первое слагаемое действует вдоль линии визирования, второе – в ортогональной ей плоскости. В осях ДГСК эта матрица не является диагональной, причем при отклонении линии визирования от направлений осей внедиагональные элементы имеют тот же порядок, что и диагональные. Соотношение между полуосями определяется величиной отношения σ_D к $\sigma_\perp$, которая для типовых характеристик ОЭС и априорной оценки дальности составляет несколько десятков, вследствие чего эллипс неопределенности сильно вытянут вдоль линии визирования (рисунок 3.1).

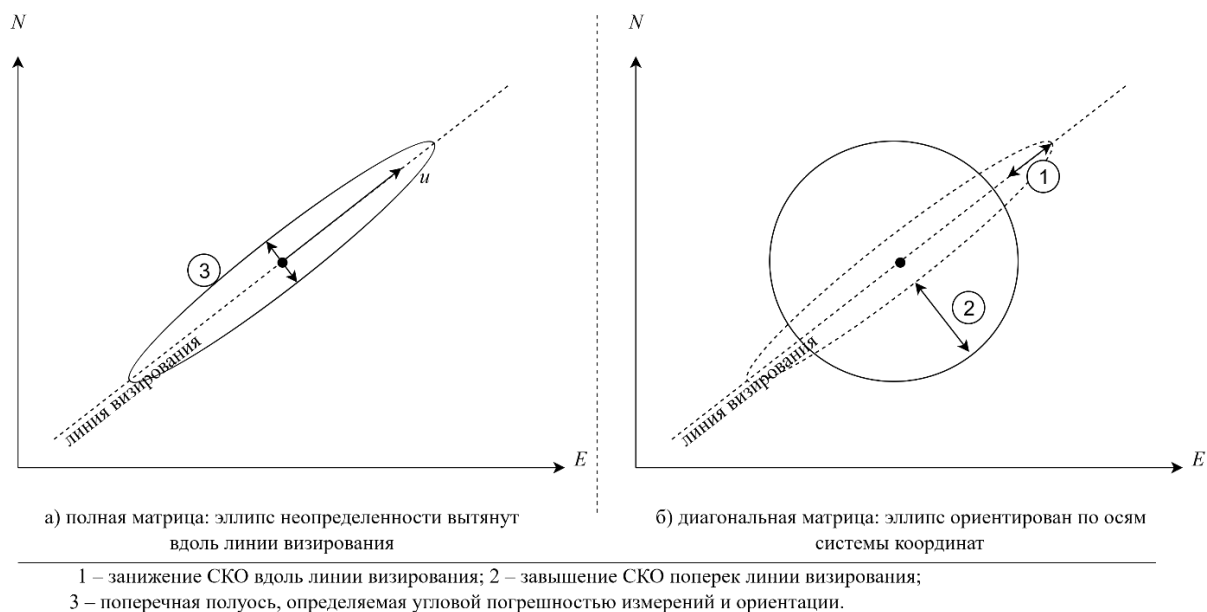


Рисунок 3.1 – Начальная матрица ковариации погрешностей привязки ОТ при полном и диагональном задании

Задание начальной матрицы диагональной с сохранением диагональных элементов матрицы (3.22) сохраняет след матрицы, но заменяет вытянутый эллипс эллипсом, ориентированным по осям системы координат. Дисперсия в направлении линии визирования при таком задании определяется соотношением (3.23):

$$u^T P_d u = \sigma_D^2 \sum_{i=1}^3 u_i^4 + \sigma_{\perp}^2 \left(1 - \sum_{i=1}^3 u_i^4 \right), \quad (3.23)$$

где u_i – компоненты орта линии визирования; P_d – диагональная матрица, элементы которой равны диагональным элементам матрицы (3.22).

Поскольку сумма четвертых степеней компонент орта не превосходит единицы и принимает значение одной трети при равном наклоне линии визирования к осям, дисперсия вдоль линии визирования занижается до трех раз, а дисперсия поперек линии визирования завышается на величину порядка одной трети от квадрата СКО априорной оценки дальности, то есть при существенном превышении σ_D над $\sigma_{\perp}$ превосходит истинное значение на порядки.

Практическое следствие из этого состоит в том, что оценщик с диагональной начальной матрицей одновременно занижает коэффициент усиления в направлении линии визирования, вследствие чего темп уменьшения погрешности определения дальности снижается, и завышает допустимое поперечное отклонение, вследствие чего накопленное расхождение оценки с истинным положением ОТ может быть неотличимо от искажения

оптических измерений. Поэтому в работе начальная матрица ковариации блока ОТ формируется в полном виде.

Соотношение (3.22) определяет структуру начальной матрицы, но не содержит взаимных ковариаций блока ОТ с блоком контура навигации и с погрешностью масштабного коэффициента. Способы, рассматриваемые в п. 3.4, уточняют базовую форму (3.22) именно в части указанных связей, причем модель п. 3.4.3 дает эту форму как частный случай при отбрасывании взаимных ковариаций и согласованном задании СКО априорной оценки дальности через СКО погрешности определения масштабного коэффициента.

3.4 Стохастическая модель учета связей между параметрами вектора состояния и шумами измерений при инициализации оценивателя

Определение координат ВС-нарушителя по оптическим измерениям требует привязки ОТ к ДГСК, вследствие чего вектор состояния оценивателя (2.48) расширяется погрешностями этой привязки. В некооперативном режиме работы СПС в первоначальный момент времени t_0 координаты ОТ неизвестны и вычисляются по соотношению (2.13) с использованием оптических измерений, показаний БИНС и априорной оценки дальности до ОТ.

Такое построение оценки нарушает два исходных предположения, принятых при выводе уравнений ОФК. Во-первых, ошибки оценок компонент вектора $\bar{X}_{O_j}$ коррелированы между собой и с ошибками оценок вектора $\bar{X}_B$, поскольку все они формируются одними и теми же источниками, а именно погрешностями БИНС и погрешностью масштабного коэффициента. Во-вторых, ошибки оценок компонент $\bar{X}_{O_j}$ коррелированы с шумами оптических измерений $\bar{V}_{OэC_j}$, так как эти измерения использованы при построении самой оценки.

В эпоху t_0 задача обновления оценки не ставится. Оценка $\hat{X}_{O_j}(t_0)$ уже задана соотношением (2.13), а прогноз оптических измерений, вычисляемый по (2.14), равен самим измерениям, вследствие чего вектор невязок является нулевым. Поэтому в рамках задачи инициализации основной подзадачей является не формирование оценки, а вычисление начальной матрицы ковариации ошибок этой оценки $P_{\bar{x}_{O_j}}(t_0)$ и ее взаимных ковариаций с остальными блоками вектора состояния.

В диссертации рассматриваются три способа формирования этой матрицы, различающиеся привлекаемой информацией и областью применимости: обратное проецирование через псевдообратную матрицу (п. 3.4.1), байесовское обновление априорной оценки (п. 3.4.2) и прямое распространение погрешностей через модель привязки (п. 3.4.3). Первый способ является предельным случаем второго; третий, как

показано далее, дает точное решение задачи первичной инициализации в некооперативном режиме и принимается в работе в качестве основного. Соотношения, общие для всех трех способов (формирования моделей учета связи), а также соотношения формирования априорной матрицы вынесены ниже в настоящем разделе. Имитационное моделирование для трех способов и результаты статистической проверки приведены в п. 5.2.3.

Все три способа опираются на единый набор якобианов модели привязки ОТ, вывод которых предшествует их изложению. Соотношение (2.13) в векторной форме для j -й ОТ записывается как (3.24):

$$\bar{R}_j^0 = \bar{R}^B + N_j \cdot A \cdot \bar{p}_j, \quad (3.24)$$

где $\bar{R}_j^0$ - вычисленные координаты j -й ОТ в ДГСК; $\bar{R}^B$ - координаты БВС в ДГСК по данным БИНС; N_j - масштабный коэффициент для j -й ОТ; A - матрица направляющих косинусов перехода от СК снимка к ДГСК (2.4); $\bar{p}_j$ - вектор положения ОТ в СК снимка (3.25):

$$\bar{p}_j = \begin{bmatrix} P_{x'j}^0 \\ P_{y'j}^0 \\ -kf \end{bmatrix}. \quad (3.25)$$

Введем обозначения: $T = C_{\text{ДГСК}}^{\text{ГорСК}} \cdot C$ - матрица перехода от ССК БВС к ДГСК, так что согласно (2.4) $A = T \cdot M$; $\bar{a}_1, \bar{a}_2, \bar{a}_3$ - столбцы матрицы A ; $\Delta \bar{R}_j = N_j A \bar{p}_j$ - вектор из точки нахождения БВС в ОТ, модуль которого равен дальности до ОТ. Матрицы A , T и M ортонормированы, поэтому $\|\Delta \bar{R}_j\| = N_j \cdot \|\bar{p}_j\|$.

Погрешность привязки координат ОТ получается варьированием (3.24) по всем входящим в него величинам, каждая из которых определяется с погрешностью (3.26):

$$\delta \bar{R}_j^0 = \delta \bar{R}^B + \delta N_j \cdot A \bar{p}_j + N_j \cdot \delta A \cdot \bar{p}_j + N_j \cdot A \cdot \delta \bar{p}_j. \quad (3.26)$$

Компоненты $x_1, x_2, \delta H$ вектора $\bar{X}_B$ представляют собой погрешности определения места БВС в ГорСК, а матрица B согласно (2.7) осуществляет переход от ДГСК к ГорСК, вследствие чего вклад погрешностей определения координат БИНС в (3.26) имеет вид (3.27):

$$\delta \bar{R}^B = B^T \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \delta H \end{bmatrix}, \quad J_B^R = B^T. \quad (3.27)$$

Малые углы поворота вычисленного трехгранника относительно базового согласно модели (2.45) входят в матрицу перехода кососимметричной матрицей θ (3.28):

$$\theta = \begin{bmatrix} 0 & \alpha & -\beta \\ -\alpha & 0 & \gamma \\ \beta & -\gamma & 0 \end{bmatrix}, \quad A + \delta A = T \cdot (E + \theta) \cdot M. \quad (3.28)$$

Матрица θ является кососимметричной матрицей векторного произведения $\theta \bar{v} = \bar{c} \times \bar{v}$ для вектора $\bar{c} = [-\gamma, -\beta, -\alpha]^T$. Учитывая, что $N_j M \bar{p}_j = T^T \Delta \bar{R}_j$, и используя свойство ортогонального преобразования $T(\bar{a} \times \bar{b}) = (T\bar{a}) \times (T\bar{b})$, получим (3.29):

$$N_j \cdot \delta A \cdot \bar{p}_j = T \theta T^T \Delta \bar{R}_j = (T\bar{c}) \times \Delta \bar{R}_j = [\Delta \bar{R}_j \times] T \Pi \begin{bmatrix} \alpha \\ \beta \\ \gamma \end{bmatrix}. \quad (3.29)$$

где $[\bar{v} \times]$ - кососимметричная матрица векторного произведения вектора $\bar{v}$; Π - матрица перестановки, приводящая порядок следования углов (α, β, γ) к порядку (γ, β, α) , принятому в (2.44):

$$[\bar{v} \times] = \begin{bmatrix} 0 & -v_3 & v_2 \\ v_3 & 0 & -v_1 \\ -v_2 & v_1 & 0 \end{bmatrix}, \quad \Pi = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

Отсюда якобиан по углам ориентации (3.30):

$$J_B^y = [\Delta \bar{R}_j \times] T \Pi. \quad (3.30)$$

Структура (3.30) имеет прозрачный физический смысл: погрешность ориентации разворачивает линию визирования, и возникающее линейное смещение ОТ пропорционально дальности. Все элементы J_B^y пропорциональны $\|\Delta \bar{R}_j\|$, поэтому вклад углов в погрешность привязки растет линейно с дальностью до ОТ.

Погрешность определения положения ОТ на снимке входит в первые две компоненты вектора $\bar{p}_j$, тогда как третья компонента $-kf$ погрешности не содержит, что дает (3.31):

$$N_j \cdot A \cdot \delta \bar{p}_j = N_j (\bar{a}_1 \delta P_{x'j}^{\delta, \text{ш.}} + \bar{a}_2 \delta P_{y'j}^{\delta, \text{ш.}}), \quad J_V = N_j [\bar{a}_1 \quad \bar{a}_2]. \quad (3.31)$$

Вклад погрешности масштабного коэффициента согласно (3.24) составляет (3.32):

$$\delta N_j \cdot A \bar{p}_j = \frac{\Delta \bar{R}_j}{N_j} \delta N_j, \quad J_N = \frac{\Delta \bar{R}_j}{N_j}. \quad (3.32)$$

Вектор J_N коллинеарен линии визирования, что отражает то обстоятельство, что погрешность масштабного коэффициента тесно связана с погрешностью определения дальности до ОТ и смещает ОТ строго вдоль линии визирования.

Объединяя (3.27), (3.30), (3.31) и (3.32), получим линейную модель погрешности привязки ОТ (3.33):

$$\delta \bar{R}_j^0 = J_B \bar{X}_B + J_V \bar{V}_{0\Delta C_j} + J_N \delta N_j, \quad J_B = [B^T \quad [\Delta \bar{R}_j \times] T \Pi]. \quad (3.33)$$

Размерности якобианов и их физический смысл рассмотрены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Якобианы модели привязки ОТ

Якобиан	Размерность	Аргументы	Физический смысл
$J_B^R = B^T$	3×3	$x_1, x_2, \delta H$	Отображение погрешностей определения координат БВС в координаты ОТ в отношении 1:1
$J_B^V = [\Delta \bar{R}_j \times] T \Pi$	3×3	α, β, γ	разворот линии визирования на плече, равном дальности до ОТ
$J_V = N_j [\bar{a}_1 \quad \bar{a}_2]$	3×2	$\bar{V}_{0\Delta C_j}$	смещение ОТ в плоскости снимка, перпендикулярной линии визирования
$J_N = \Delta \bar{R}_j / N_j$	3×1	δN_j	смещение ОТ вдоль линии визирования (погрешность дальности)

3.4.1 Модель учета связей между параметрами вектора состояния с применением обратного проецирования через псевдообратную матрицу

Первый способ реализации модели учета базируется на уравнении измерений п. 3.3, связывающем пространство состояния с пространством оптических измерений, и состоит в обратном проецировании: погрешности БИНС и шумы измерений пересчитываются из пространства измерений в пространство $\bar{X}_{O_j}$ с помощью псевдообратной матрицы.

Начальный вид матрицы ковариации $P_{\bar{e}_{X_{O_j}}}(t_0)$ для ошибок оценок координат каждой ОТ в общем виде представляется как (3.34):

$$P_{\bar{e}_{x_{O_j}}}(t_0) = D_{\bar{e}_{x_{O_j}}}(t_0) + cov[\bar{e}_{x_{O_j}}(t_0), \bar{e}_{x_{B_j}}(t_0)^T] + cov[\bar{e}_{x_{O_j}}(t_0), \bar{V}_{03C_j}(t_0)^T], \quad (3.34)$$

где $D_{\bar{e}_{x_{O_j}}}(t_0)$ - матрица неопределенности привязки координат ОТ к ДГСК, определяемая прогнозом точности привязки; второе слагаемое – матрица ковариации ошибок привязки координат ОТ и ошибок БИНС; третье слагаемое – матрица ковариации ошибок привязки координат ОТ и шумов оптических измерений.

Исходя из приведенной математической модели матрицы связи, связь между параметрами моделей погрешностей БИНС, привязки ОТ и пространством оптических измерений для j -й ОТ на одну эпоху измерений представляется в виде (3.35):

$$\begin{bmatrix} \delta P_{j x'}^B \\ \delta P_{j y'}^B \end{bmatrix} = H_j^{0/B} \bar{X}_B + H_j^0 \bar{X}_{O_j} + \bar{V}_{03C_j}, \quad (3.35)$$

где

$$H_j^{0/B} = \begin{bmatrix} H_{1,1}^{03C} & H_{1,2}^{03C} & H_{1,3}^{03C} & 0 & H_{1,8}^{03C} & H_{1,9}^{03C} \\ H_{2,1}^{03C} & H_{2,2}^{03C} & H_{2,3}^{03C} & H_{2,7}^{03C} & H_{2,8}^{03C} & 0 \end{bmatrix},$$

$$H_j^0 = \begin{bmatrix} \frac{A_{1,1}}{N_j} & \frac{A_{2,1}}{N_j} & \frac{A_{3,1}}{N_j} & H_{(2j-1),(23+7j)}^{03C} \\ \frac{A_{1,2}}{N_j} & \frac{A_{2,2}}{N_j} & \frac{A_{3,2}}{N_j} & H_{(2j),(23+7j)}^{03C} \end{bmatrix},$$

при $\bar{X}_B^T = [x_1, x_2, \delta H, \alpha, \beta, \gamma]$ и $\bar{X}_{O_j} = [\delta R_{1j}^0, \delta R_{2j}^0, \delta R_{3j}^0, \delta N_j]$.

Матрица H_j^0 имеет размер 2×4 : два оптических измерения на одну ОТ при четырех оцениваемых параметрах вектора состояния. Система недоопределена, поэтому применяется правая (минимально-нормальная) псевдообратная матрица (3.36):

$$H_j^{0+} = (H_j^0)^T [H_j^0 (H_j^0)^T]^{-1}. \quad (3.36)$$

Использование левой формы $[(H_j^0)^T H_j^0]^{-1} (H_j^0)^T$, справедливой для переопределенных систем, здесь невозможно: матрица $(H_j^0)^T H_j^0$ имеет размер 4×4 при ранге не выше 2 и вырождена при любых значениях параметров.

Обратимость матрицы в (3.36) обеспечивается безусловно. С учетом (2.13), (2.15) и ортонормированности A матрица H_j^0 приводится к компактному виду:

$$H_j^0 = \frac{1}{N_j} \begin{bmatrix} \bar{a}_1^T & -P_{x'j}^0 \\ \bar{a}_2^T & -P_{y'j}^0 \end{bmatrix},$$

откуда

$$H_j^0 (H_j^0)^T = \frac{1}{N_j^2} \begin{bmatrix} 1 + (P_{x'j}^0)^2 & P_{x'j}^0 P_{y'j}^0 \\ P_{x'j}^0 P_{y'j}^0 & 1 + (P_{y'j}^0)^2 \end{bmatrix},$$

$$\det [H_j^0 (H_j^0)^T] = \frac{1 + (P_{x'j}^0)^2 + (P_{y'j}^0)^2}{N_j^4} > 0.$$

При инициализации ОТ прогнозные и измеренные координаты ОТ в СК снимка равны, поэтому вклад ошибок БИНС в погрешность привязки, взятый без учета шумов измерений, имеет вид (3.37):

$$\bar{X}_{O_j}^B = -H_j^{0+} H_j^{0/B} \bar{X}_B = H_j^{00} \bar{X}_B, \quad H_j^{00} = -H_j^{0+} H_j^{0/B}. \quad (3.37)$$

Шумы измерений проецируются в пространство $\bar{X}_{O_j}$ как $\bar{X}_{O_j}^V = H_j^{0+} \bar{V}_{OЭСj}$. Для дискретного фильтра Калмана в эпоху t_0 , соответствующую k -му шагу работы оценщика, априорная матрица ковариации имеет вид $S_k = \Phi_{k/k-1} \cdot P_{k-1} \cdot \Phi_{k/k-1}^T + \Gamma_{k/k-1} \cdot Q_{k-1} \cdot \Gamma_{k/k-1}^T$, и искомая матрица получается как (3.38):

$$P_{\bar{e}_{X_{O_j}k}} = D_{\bar{e}_{X_{O_j}k}} + H_j^{00} S_k^B (H_j^{00})^T + H_j^{0+} R_V^O (H_j^{0+})^T, \quad (3.38)$$

где S_k^B формируется из строк и столбцов 1, 2, 3, 7, 8, 9 матрицы S_k , а матрица интенсивностей шумов оптических измерений:

$$R_V^O = \begin{bmatrix} \frac{\sigma_{\delta \bar{P}'_j^{6.ш.}}^2}{\Delta \tau^0} & 0 \\ 0 & \frac{\sigma_{\delta \bar{P}'_j^{6.ш.}}^2}{\Delta \tau^0} \end{bmatrix},$$

где $\sigma_{\delta \bar{P}'_j^{6.ш.}}$ - СКО ошибки определения положения ОТ с номером j на снимке, $\Delta \tau^0$ - интервал времени между текущей и предыдущей эпохами измерений ОЭС.

Рассмотренный способ обладает принципиальным ограничением. Второе и третье слагаемые (3.38) имеют ранг не выше 2 и равны нулю в направлении линии визирования, что отражает свойство измерений для оптических моно-систем: измерения одной эпохи не содержат информации о дальности.

Следовательно, вся неопределенность по дальности учитывается через матрицу $D_{\bar{e}_{x_{O_j}}}$, которая при этом не может быть принята диагональной. Эллипсоид неопределенности привязки вытянут вдоль линии визирования, ориентированной в ДГСК произвольно, тогда как у диагональной матрицы собственные векторы совпадают с осями координат. Матрица $D_{\bar{e}_{x_{O_j}}}$ может быть задана в виде:

$$A \cdot \text{diag}(\sigma_{\text{ЛВ}}^2, \sigma_{\perp}^2, \sigma_{\perp}^2) \cdot A^T,$$

где $\sigma_{\text{ЛВ}}^2$ - дисперсия ошибки привязки вдоль линии визирования, $\sigma_{\perp}^2$ - перпендикулярно ей. Кроме того, $D_{\bar{e}_{x_{O_j}}}$ должна содержать взаимную ковариацию с δN_j , что в диагональной форме невозможно.

3.4.2 Модель учета связей между параметрами вектора состояния с применением байесовского обновления априорной оценки

Если для ОТ доступна независимая от текущих оптических измерений априорная информация о ее положении, инициализация выполняется как обновление априорной оценки $\hat{X}_{O_j}^0$ с матрицей ковариации D_0 измерением $\bar{Z}_{0\text{ЭС}j}$.

Пусть распределение ошибки априорной оценки принимается нормальным, а оптические измерения связаны с оцениваемым вектором линейным соотношением (3.35) с нормально распределенным вектором шумов. Тогда задача инициализации может быть рассмотрена как задача апостериорного оценивания с применением формулы Байеса: по априорной плотности $p(\bar{X}_{O_j})$ и функции правдоподобия $p(\bar{Z}_{0\text{ЭС}j}|\bar{X}_{O_j})$ требуется найти апостериорную плотность (3.39):

$$p(\bar{X}_{O_j}|\bar{Z}_{0\text{ЭС}j}) = \frac{p(\bar{Z}_{0\text{ЭС}j}|\bar{X}_{O_j}) \cdot p(\bar{X}_{O_j})}{p(\bar{Z}_{0\text{ЭС}j})}. \quad (3.39)$$

При принятых допущениях апостериорная плотность также нормальна, а ее параметры вычисляются соотношениями обновления дискретного ОФК. Существенно, что при линейной модели измерений и нормальных распределениях эти соотношения дают

точную апостериорную оценку, а не только наилучшую в классе линейных, то есть обновление ОФК здесь является решением задачи, а не ее линейным приближением.

Вклад погрешностей БИНС в измерение учитывается суммарной матрицей интенсивностей шумов измерений (3.40):

$$R_{\Sigma} = R_V^0 + H_j^{0/B} S_k^B (H_j^{0/B})^T, \quad (3.40)$$

после чего матрица усиления и апостериорная матрица ковариации записываются как (3.41) и (3.42):

$$K = D_0 (H_j^0)^T \left[H_j^0 D_0 (H_j^0)^T + R_{\Sigma} \right]^{-1}, \quad (3.41)$$

$$P_{\bar{e}_{x_{O_j}}}(t_0) = (E - K H_j^0) D_0 (E - K H_j^0)^T + K R_{\Sigma} K^T. \quad (3.42)$$

Обращаемая в (3.41) матрица имеет размер 2×2 и положительно определена при любом $R_V^0 > 0$ независимо от ранга H_j^0 , поэтому соотношения (3.41), (3.42) определены всегда. Матрица усиления K вычисляется до и независимо от значений измерений: подобно защитным уровням (глава 4), она определяется только геометрией наблюдения и априорными характеристиками точности, вследствие чего отсутствие измерений на этапе проектирования или предполетной оценки не препятствует расчету D_0 , K и $P_{\bar{e}_{x_{O_j}}}(t_0)$.

Очевидно, такой способ применим при наличии источника априорной оценки, независимого от обрабатываемых оптических измерений. В этом случае прогноз измерения, полученный на основе априорной оценки, не равен самому оптическому измерению, вектор невязок (вектор измерений ОФК) отличен от нуля и случаен, а оптические измерения несут новую информацию, которая применяется при обновлении ОФК.

Матрица D_0 должна задавать неопределенность всех четырех компонент вектора $\bar{X}_{O_j}$, включая погрешность масштабного коэффициента δN_j ; если априорная информация задана только по координатам, соответствующий параметр по δN_j необходимо вычислить, поскольку незаданное направление останется незакрытым и после обновления.

Эксплуатационные ситуации, в которых такой способ применим, и соответствующие им источники априорной оценки приведены в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Источники априорной оценки и соответствующий способ инициализации

Вариант эксплуатационной ситуации	Возможный источник априорной оценки	Применимая модель
Первичное обнаружение ОТ, некооперативный режим	отсутствует	По п. 3.4.1, или по п. 3.4.3
Нарушитель передает сообщения АЗН-В (кооперативный или смешанный режим)	сообщение АЗН-В	По п. 3.4.1, или по п. 3.4.2, или по п. 3.4.3
Повторный захват ОТ после срыва сопровождения	экстраполяция предшествующей оценки (что регламентировано по RTCA DO-365)	
Доступно независимое измерение дальности (дальномер, угловой размер, разность геометрических высот)	начальное измерение дальности	
Обнаружение по данным внешней системы (УВД, U-space, наземный запросчик)	дополнительная внешняя информация	

Первая строка таблицы соответствует наиболее тяжелому и потому определяющему для некооперативного режима случаю. Остальные строки характеризуют режимы, в которых качество инициализации существенно выше, и учет этого повышения дает непосредственный выигрыш в размерах защитных зон СПС. При отсутствии априорной информации формально принимается $D_0 \rightarrow \infty$, что приводит к первому варианту модели (п. 3.4.1) со всеми его ограничениями.

3.4.3 Модель учета связей между параметрами вектора состояния на основе прямого расчета погрешностей

В рамках такой модели матрица ковариации ошибок привязки ОТ формируется прямым учетом погрешностей через модель (3.24) с якобианами (3.33). Поскольку оценка $\hat{X}_{O_j}(t_0)$ построена именно по (3.24), такой путь воспроизводит структуру ее погрешности точно.

Учитывая, что δN_j входит в вектор состояния $\bar{X}_{O_j}$ как оцениваемый параметр, а $\bar{X}_B$ и $\bar{V}_{OЗC_j}$ взаимно некоррелированы, искомая матрица имеет блочный вид (3.43):

$$P_{\bar{e}_{X_{O_j}}}(t_0) = \begin{bmatrix} C_{RR} & J_N \sigma_{\delta N_j}^2 \\ \sigma_{\delta N_j}^2 J_N^T & \sigma_{\delta N_j}^2 \end{bmatrix}, \quad C_{RR} = J_B S_k^B J_B^T + J_V R_V^O J_V^T + J_N J_N^T \sigma_{\delta N_j}^2. \quad (3.43)$$

где S_k^B - блок априорной матрицы ковариации оценщика S_k , отвечающий вектору $\bar{X}_B$; R_V^O - матрица интенсивностей шумов оптических измерений; $\sigma_{\delta N_j}$ - СКО погрешности

определения масштабного коэффициента, единственная величина, задаваемая априорно и определяемая точностью используемой оценки дальности до ОТ.

Взаимные ковариации вычисляются как (3.44):

$$\text{cov} [\bar{e}_{X_{O_j}}, \bar{e}_{X_B}^T] = \begin{bmatrix} J_B S_k^B \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \text{cov} [\bar{e}_{X_{O_j}}, \bar{V}_{OЭC_j}^T] = \begin{bmatrix} J_V R_V^O \\ 0 \end{bmatrix}. \quad (3.44)$$

Соотношения (3.43), (3.44) определены всегда, поскольку содержат только произведения матриц, обращение отсутствует и вопрос о ранге и о выборе формы псевдообратной матрицы не возникает. При невырожденной геометрии они дают матрицу полного ранга, так как отображение девяти независимых источников погрешности (шесть компонент $\bar{X}_B$, два шума ОЭС и погрешность масштаба) проецируется на четыре компоненты $\bar{X}_{O_j}$. Они содержат взаимную ковариацию $\text{cov} [\delta \bar{R}_j^0, \delta N_j] = J_N \sigma_{\delta N_j}^2$, которая при диагональном задании $D_{\bar{e}_{X_{O_j}}}$ теряется, тогда как коэффициент корреляции между погрешностью координат ОТ и погрешностью масштаба близок к единице. Также они сохраняют структуру исходного соотношения (3.34): слагаемое $J_N J_N^T \sigma_{\delta N_j}^2$ играет роль матрицы $D_{\bar{e}_{X_{O_j}}}$, слагаемое $J_B S_k^B J_B^T$ - роль ковариации с ошибками БИНС, слагаемое $J_V R_V^O J_V^T$ - роль ковариации с шумами оптических измерений, однако все три получены из единой модели, а не заданы независимо.

Согласно (2.48) блок вектора состояния оценивателя, отвечающий j -й ОТ, содержит семь элементов (3.45):

$$\bar{X}_{O_j}^{\text{полн}} = [\delta R_{1j}^0, \delta R_{2j}^0, \delta R_{3j}^0, \delta V_{1j}^0, \delta V_{2j}^0, \delta V_{3j}^0, \delta N_j]^T. \quad (3.45)$$

Соотношения (3.33) и (3.43) охватывают четыре из них. Оставшиеся три, составляющие погрешности определения вектора скорости ОТ в ДГСК, на одной эпохе оптических измерений принципиально ненаблюдаемы: оптические измерения не содержат информации ни о производной дальности, ни о скорости изменения ракурса, которая может быть выделена лишь по разности положений ОТ на двух и более эпохах. Поэтому оценка скорости ОТ при инициализации может строиться по гипотезе о совпадении вектора скорости ОТ с вектором путевой скорости БВС, $\hat{V}_j^0(t_0) = \bar{V}^B(t_0)$, принимаемой как наименее информативная в отсутствие априорных данных о ВС-нарушителе. Погрешность

такой оценки складывается из погрешности определения путевой скорости БИНС и неизвестного вектора относительной скорости (3.46):

$$\delta \bar{V}_j^0 = B^T \begin{bmatrix} x_3 \\ x_4 \\ \delta V_H \end{bmatrix} + \bar{w}_V, \quad J_B^V = B^T. \quad (3.46)$$

где $\bar{w}_V$ - вектор неизвестной относительной скорости, рассматриваемый как случайный с нулевым средним и матрицей ковариации D_V , определяемой границами эксплуатационной области СПС по параметрам движения нарушителя (3.47):

$$D_V = B^T \text{diag}(\sigma_{V_E}^2, \sigma_{V_N}^2, \sigma_{V_H}^2) B, \quad \sigma_{V_E} = \sigma_{V_N} = \frac{V_{\max}}{\sqrt{2}}, \quad \sigma_{V_H} = \frac{\dot{W}_{\max}}{\sqrt{3}}. \quad (3.47)$$

где $V_{\max}$ - максимальная путевая скорость нарушителя, $\dot{W}_{\max}$ - максимальная вертикальная скорость, установленные для рассматриваемой категории оборудования (по требованиям DO-365). Коэффициент $1/\sqrt{2}$ отвечает равномерному распределению направления вектора путевой скорости в горизонтальной плоскости, $1/\sqrt{3}$ - равномерному распределению вертикальной скорости на отрезке $[-\dot{W}_{\max}, \dot{W}_{\max}]$.

С учетом (3.33) и (3.46) полная матрица ковариации блока ОТ размера 7×7 принимает вид (3.48):

$$P_{\bar{x}_{Oj}}^{\text{полн}}(t_0) = \begin{bmatrix} C_{RR} & C_{RV} & J_N \sigma_{\delta N_j}^2 \\ C_{RV}^T & C_{VV} & 0 \\ \sigma_{\delta N_j}^2 J_N^T & 0 & \sigma_{\delta N_j}^2 \end{bmatrix}, \quad C_{VV} = B^T S_k^{\text{B},V} B + D_V, \quad C_{RV} = J_B S_k^{\text{B},RV} B. \quad (3.48)$$

где C_{RR} определяется по (3.43); $S_k^{\text{B},V}$ - блок априорной матрицы ковариации оценивателя, отвечающий вектору $[x_3, x_4, \delta V_H]$ (строки и столбцы 4, 5, 6 матрицы S_k); $S_k^{\text{B},RV}$ - взаимный блок между $\bar{X}_B$ и указанным вектором (строки 1, 2, 3, 7, 8, 9 и столбцы 4, 5, 6 матрицы S_k). Нулевые блоки в (3.48) отражают то, что погрешность масштабного коэффициента смещает ОТ, но не изменяет оценки ее скорости, а шумы оптических измерений эпохи t_0 в оценку скорости не входят. Численная оценка соотношения между блоками (п. 5.2.3) показывает, что на эпохе инициализации блок скорости ОТ практически развязан с блоком координат и определяющим для качества инициализации является корректное задание матрицы D_V по эксплуатационной области, а не точность вычисления взаимных ковариаций. Последние тем не менее сохранены в (3.48), поскольку становятся значимыми уже после первых обновлений оценивателя, когда собственная

неопределенность скорости ОТ снижается на порядки, а связь через погрешности БИНС остается неизменной.

Соотношения (3.33), (3.43), (3.44) и (3.48) составляют авторскую стохастическую модель учета связей между параметрами вектора состояния и шумами измерений при инициализации ОТ в оценителе. Сопоставление трех рассмотренных моделей приведено в таблице 3.3.

Таблица 3.3 – Сопоставление моделей формирования $P_{\bar{e}_{x_{O_j}}}(t_0)$

Признак	Модель по п. 3.4.1	Модель по п. 3.4.2	Модель по п. 3.4.3
Ранг информативной части	2 из 4	4 из 4 при D_0 полного ранга	4 из 4
Требует априорной матрицы	$D_{\bar{e}_{x_{O_j}}}(4 \times 4)$	$D_0(4 \times 4)$	$\sigma_{\delta N_j}$ (скаляр)
Взаимная ковариация с δN_j	не формируется	формируется	формируется
Взаимная ковариация с $\bar{X}_B$	косвенно, через H_j^{oo}	формируется	формируется в замкнутом виде
Область применения	предельный случай относительно модели по п. 3.4.2 при $D_0 \rightarrow \infty$	при наличии независимой априорной оценки	первичная инициализация ОТ

Дополнительные аналитические соотношения

Ниже приведены соотношения, необходимые для практического применения модели по п. 3.4.2: структура вектора невязок, соотношения формирования априорной матрицы D_0 для основных источников априорной информации, правило контроля согласованности априорной оценки с оптическими измерениями и поправка второго порядка к линейной модели (3.33).

Прогноз оптических измерений вычисляется по априорной оценке положения ОТ и текущим показаниям БИНС согласно (2.14), а вектор невязок может быть определен как (3.49):

$$\bar{Z}_{0\text{ЭС}} = \begin{bmatrix} P_{x'j}^0 \\ P_{y'j}^0 \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} \hat{P}_{x'j} \\ \hat{P}_{y'j} \end{bmatrix}. \quad (3.49)$$

Тогда с учетом линеаризации (3.35) модель измерений имеет структуру (3.50):

$$\bar{Z}_{0\Delta C} = H_j^0 \delta \bar{X}_{0j}^0 + H_j^{0/B} \bar{X}_B + \bar{V}_{0\Delta C_j}, \quad (3.50)$$

где $\delta \bar{X}_{0j}^0$ – вектор ошибок априорной оценки.

Второе слагаемое (3.50) не является шумом измерений: $\bar{X}_B$ – это часть общего вектора состояния оценивателя, эти погрешности коррелированы во времени и с другими блоками состояния, и строгий их учет требует расширения обновляемого вектора до $[\bar{X}_B; \bar{X}_{0j}]$. Вклад $\bar{X}_B$ может быть перенесен в эквивалентную матрицу интенсивностей возмущений измерения (3.40). Такой учет корректен в отношении матрицы ковариации блока ОТ, но не формирует взаимную ковариацию $cov[\bar{e}_{X_{0j}}, \bar{e}_{X_B}]$, которую в этом случае необходимо формировать отдельно, соотношениями того же вида, что (3.44). Если априорная оценка сама коррелирована с $\bar{X}_B$, что имеет место при выводе априора по δN_j из данных АЗН-В, то в матрицу ковариации невязки входит дополнительное слагаемое (3.51):

$$S = H_j^0 D_0 (H_j^0)^T + R_\Sigma + H_j^0 C_0 (H_j^{0/B})^T + [H_j^0 C_0 (H_j^{0/B})^T]^T, \quad (3.51)$$

где $C_0 = cov[\delta \bar{X}_{0j}^0, \bar{X}_B^T]$ – взаимная ковариация априорной оценки и погрешностей

БИНС. При $C_0 = 0$ соотношение (3.51) переходит в $S = H_j^0 D_0 (H_j^0)^T + R_\Sigma$.

Сообщение АЗН-В содержит координаты нарушителя, его путевую и вертикальную скорости, а также показатели качества: категорию точности определения местоположения NAC_p , категорию точности определения скорости NAC_v и, для геометрической высоты, категорию GVA . Границы точности, соответствующие этим категориям, установлены ДО-260В на уровне 95 %, причем горизонтальная граница EPU относится к двумерному распределению, а вертикальная $VEPU$ – к одномерному, поэтому переход к СКО выполняется как (3.52):

$$\sigma_h = \frac{EPU}{2,4477}, \quad \sigma_v = \frac{VEPU}{1,96}, \quad \sigma_v = \frac{HFOM_r}{2,4477}. \quad (3.52)$$

Данные АЗН-В относятся к моменту формирования сообщения, и с учетом полной задержки передачи и интервала обновления канала фактический возраст данных τ к моменту t_0 составляет порядка 1 – 2 с, что требует экстраполяции координат и соответствующего увеличения дисперсий (3.53):

$$C_R = B^T \text{diag}(\sigma_h^2 + \sigma_v^2 \tau^2, \sigma_h^2 + \sigma_v^2 \tau^2, \sigma_v^2 + \sigma_v^2 \tau^2) B, \quad (3.53)$$

где B - матрица (2.7) перехода от ДГСК к ГорСК; матрица C_R – ковариация ошибки априорных координат ОТ в ДГСК. Априорная неопределенность масштабного коэффициента выводится из (3.24): поскольку $N_j = \|\bar{R}_j^0 - \bar{R}^B\| / \|\bar{p}_j\|$, варьирование дает (3.54):

$$\delta N_j = \frac{\bar{u}^T (\delta \bar{R}_j^0 - \delta \bar{R}^B)}{\|\bar{p}_j\|}, \quad (3.54)$$

где $\bar{u} = \Delta \bar{R}_j / \|\Delta \bar{R}_j\|$ - орт линии визирования. Отсюда с учетом независимости ошибок АЗН-В и БИНС полная априорная матрица принимает вид (3.55):

$$D_0 = \begin{bmatrix} C_R & \frac{C_R \bar{u}}{\|\bar{p}_j\|} \\ \frac{\bar{u}^T C_R}{\|\bar{p}_j\|} & \frac{\bar{u}^T (C_R + C_B) \bar{u}}{\|\bar{p}_j\|^2} \end{bmatrix}, \quad (3.55)$$

где $C_B = B^T \text{diag}(\sigma_{x_1}^2, \sigma_{x_2}^2, \sigma_{\delta H}^2) B$ - ковариация ошибки определения координат БВС в ДГСК. Соответствующая взаимная ковариация априорной оценки с погрешностями БИНС, входящая в (3.51), отлична от нуля только в строке, отвечающей δN_j (3.56):

$$C_0 = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 6} \\ -\frac{\bar{u}^T B^T}{\|\bar{p}_j\|} [\text{diag}(\sigma_{x_1}^2, \sigma_{x_2}^2, \sigma_{\delta H}^2) \quad 0_{3 \times 3}] \end{bmatrix}. \quad (3.56)$$

Соотношения (3.52) – (3.56) полностью определяют априорные данные для обновления (3.41), (3.42) по сообщению АЗН-В.

При повторном захвате ОТ после кратковременного срыва сопровождения априорная оценка может быть получена экстраполяцией последней достоверной оценки на интервал перерыва Δt (3.57):

$$D_0 = \Phi_{\Delta t} P_{\bar{e}_{x_{O_j}}}(t_{cr}) \Phi_{\Delta t}^T + \Gamma_{\Delta t} Q_{\Delta t} \Gamma_{\Delta t}^T, \quad (3.57)$$

где $\Phi_{\Delta t}$ и $\Gamma_{\Delta t}$ - переходные матрицы блока ОТ, $Q_{\Delta t}$ - матрица интенсивностей шумов, отражающая неопределенность маневра нарушителя за время перерыва. Информационная независимость здесь обеспечивается автоматически, поскольку измерения эпохи t_0 в D_0 не входят. Практическим ограничением является рост D_0 с интервалом перерыва: при Δt ,

превышающем несколько секунд, дисперсия по дальности возвращается к уровню априорной области и применение априорной оценки теряет смысл.

Если доступно скалярное измерение дальности до ОТ, полученное лазерным дальномером, оценкой по угловому размеру нарушителя при известном типе или разностью геометрических высот при известном ракурсе, обновление выполняется по (3.41), (3.42) с одномерным вектором измерения и матрицами (3.58):

$$H_D = [\bar{u}^T \ 0], \quad R_D = \sigma_D^2. \quad (3.58)$$

Априорная оценка поступает из внешнего по отношению к ОЭС источника, поэтому она может оказаться не только неточной, но и относящейся к другому объекту: в поле зрения ОЭС может находиться несколько ВС, часть которых передает АЗН-В. Обновление по ошибочно сопоставленному априору приводит к грубой ошибке инициализации, поэтому перед привязкой проводится контроль согласованности по нормированному квадрату невязки (3.59):

$$\varepsilon = \bar{v}^T S^{-1} \bar{v} < \chi_{2;1-\alpha}^2. \quad (3.59)$$

При верной гипотезе о соответствии априорной оценки наблюдаемой ОТ величина ε распределена по закону χ^2 с двумя степенями свободы, и выполнение неравенства (3.59) означает принятие априорной оценки. Пороговые значения составляют 5,991 при $\alpha = 0,05$; 9,210 при $\alpha = 0,01$ и 13,816 при $\alpha = 0,001$, а уровень значимости α связывается с допустимой вероятностью ложной отбраковки корректного сопоставления. Разрешающая способность контроля определяется матрицей S и оценена численно в п. 5.2.3.

Наконец, линейная модель (3.33) удерживает только первые степени погрешностей, тогда как произведения погрешности масштабного коэффициента на погрешность ориентации и на шум оптических измерений дают вклад, ортогональный линии визирования. Этот вклад учитывается аддитивной поправкой к матрице C_{RR} (3.60):

$$\Delta C_{RR} = \sigma_{\delta N_j}^2 [\sigma_y^2 (\|J_N\|^2 E - J_N J_N^T) + \sigma_{p'}^2 (\bar{a}_1 \bar{a}_1^T + \bar{a}_2 \bar{a}_2^T)], \quad (3.60)$$

где σ_y - СКО погрешности определения углов ориентации, $\sigma_{p'}$ - СКО положения ОТ на снимке. Относительная величина поправки по отношению к поперечной дисперсии составляет порядка $(k_D \sigma_y D_j)^2 / \sigma_{\perp}^2$, где k_D - относительная погрешность априорной оценки дальности, D_j - дальность до ОТ. Вдоль линии визирования и по следу матрицы поправка

пренебрежима, поперек линии визирования она становится заметной на больших дальностях обнаружения; количественная оценка приведена в п. 5.2.3.

3.5 Выводы по главе 3

В третьей главе диссертационной работы получены следующие результаты, в том числе обладающие научной новизной:

1) Разработана структура оценителя на основе дискретного стохастического оптимального фильтра Калмана, включающая параметры математических моделей погрешностей контуров навигации и СПС БВС (п. 3.1), предложена модификация алгоритма оценителя (3.19) – (3.21) для учета шума движения ВС-нарушителя при расчете априорной матрицы ковариации (п. 3.3), что позволяет сохранить чувствительность оценителя к невязкам, без чего накопленное расхождение оценки с истинным положением ОТ неотличимо от медленно нарастающего искажения оптических измерений;

2) Сформированы уравнения динамики и измерений (3.1) для контура навигации БВС (п. 3.2), объединяющие параметры моделей погрешностей БИНС и АПСН на основе жесткосвязанной схемы комплексирования;

3) Получены выражения элементов матрицы связи $H^{OЭС}$ и вектор шумов измерений (3.18), которые с учетом вида вектора состояния (3.15) и вектора измерения (2.16) формируют математическую модель связи погрешностей БИНС и ОЭС с вектором оптических измерений в рамках линейной модели уравнения измерений (3.1) для контуров навигации и СПС ИИФ СПС;

4) Сформированы уравнения динамики и измерений (3.1) для контура СПС БВС (п. 3.3), используемые в некооперативном режиме для оценки параметров движения ВС-нарушителя, и в кооперативном режиме при совместной обработке измерений ОЭС и данных канала АЗН-В;

5) Получена стохастическая модель учета связей между параметрами вектора состояния и шумами измерений при инициализации оценителя (3.33), (3.43), (3.44), (3.48) (п. 3.4), позволяющая учесть нарушение исходных предположений ОФК о некоррелированности начальных значений ошибок оценок между собой, с ошибками оценок контура навигации и с шумами измерений. Нарушение вызвано построением начальной оценки координат ОТ по тем же оптическим измерениям и показаниям БИНС, которые далее обрабатываются оценителем. Рассмотрены три варианта построения модели формирования начальной матрицы ковариации в зависимости от доступной информации на момент инициализации ОТ, предложены процедура контроля соответствия априорной оценки наблюдаемой ОТ (3.59) и поправка (3.60), учитывающая занижение

поперечной дисперсии линейной моделью. Модель улучшает полноту описания погрешностей определения параметров движения ВС-нарушителя по измерениям ОЭС.

Таким образом, полученные в третьей главе результаты являются основой для реализации алгоритмов информационно-измерительного обеспечения СПС БВС, а также для построения критериев и метрик контроля качества параметров ИИФ СПС.

Глава 4. Критерии и метрики контроля качества параметров информационно-измерительного обеспечения СПС БВС

Четвертая глава диссертационной работы посвящена результатам синтеза критериев и метрик контроля качества параметров движения для контуров навигации и предупреждения столкновений ИИФ СПС БВС, полученных на основе приведенных во второй и третьей главах работы математических моделей погрешностей показаний БИНС, ОЭС и АПСН, и синтезированного оценителя.

4.1 Критерии обнаружения искажений в измерениях контура СПС

Избыточность измерений одной эпохи, на которой основаны алгоритмы контроля целостности типа RAIM [77], для ОЭС отсутствует, так как ОТ дает два измерения при трех неизвестных координатах и масштабном коэффициенте. Поэтому контроль строится по согласованности измерений с прогнозом оценителя и ведется отдельно по каждой ОТ, чтобы исключать измерения только той ОТ, для которой обнаружено искажение. Таким образом, обнаружение скачкообразных и медленно нарастающих искажений в измерениях ОЭС для i -й ОТ строится на контроле приращений невязки изображения между соседними эпохами измерений. Невязкой называется разность прогнозируемого по данным БИНС и измеренного положения i -й ОТ на кадре $\bar{P}_i^{0/B}(t_j)$ (4.1):

$$\bar{P}_i^{0/B}(t_j) = \begin{bmatrix} P_{ix'}^B(t_j) - P_{ix'}^0(t_j) \\ P_{iy'}^B(t_j) - P_{iy'}^0(t_j) \end{bmatrix}, \quad j = \overline{k-p, k}, \quad (4.1)$$

где $P_{ix'}^B(t_j)$, $P_{iy'}^B(t_j)$ – координаты ОТ, вычисленные по прогнозу вектора состояния оценителя на эпоху t_j до обработки измерений этой эпохи; $P_{ix'}^0(t_j)$, $P_{iy'}^0(t_j)$ – измеренные координаты ОТ; k – текущая эпоха оценивания, p – выбранный размер окна для осреднения.

Алгоритмы контроля целостности по обновляющей последовательности фильтра Калмана известны применительно к измерениям ГНСС [44, 45, 78]. В настоящей работе при разработке критериев обнаружения искажений ОЭС применяется схожий подход, учитывающий анизотропию невязок.

Обе величины, входящие в (4.1), формируются по прогнозу, то есть до обработки измерений соответствующей эпохи. При таком определении последовательность невязок обладает свойством обновляющего процесса: невязки различных эпох взаимно не коррелированы, а ковариация невязки вычисляется по прогнозной матрице ковариации оценителя без перекрестных членов.

При этом контроль основан на приращениях невязки, а не на самих невязках, по двум причинам. При взятии разности взаимно вычитаются медленно меняющиеся составляющие

погрешности привязки ОТ, остающиеся неизменными на интервале между эпохами, вследствие чего критерий откликается на изменение искажения, а не на его накопленный уровень. При осреднении приращений по окну шумов измерений промежуточных эпох сокращаются, сумма приращений сводится к разности невязок на границах окна, и порог для среднего убывает обратно пропорционально размеру окна, а не пропорционально корню из него. Последнее свойство определяет чувствительность отклика методики к медленно нарастающим искажениям.

Невязка содержит, помимо шума ОЭС, погрешность прогноза положения ОТ, поэтому ее ковариация включает отображение прогнозной ковариации в пространство измерений. Без этого слагаемого рассеивание занижается, особенно на малых дальностях, и частота ложных сигнализаций превышает назначенную. Перекрестные члены отсутствуют в силу (3.4), а согласованность расчетной ковариации с действительной обеспечивается шумом модели (3.20) и начальной матрицей ковариации (3.22), (3.48). С учетом этого матрица ковариации невязки (4.1) образована соотношением (4.2):

$$D_{P_i}^{O/B}(t_j) = H_i^{O/B}(t_j) S_i^{O/B}(t_j) \left(H_i^{O/B}(t_j) \right)^T + R_{V_i}^O(t_j), \quad (4.2)$$

где $H_i^{O/B}(t_j)$ – матрица связи (4.3) пространства состояний погрешностей БИНС, пространства состояний погрешностей привязки координат ОТ к ДГСК и пространства измерений ОЭС для i -й ОТ; $S_i^{O/B}(t_j)$ – подматрица априорной матрицы ковариации оценивателя; $R_{V_i}^O(t_j)$ – матрица ковариации шумов измерений ОЭС (4.4).

$H_i^{O/B}(t_j)$ представляется как:

$$H_i^{O/B}(t_j) = \begin{bmatrix} H_{1,1}^{OЭС} & H_{1,2}^{OЭС} & H_{1,3}^{OЭС} & 0 & H_{1,8}^{OЭС} & H_{1,9}^{OЭС} & \frac{A_{1,1}}{N_i} & \frac{A_{2,1}}{N_i} & \frac{A_{3,1}}{N_i} & H_{1,b}^{OЭС} \\ H_{2,1}^{OЭС} & H_{2,2}^{OЭС} & H_{2,3}^{OЭС} & H_{2,7}^{OЭС} & H_{2,8}^{OЭС} & 0 & \frac{A_{1,2}}{N_i} & \frac{A_{2,2}}{N_i} & \frac{A_{3,2}}{N_i} & H_{2,b}^{OЭС} \end{bmatrix}, \quad (4.3)$$

где $H_{1,b}^{OЭС}$, $H_{2,b}^{OЭС}$ – соответствующие элементы связи для масштабного коэффициента.

Элементы матрицы $H_i^{O/B}(t_j)$ выведены в п. 3.3 диссертации.

Подматрица $S_i^{O/B}(t_j)$ размерности десять на десять образуется из строк и столбцов прогнозной матрицы ковариации оценивателя по (3.21), отвечающих тем же составляющим вектора состояния, что и столбцы матрицы связи (4.3).

Матрица ковариации шумов измерений принимается равной блоку ковариации шумов ОЭС оценивателя (п. 3.3):

$$R_{Vi}^0(t_j) = \begin{bmatrix} \sigma_{\delta P_i}^2 & 0 \\ 0 & \sigma_{\delta P_i}^2 \end{bmatrix}, \quad (4.4)$$

где $\sigma_{\delta P_i}$ – СКО погрешности определения положения i -й ОТ на кадре.

4.1.1 Скачкообразные искажения в измерениях ОЭС

Скачкообразное искажение проявляется как резкое изменение невязки между соседними эпохами. Поэтому под признаком скачка понимается приращение невязки за одну эпоху. Для сравнения приращения с единым порогом при анизотропной и меняющейся от эпохи к эпохе точности требуется учет матрицы рассеивания, которая в силу некоррелированности невязок соседних эпох равна сумме их матриц ковариации. Таким образом, приращение невязки между соседними эпохами и соответствующая приращению матрица рассеивания образуются соотношениями (4.5):

$$\begin{aligned} \Delta \bar{P}_i^0(t_k, t_{k-1}) &= \bar{P}_i^{0/B}(t_k) - \bar{P}_i^{0/B}(t_{k-1}), \\ D_{R_i}(t_k, t_{k-1}) &= D_{P_i}^{0/B}(t_k) + D_{P_i}^{0/B}(t_{k-1}). \end{aligned} \quad (4.5)$$

Для обнаружения возможного наличия в измерениях ОЭС скачкообразного искажения на k -ю эпоху приращение $\Delta \bar{P}_i^0(t_k, t_{k-1})$ приводится к безразмерному виду нормированием на матрицу его рассеивания $D_{R_i}(t_k, t_{k-1})$, и полученная квадратичная форма сравнивается с пороговым критерием. Гипотеза об отсутствии скачкообразного искажения в измерениях ОЭС для i -й ОТ принимается при выполнении условия (4.6). При невыполнении этого условия принимается решение о сигнализации о нарушении целостности измерений ОЭС:

$$\begin{aligned} \left(\Delta \bar{P}_i^0(t_k, t_{k-1}) \right)^T D_{R_i}^{-1}(t_k, t_{k-1}) \Delta \bar{P}_i^0(t_k, t_{k-1}) &\leq J_{0_i}^{CK}(t_k, t_{k-1}) \\ J_{0_i}^{CK}(t_k, t_{k-1}) &= \chi_{\text{крит}}^2 \left(2, 1 - \frac{p_{FA(\text{ОЭС})}}{2n} \right) \end{aligned} \quad (4.6)$$

где n – число ОТ, участвующих в образовании вектора измерений оценителя, а деление $p_{FA(\text{ОЭС})}$ на $2n$ распределяет назначенную вероятность ложной сигнализации между n ОТ и двумя критериями.

Порог $J_{0_i}^{CK}$, используемый в (4.6), равен квантилю распределения хи-квадрат с двумя степенями свободы по числу составляющих вектора $\Delta \bar{P}_i^0$ уровня, дополняющего назначенную вероятность ложной сигнализации, определяемую вероятностью отказа БИНС и ОЭС.

Применение именно квадратичной формы вместо нормы вектора вызвано тем, что матрица рассеивания приращения для некооперативного измерителя анизотропна, так как составляющие невязки в плоскости снимка образуются различными сочетаниями угловых погрешностей БИНС и погрешностей привязки ОТ; норма вектора распределена по закону хи только при изотропной матрице рассеивания, тогда как квадратичная форма при точно заданной матрице рассеивания распределена по закону хи-квадрат с двумя степенями свободы при любой ее анизотропии.

С целью исключения искажений измерений из оценивателя, контроль по (4.6) выполняется до обработки измерений k -й эпохи оценивателем.

4.1.2 Медленно нарастающие искажения в измерениях ОЭС

Медленно нарастающее искажение за одну эпоху изменяет невязку на величину, малую по сравнению с шумом, и поэтому может быть не обнаружено по одиночному приращению. Среднее приращений по окну из p приращений сохраняет темп нарастания искажения, а его рассеивание убывает: среднее равно разности граничных невязок, деленной на p , откуда имеем множитель $1/p^2$ в матрице рассеивания. Допустимое среднее приращение в пикселях убывает как $1/p$, и накопление по окну делает обнаружимым темп, неразличимый на одной эпохе. Таким образом, для обнаружения медленно нарастающих искажений в измерениях ОЭС i -й ОТ на k -ю эпоху вычисляются скользящее среднее приращений невязки по окну из p приращений и соответствующая матрица рассеивания (4.7):

$$\begin{aligned}\overline{\Delta P}_i^0(t_k, t_{k-p}) &= \frac{1}{p} \sum_{j=k-p+1}^k \Delta \overline{P}_i^0(t_j, t_{j-1}) = \frac{\overline{P}_i^{0/B}(t_k) - \overline{P}_i^{0/B}(t_{k-p})}{p} \\ D_{R_i}(t_k, t_{k-p}) &= \frac{1}{p^2} [D_{P_i}^{0/B}(t_k) + D_{P_i}^{0/B}(t_{k-p})]\end{aligned}\quad (4.7)$$

Сумма приращений по окну сводится к разности невязок на границах окна, а не к разности приращений на границах окна. Из этого следуют два свойства среднего (4.7), существенные для назначения критериев. При постоянном темпе нарастания искажения среднее равно темпу нарастания за эпоху и не зависит от размера окна. При скачкообразном искажении, произошедшем внутри окна, среднее равно величине скачка, деленной на размер окна, и сохраняет это значение на протяжении всего окна, тогда как одиночное приращение отлично от нуля лишь на одной эпохе. Следовательно, скачкообразное искажение обнаруживается преимущественно по среднему, а условие (4.6) служит для него вспомогательным средством, назначение которого состоит в недопущении применения

измерения со скачкообразным искажением в оценителе на той эпохе, на которой скачок произошел.

Гипотеза об отсутствии медленно нарастающего искажения проверяется двумя условиями (4.8) и принимается при выполнении обоих. Второе условие дополняет первое, выявляя превышение рассеиванием невязок расчетного уровня при малом среднем темпе. Как сумма p независимых величин хи-квадрат с двумя степенями свободы, оно имеет $2p$ степеней свободы:

$$\left\{ \begin{array}{l} T_i^{\text{МН}} = \left(\overline{\Delta P}_i^0 \right)^T D_{R_i}^{-1}(t_k, t_{k-p}) \overline{\Delta P}_i^0 \leq \chi_{\text{крит}}^2 \left(2, 1 - \frac{p_{FA(\text{ОЭС})}}{4n} \right) \\ W_i^{\text{МН}} = \sum_{j=k-p+1}^k \left(\overline{P}_i^{0/Б}(t_j) \right)^T \left(D_{P_i}^{0/Б}(t_j) \right)^{-1} \overline{P}_i^{0/Б}(t_j) \leq \chi_{\text{крит}}^2 \left(2p, 1 - \frac{p_{FA(\text{ОЭС})}}{4n} \right) \end{array} \right. \quad (4.8)$$

Величина $T_i^{\text{МН}}$ контролирует несмещенность приращений невязки на окне, величина $W_i^{\text{МН}}$ контролирует согласованность самих невязок с расчетной матрицей ковариации (4.2) на протяжении окна. Второе условие построено по невязкам, а не по приращениям, вследствие чего оно свободно от влияния корреляции соседних приращений. Назначенная вероятность ложной сигнализации $p_{FA(\text{ОЭС})}$ при этом распределяется поровну между двумя критериями, а внутри критерия – поровну между его условиями.

При отвержении гипотезы измерения i -й ОТ исключаются из вектора измерений оценителя, оценка координат ВС-нарушителя продолжает формироваться прогнозом, и по этой ОТ выдается сигнализация о нарушении целостности измерений ОЭС. Измерения ОТ восстанавливаются, а сигнализация снимается при выполнении всех условий на протяжении не менее p эпох подряд.

Таким образом, представленные в п. 4.1 соотношения с (4.1) по (4.8) формируют методику обнаружения нарушения целостности измерений ОЭС на основе двух авторских критериев: критерия обнаружения скачкообразного искажения (4.5), (4.6) и критерия обнаружения медленно нарастающего искажения (4.7), (4.8). Оба критерия образуют одно семейство с размером окна в качестве параметра: при $p = 1$ среднее (4.7) совпадает с приращением (4.5), а матрица рассеивания среднего – с матрицей рассеивания приращения.

4.2 Метрики качества для контура навигации

В этом пункте диссертационной работы вводятся метрики точности и целостности инерциально-спутникового решения (определения координат и скоростей) контура навигации ИИФ СПС БВС. Общий вид вектора состояния оценителя ИИФ СПС и его

составной части – вектора состояния контура навигации $\bar{X}_{\text{КН}}$ приведен в (2.49) и (2.37) соответственно. Ниже приведены метрики точности FOM и защитного уровня целостности PL.

Метрики точности FOM

Выходные координаты контура навигации образуются коррекцией показаний БИНС оценками погрешностей, поэтому погрешность выходных координат равна ошибке оценки x_1, x_2 , а ее ковариация задается апостериорной матрицей оценивателя. Величины x_1, x_2 выражены в метрах (2.21), и след соответствующей подматрицы характеризует дисперсию горизонтальной погрешности. Множитель 2 при корне из следа матрицы соответствует вероятности не менее 0,95, что согласуется с определением FOM (п. 1.2). Таким образом, метрика точности определения координат формируется как (4.9):

$$HFOM_k = 2 \cdot \sqrt{P_{1,1k} + P_{2,2k}}, \quad (4.9)$$

где $P_{1,1k}$ и $P_{2,2k}$ – диагональные элементы апостериорной матрицы ковариации, соответствующие оценке дисперсий ошибок оценок погрешностей определения долготы и широты, соответственно.

Соответственно, метрика точности определения высоты (4.10):

$$VFOM_k = 2 \cdot \sqrt{P_{3,3k}}, \quad (4.10)$$

где $P_{3,3k}$ – диагональный элемент апостериорной матрицы ковариации, соответствующий прогнозу дисперсии ошибок оценок погрешностей определения высоты.

Элементы x_3, x_4 вектора состояния отличаются от погрешностей составляющих путевой скорости слагаемыми, пропорциональными x_1, x_2 (2.23), с коэффициентами порядка отношения скорости к радиусу Земли и угловой скорости ее вращения. В упрощенном варианте метрика точности определения путевой скорости (4.11) не учитывает эти слагаемые:

$$HVFOM_k = 2 \cdot \sqrt{P_{4,4k} + P_{5,5k}}, \quad (4.11)$$

где $P_{4,4k}$ и $P_{5,5k}$ – диагональные элементы апостериорной матрицы ковариации, соответствующие прогнозу дисперсий ошибок оценок погрешностей восточной и северной

проекции путевой скорости.

Уточненная метрика получена пересчетом дисперсий по (2.23) без учета взаимных ковариаций:

$$HVFORM_k = 2 \cdot \sqrt{\left(P_{4,4_k} + \left(\frac{V_h}{\rho_2} + \Omega_E \cdot \operatorname{tg}(\varphi)\right)^2 \cdot P_{1,1_k} + \Omega_H^2 \cdot P_{2,2_k}\right) + \left(P_{5,5_k} + \left(\frac{V_h}{\rho_1}\right)^2 \cdot P_{2,2_k}\right)} \quad (4.12)$$

Соответственно, метрика точности определения вертикальной скорости (4.13):

$$VVFOM_k = 2 \cdot \sqrt{P_{6,6_k}} \quad (4.13)$$

где $P_{6,6_k}$ – диагональный элемент апостериорной матрицы ковариации, соответствующий прогнозу дисперсии ошибок оценок погрешностей определения вертикальной скорости.

Метрики защитного уровня целостности PL

Исходя из документа RTCA DO-384 использование координат, полученных на основе комплексирования инерциальных и спутниковых измерений, для ряда спецификаций RNP возможно только с условием формирования уровня целостности координат HPL. Документом допускается использование дополнительно баровысоты, показаний магнитного и спутникового компасов. Согласно указанному документу HPL должен формироваться строго на основе геометрии рабочего созвездия и априорных данных о математических моделях погрешностей измерителей и без использования непосредственно измерений от НКА. В настоящей работе защитный уровень формируется для условий безотказной работы источников измерений на основе прогноза неопределенности ошибок оценок контура навигации, что отвечает приведенному требованию.

Радиус круга на k -ой эпохе работы оценщика (t_k : HPL_k) формируется (4.14), исходя из прогноза неопределенности ошибки оценки погрешностей определения координат x_1 и x_2 с коэффициентом K_{FF} , отвечающим установленной спецификацией RNP допустимой вероятности превышения защитного уровня при безотказной работе источников измерений:

$$HPL_k = K_{FF} \cdot \sqrt{P_{1,1_k} + P_{2,2_k}}, \quad (4.14)$$

Высота контролируется отдельно, поскольку в двухканальной БИНС ее погрешность определяется АПСН (п. 2.5) и по уровню отличается от горизонтальной погрешности. По аналогии с (4.14) метрика защитного уровня целостности геометрической высоты VPL (4.15) формируется из прогноза неопределенности ошибки оценки погрешности определения высоты с учетом установленной текущей спецификацией RNP вероятности отказа при безотказной работе источников измерений KFF:

$$VPL_k = K_{FF} \cdot \sqrt{P_{3,3k}}, \quad (4.15)$$

4.3 Метрики качества для контура СПС

Расчет метрик контура СПС для кооперативного режима базируется на метриках контура навигации. Для некооперативного режима метрики должны рассчитываться с учетом специфики принципа работы некооперативного измерителя, а в данном случае – ОЭС. Прямой перенос навигационных метрик на некооперативный режим невозможно вследствие выраженной анизотропии погрешностей оптических измерений.

Метрики точности для контура СПС

Контур навигации БВС не зависит от режима наблюдения за ВС-нарушителем и, как показано в п. 3.3, обратная связь контура СПС в контур навигации не должна ухудшать его точность. Поэтому метрики точности собственного БВС в обоих режимах совпадают с метриками по п. 4.2 (4.16):

$$\begin{aligned} HFOM^{\text{БВС}}_k &= HFOM_k \\ VFOM^{\text{БВС}}_k &= VFOM_k \\ HVFOM^{\text{БВС}}_k &= HVFOM_k \\ VVFOM^{\text{БВС}}_k &= VVFOM_k \end{aligned} \quad (4.16)$$

Метрики точности определения параметров движения i -го ВС-нарушителя для кооперативного режима рассчитываются исходя из полученных по каналу АЗН-В характеристик качества параметров согласно приложению А.

В некооперативном режиме координаты ВС-нарушителя привязываются к координатам БИНС (2.13), и погрешность их определения относительно собственного БВС включает погрешность контура навигации. Эти погрешности коррелированы, поэтому метрики складываются линейно: сумма СКО ограничивает СКО суммы сверху при любой корреляции:

$$HFOM^{\text{БВС-Н}}_{ik} = HFOM_k + HFOM^{\text{ОЭС}}_{ik} \quad (4.17)$$

$$\begin{aligned}
VFOM^{\text{BBC-H}}_{i_k} &= VFOM_k + VFOM^{\text{OЭC}}_{i_k} \\
HVFOM^{\text{BBC-H}}_{i_k} &= HVFOM^{\text{OЭC}}_{i_k} \\
VVFOM^{\text{BBC-H}}_{i_k} &= VVFOM^{\text{OЭC}}_{i_k}
\end{aligned}$$

Метрика по суммарной дисперсии горизонтальных составляющих имеет тот же вид, что и (4.9), и дает скалярную оценку сверху. Вследствие анизотропии (п. 2.8) она определяется в основном дисперсией вдоль линии визирования и превышает СКО поперек нее в число раз порядка отношения полуосей эллипса неопределенности. Поэтому наряду со скалярной метрикой сохраняется матрица ковариации, по которой строятся направленные характеристики. Тогда $HVOM^{\text{OЭC}}_k$ – метрика точности определения широты и долготы, а $VFOM^{\text{OЭC}}_k$ – высоты i -го ВС-нарушителя (4.18):

$$\begin{aligned}
HVOM^{\text{OЭC}}_{i_k} &= 2\sqrt{\lambda^{\text{OЭC}}_{E_k} + \lambda^{\text{OЭC}}_{N_k}} \\
VFOM^{\text{OЭC}}_{i_k} &= 2\sqrt{\lambda^{\text{OЭC}}_{H_k}},
\end{aligned} \tag{4.18}$$

где $\lambda^{\text{OЭC}}_{E_k}$, $\lambda^{\text{OЭC}}_{N_k}$ и $\lambda^{\text{OЭC}}_{H_k}$ – диагональные элементы матрицы $D^{\text{OЭC}}_{i_k}$ (4.19), соответствующие долготному, широтному и вертикальному каналам:

$$D^{\text{OЭC}}_{i_k} = A_{R_k} \cdot P_{R_{i_k}} \cdot (A_{R_{i_k}})^T, \tag{4.19}$$

где $A_{R_{i_k}}$ – матрица связи ДГСК и горизонтной СК формируется следующим образом:

$$A_{R_k} = A_{R_{i_k}} = \begin{bmatrix} -\sin(\lambda) & \cos(\lambda) & 0 \\ -\cos(\lambda) \cdot \sin(\varphi) & -\sin(\lambda) \cdot \sin(\varphi) & \cos(\varphi) \\ \cos(\lambda) \cdot \cos(\varphi) & \sin(\lambda) \cdot \cos(\varphi) & \sin(\varphi) \end{bmatrix},$$

λ и φ – текущие долгота и широта;

$$P_{R_{i_k}} = \begin{bmatrix} P_{a,a_k} & P_{a,a+1_k} & P_{a,a+2_k} \\ P_{a+1,a_k} & P_{a+1,a+1_k} & P_{a+1,a+2_k} \\ P_{a+2,a_k} & P_{a+2,a+1_k} & P_{a+2,a+2_k} \end{bmatrix}$$

P_{a,a_k} – элементы апостериорной матрицы ковариации ошибок оценок оценивателя, соответствующие прогнозу ковариаций ошибок оценок для δR^0_{1i} , δR^0_{2i} , δR^0_{3i} .

Составляющие скорости ВС-нарушителя оцениваются по той же последовательности оптических измерений через связь координат и скорости в F^{OT} (3.17), поэтому их ковариация также анизотропна и пересчитывается в горизонтную систему координат тем же способом. Тогда метрики $HVFOM^{\text{OЭC}}_{i_k}$ – точности оценки путевой скорости и $VVFOM^{\text{OЭC}}_{i_k}$ – вертикальной скорости ВС-нарушителя с использованием измерений ОЭС (4.20) рассчитываются аналогично метрикам для координат.

$$\begin{aligned} HVFOM^{0\Delta C}_{i_k} &= 2\sqrt{q^{0\Delta C}_{E_k} + q^{0\Delta C}_{N_k}} \\ VVFO M^{0\Delta C}_{i_k} &= 2\sqrt{q^{0\Delta C}_{H_k}} \end{aligned} \quad (4.20)$$

где $q^{0\Delta C}_{E_k}$, $q^{0\Delta C}_{N_k}$ и $q^{0\Delta C}_{H_k}$ – диагональные элементы матрицы $C^{0\Delta C}_{i_k}$ (4.21),

соответствующие долготному, широтному и вертикальному каналам:

$$\begin{aligned} C^{0\Delta C}_{i_k} &= A_{R_k} \cdot P_{V_{i_k}} \cdot (A_{R_{i_k}})^T, \\ P_{V_{i_k}} &= \begin{bmatrix} P_{c,c_k} & P_{c,c+1_k} & P_{c,c+2_k} \\ P_{c+1,c_k} & P_{c+1,c+1_k} & P_{c+1,c+2_k} \\ P_{c+2,c_k} & P_{c+2,c+1_k} & P_{c+2,c+2_k} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (4.21)$$

P_{c,c_k} – элементы апостериорной матрицы ковариации ошибок оценок оценивателя, соответствующие прогнозу ковариаций ошибок оценок для $\delta V_{1i}^0, \delta V_{2i}^0, \delta V_{3i}^0$.

Метрики целостности для контура СПС

Метрики защитного уровня целостности определения координат БВС для кооперативного и некооперативного режимов равны соответствующим метрикам контура навигации (4.22):

$$\begin{aligned} HPL^{\text{BVC}}_k &= HPL_k \\ VPL^{\text{BVC}}_k &= VPL_k \end{aligned} \quad (4.22)$$

Метрики качества определения параметров движения i -го ВС-нарушителя для кооперативного режима рассчитываются исходя из полученных по каналу АЗН-В характеристик качества параметров согласно приложению А.

Метрики целостности определения параметров движения i -го ВС-нарушителя в некооперативном режиме не могут являться прямой адаптацией метрик целостности контура навигации. Причиной служит анизотропия погрешностей оптических измерений: эллипсоид неопределенности положения ВС-нарушителя вытянут вдоль линии визирования, поскольку дальность структурно ненаблюдаема, тогда как поперечные составляющие ограничены угловой погрешностью. Скалярный защитный уровень, ограничивающий погрешность по всем направлениям, определялся бы протяженностью эллипсоида вдоль линии визирования и оказался бы избыточным для задачи предупреждения столкновений, в которой значение имеет составляющая погрешности, способная перевести встречу из области безопасного удаления в область опасного сближения. Такой составляющей служит проекция погрешности на направление,

ортогональное вектору относительной скорости, вследствие чего защитный уровень контура СПС в некооперативном режиме строится направленным.

Второе отличие от контура навигации состоит в способе учета вклада необнаруженного искажения. В контуре навигации (HPL_{FD} , п. 1.2) этот вклад образуется переносом оценок погрешностей измерений псевдодальностей в пространство координат через матрицу связи, что возможно ввиду избыточности измерений рабочего созвездия. В некооперативном режиме избыточность отсутствует, и вклад необнаруженного искажения определяется наименьшей его величиной, остающейся необнаруженной критериями пункта 4.1 при назначенной вероятности пропуска обнаружения. Величина эта служит одновременно мерой обнаруживающей способности критериев и слагаемым защитного уровня, а ее перенос в пространство положения ВС-нарушителя дается соотношением (4.23):

$$\tilde{\Delta}_i(t_k) = \frac{D_i(t_k)}{k_\Phi} \min_k(\sqrt{\lambda_k} \sigma_k), \quad \sigma_k = \sqrt{\lambda_{\max}(M_k)} \quad (4.23)$$

где λ_k – параметр нецентральности k -го условия, находимый из уравнения $F_{\chi^2}(J_k; \nu_k, \lambda_k) = p_{MD}$ при назначенной вероятности пропуска обнаружения p_{MD} ; J_k и ν_k – порог и число степеней свободы k -го условия, равное двум для условия (4.6) и первого условия (4.8) и $2p$ для второго его условия; M_k – матрица рассеивания аргумента k -го условия, приведенная к искажению измерения: $M_1 = D_{R_i}(t_k, t_{k-1})$ для условия (4.6), $M_2 = D_{P_i}^{O/B}(t_k) + D_{P_i}^{O/B}(t_{k-p})$ для первого условия (4.8) и $M_3 = D_{P_i}^{O/B}(t_k)/p$ для второго его условия; σ_k – наибольшее среднее квадратическое отклонение аргумента k -го условия; $D_i(t_k)$ – дальность до i -го ВС-нарушителя; $k_\Phi = k f$ – произведение числа элементов на единицу длины матрицы фотоприемника на фокусное расстояние; $\tilde{\Delta}_i(t_k)$ – наименьшее необнаруживаемое смещение оценки положения ВС-нарушителя в поперечном направлении.

Соотношение (4.23) образовано следующим образом. При наличии искажения квадратичная форма условия распределена по нецентральному закону хи-квадрат, и параметр нецентральности, отвечающий назначенной вероятности пропуска обнаружения, выражает искомое искажение в средних квадратических отклонениях аргумента условия. Матрицы рассеивания приведены к искажению измерения, поскольку постоянное искажение входит в приращение невязки непосредственно, в среднее приращений деленным на размер окна, а в сумму квадратичных форм невязок p раз. Наибольшее собственное число принято ввиду неизвестности направления искажения, наименьшее из трех произведений ввиду одновременности проверки условий. Перенос в пространство

положения ведется по угловому соотношению, точен для направления, ортогонального линии визирования, и не требует матрицы усиления оценителя.

Соотношение (4.23) дает нижнюю границу наименьшего обнаруживаемого искажения, поскольку вывод его опирается на полный переход смещения измерения в невязку, тогда как в замкнутом контуре часть искажения поглощается сдвигом оценки положения ВС-нарушителя; количественная оценка степени поглощения приведена в главе 5.

Направленный защитный уровень целостности определения положения i -го ВС-нарушителя в некооперативном режиме образуется соотношением (4.24):

$$HPL_{\perp i}(t_k) = K_{FF} \sqrt{\bar{n}_{\perp}^T D_{OЭС i}(t_k) \bar{n}_{\perp}} + \tilde{A}_i(t_k) \quad (4.24)$$

где $\bar{n}_{\perp}$ – орт направления, ортогонального вектору относительной скорости в горизонтальной плоскости; $D_{OЭС i}(t_k)$ – матрица ковариации погрешностей определения положения i -го ВС-нарушителя по измерениям ОЭС (4.19); K_{FF} – коэффициент, отвечающий безотказной работе. Первое слагаемое ограничивает погрешность при отсутствии искажения, второе – вклад необнаруженного искажения. Проекция смещения на орт не берется, поскольку направление искажения неизвестно и принимается наихудший случай.

Матрица $D_{OЭС i}(t_k)$ охватывает только блок вектора состояния, отвечающий привязке координат ОТ, и потому ограничивает погрешность определения положения ВС-нарушителя относительно собственного БВС. Погрешность навигационного контура при этом ограничивается метрикой (4.22) и в соотношение (4.24) не входит; при необходимости получения абсолютного защитного уровня в подкоренное выражение вводится полная матрица ковариации погрешностей положения ВС-нарушителя вместе с перекрестным блоком, поскольку принятое для метрик точности сложение (4.17) для проекции на заданное направление неприменимо.

Вертикальный защитный уровень $VPL_{СПС i}(t_k)$ образуется соотношением (4.24) с заменой орта $\bar{n}_{\perp}$ на орт вертикальной оси горизонтной системы координат при сохранении второго слагаемого, поскольку перенос смещения ОТ в пространство положения от направления в картинной плоскости не зависит.

Предел оповещения контура СПС в настоящее время в нормативных документах не упоминается. В настоящей работе предлагается в качестве аналога HAL для измерений некооперативного канала принять запас между границей потери безопасного

самоэшелонирования и границей опасного сближения, а событием выдачи недостоверной информации считать превышение этого предела фактической погрешностью при непревышении его защитным уровнем (4.25):

$$HAL_{СПС} = HMD^* - r_{NMAC} \quad (4.25)$$

где HMD^* – пороговое значение минимального расстояния в горизонтальной плоскости (см. п. 1.1); r_{NMAC} – горизонтальная граница опасного сближения, принятая равной 500 футов по действующим требованиям.

При кооперативном наблюдении HMD^* составляет 4000 футов, откуда $HAL_{СПС}$ равен 1066,8 м; при некооперативном 2200 футов, откуда 518,2 м. Промежуток между этими границами заложен при определении понятия безопасного удаления и представляет терпимость к погрешности определения взаимного положения: при погрешности, не превышающей его, встреча, признанная не нарушающей условия безопасного удаления, опасным сближением быть не может.

Таким образом, в п. 4.3 диссертационной работы кроме общепринятого принципа формирования метрик точности и целостности параметров движения БВС FOM (4.16) и PL (4.22) для кооперативного режима работы СПС введены авторские метрики точности и целостности оценки параметров движения ВС-нарушителя с использованием измерений ОЭС, FOM (4.17) и PL (4.24). Полученные метрики используются в алгоритмах СПС при принятии решения и формировании траектории уклонения от возможного столкновения.

4.4 Выводы по главе 4

В четвертой главе диссертационной работы получены следующие результаты, в том числе обладающие научной новизной:

1) Для обнаружения искажений в измерениях контура СПС ИИФ СПС предложена (п. 4.1) авторская методика обнаружения нарушения целостности измерений ОЭС (4.1) – (4.8) на основе двух авторских критериев, реализуемых тремя условиями: (4.6) и (4.8);

2) Для контура навигации ИИФ СПС приведены (п. 4.2) метрики точности HFOM (4.9), VFOM (4.10), HVFOM (4.11) и VVFOM (4.13), предложены авторская метрика точности HVFOM (4.12) и метрики защитных уровней целостности при безотказной работе HPL (4.14) и VPL (4.15);

3) Для контура СПС ИИФ СПС (п. 4.3) кроме общепринятого принципа формирования метрик точности и целостности параметров движения БВС FOM (4.16) и PL (4.22) для кооперативного режима работы СПС введены авторские метрики точности и

целостности оценки параметров движения ВС-нарушителя с использованием измерений ОЭС – FOM (4.17) и направленный PL (4.24), в состав которого входит наименьшее необнаруживаемое смещение оценки положения ВС-нарушителя (4.23), служащее одновременно мерой обнаруживающей способности критериев п. 4.1.

Таким образом, полученные в четвертой главе результаты формируют методики и критерии обнаружения нарушений целостности измерений оптико-электронной системы, а также метрики точности и целостности оценивания параметров движения ВС-нарушителя для информационно-измерительного обеспечения системы предупреждения столкновений. Результаты, полученные во второй, третьей и четвертой главах, формируют алгоритмическое обеспечение информационно-измерительной функции СПС БВС.

Глава 5. Исследование качества и связи параметров движения для контуров навигации и предупреждения столкновения ИИФ СПС БВС

5.1 Методические средства оценки параметров движения для контуров навигации и предупреждения столкновений ИИФ СПС БВС

5.1.1 Состав ПМО имитационного моделирования, обобщенная схема и принципы проведения эксперимента

Проверка и верификация синтезированных в главах 2, 3 и 4 алгоритмов ИИФ СПС выполняется методом имитационного моделирования. Выбор метода определяется свойствами проверяемых характеристик: метрики безопасности, установленные стандартами RTCA DO-365B и DO-396, представляют собой статистические характеристики редких событий и не могут быть получены ни аналитически из уравнений оценителя, ни в летном эксперименте в достаточном объеме. Для их оценки разработано программно-математическое обеспечение (ПМО) имитационного моделирования, воспроизводящее замкнутый контур объект – СПС – «пилот», образованный сценарием конфликта, измерителями, алгоритмами ИИФ СПС, логикой предупреждения столкновений и маневром уклонения, и допускающее многократное воспроизведение этого контура при управляемом изменении условий.

ПМО реализовано в среде MATLAB/Simulink. Непрерывная часть моделей, включающая траектории обоих ВС и уравнения погрешностей БИНС, интегрируется решателем с фиксированным шагом; дискретная часть, включающая формирование векторов измерений, шаг оценителя, алгоритмы контроля качества и логику предупреждения столкновений, выполняется с темпом обновления соответствующего измерителя. Управление экспериментом и обработка результатов вынесены в отдельные процедуры на языке MATLAB, что позволяет запускать модель в пакетном режиме параллельно на нескольких вычислительных процессах.

ПМО выполняет следующие основные функции:

- моделирование алгоритмов ИИФ СПС, синтезированных в диссертационной работе;
- моделирование измерений навигационных датчиков и систем с учетом классификации по RTCA DO-384;
- моделирование измерений ОЭС и следящего гиросuspenda, принимаемого идеальным в смысле отработки команды наведения (влияние погрешностей гиросuspenda в работе не рассматривается);

- моделирование параметров, передаваемых по каналу АЗН-В, с учетом категорий качества по RTCA DO-260B;
- моделирование точностных характеристик измерителей и вносимых в измерения случайных искажений;
- генерацию сценариев конфликта;
- моделирование команд системы предупреждения столкновений на основе RTCA DO-365B и маневра уклонения с учетом задержек канала связи и реакции внешнего пилота;
- проведение статистического моделирования, расчет статистических характеристик с учетом RTCA DO-396 и визуализацию результатов в виде графиков и диаграмм.

Состав ПМО с указанием назначения компонентов и среды их реализации приведен в таблице 5.1.

Таблица 5.1 – Состав программно-математического обеспечения имитационного моделирования

Компонент	Назначение	Среда реализации
Генератор сценариев	Формирование истинных траекторий обоих ВС по параметрам сценария конфликта	Simulink, процедуры MATLAB
Модели измерителей	Формирование измерений БИНС, приемника ГНСС, ОЭС и приемника АЗН-В по истинному движению обоих ВС (см. п. 5.1.2)	Simulink
Имитатор искажений	Внесение в измерения скачков, дрейфов и деградации заявляемых категорий качества (см. п. 5.1.2)	Simulink
ИИФ СПС	Модели контуров навигации и СПС, оценщик, алгоритмы контроля качества и формирования метрик, подготовка входных параметров логики СПС	Simulink, процедуры MATLAB
Логика предупреждения столкновений	Формирование оповещений, полос маневра и курса уклонения по RTCA DO-365B	Библиотека DAIDALUS, вызываемая из модели
Модель внешнего пилота	Воспроизведение задержек канала управления и реакции внешнего пилота, формирование команды курса	Simulink
Регистратор реализаций и блок флагов событий	Сохранение поэтапных записей оценок, матриц ковариации и признаков; фиксация событий LoWC и NMAC по истинным координатам	Simulink, процедуры MATLAB

Компонент	Назначение	Среда реализации
Управление статистическим экспериментом	Формирование точек плана, назначение зерен генераторов случайных чисел, параллельный запуск партий, контроль соответствия сохраненных результатов	Процедуры MATLAB
Постобработка	Расчет метрик по RTCA DO-365B (приложение L), метрик точности и целостности, характеристик обнаружения искажений, построение графиков и диаграмм	Процедуры MATLAB

Логика предупреждения столкновений в настоящей работе не разрабатывается и применяется в виде верифицированной библиотеки DAIDALUS (см. п. 1.6), вследствие чего различия результатов по вариантам плана относятся к свойствам ИИФ СПС, а не к особенностям реализации логики. Блок флагов событий вынесен из тракта обработки измерений и формирует признаки наступления событий LoWC и NMAC по истинным координатам обоих ВС. Такое построение исключает зависимость показателя исхода встречи от качества оценивания, которое в проводимых опытах служит варьируемым фактором.

Обобщенная схема ПМО с указанием информационных связей между компонентами приведена на рисунке 5.1. Штриховой рамкой выделена часть ПМО, выполняемая в каждом прогоне; блоки вне рамки задают условия эксперимента и обрабатывают его результаты.

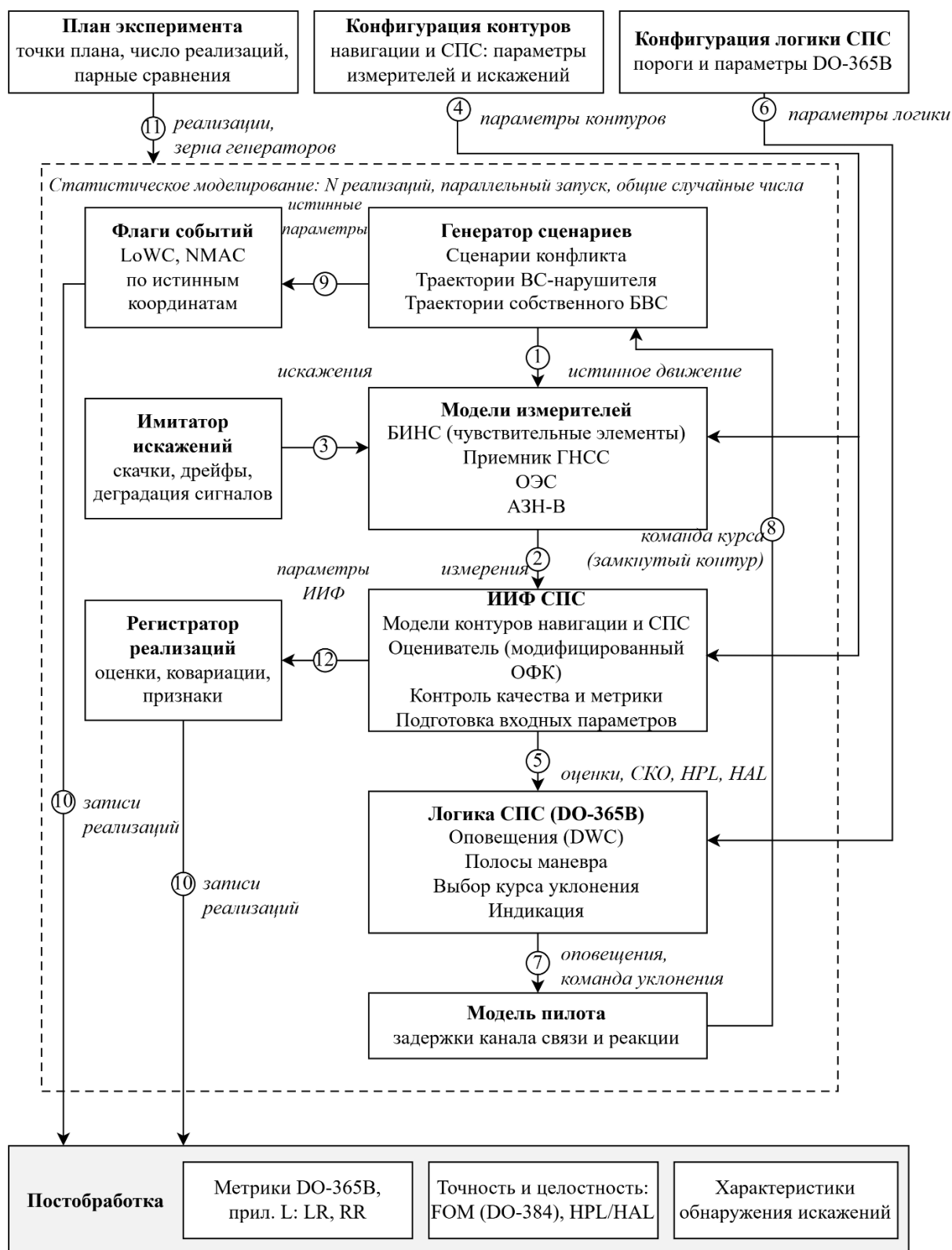


Рисунок 5.1 – Укрупненная структура программно-математического обеспечения имитационного моделирования

По информационной связи 1 в модели измерителей передаются истинные параметры движения обоих ВС, по связи 2 в алгоритмы ИИФ СПС поступают измерения блока чувствительных элементов БИНС, приемника ГНСС, ОЭС и приемника АЗН-В. По связи 3

имитатор вносит в измерения искажения, причем их момент, вид и величина сохраняются в записи реализации и служат эталоном при расчете характеристик обнаружения. По связям 4 и 6 задаются соответственно параметры измерителей и искажений и параметры настройки логики предупреждения столкновений. По связи 5 в логику предупреждения столкновений передаются оценки параметров движения ВС-нарушителя, соответствующие им среднеквадратические отклонения, защитные уровни и предел оповещения контура СПС в форме, принятой стандартом RTCA DO-365B. По связи 7 передаются оповещения и рекомендуемый курс уклонения, по связи 8 команда курса возвращается в генератор сценариев, чем замыкается контур управления и обеспечивается воспроизведение маневра уклонения. По связи 9 в блок флагов событий передаются истинные координаты обоих ВС, по которым фиксируются события LoWC и NMAC. По связи 12 в регистратор передаются оценки, матрицы ковариации, метрики качества и признаки срабатывания алгоритмов обнаружения, по связи 10 записи реализаций и флаги событий поступают в блок постобработки, по связи 11 задаются номера реализаций и зерна генераторов случайных чисел.

Постановка статистического эксперимента опирается на три понятия. Прогон представляет собой однократное вычисление модели от начала сценария конфликта до его завершения. Реализация представляет собой прогон при заданном наборе значений варьируемых факторов и заданном номере, однозначно определяющем зерна всех генераторов случайных чисел. Точка плана представляет собой набор значений варьируемых факторов, по партии реализаций которого рассчитываются статистические характеристики. Объем выборки в точке плана определяется произведением числа сценариев на число реализаций, выполняемых для каждого сценария.

Варьируемыми факторами служат режим наблюдения (кооперативный и некооперативный), категория качества данных кооперативного канала (АЗН-В), способ формирования начальной матрицы ковариации блока ВС-нарушителя, вид и величина вносимого искажения, а также состояние алгоритмов обнаружения искажений. Фиксированными приняты частоты обновления измерителей, параметры ОЭС, конфигурация логики предупреждения столкновений и задержка реакции внешнего пилота, принятая не превышающей 10 с. Сценарии конфликта строятся так, что при невмешательстве СПС событие NMAC гарантировано; вследствие этого метрики, характеризующие долю нарушений заданного расстояния и долю опасных сближений, вычисленные на этом множестве, сопоставляются с целевыми значениями RTCA DO-396 в качестве верхних оценок.

При обработке результатов в работе приняты следующие принципы. Статистические характеристики рассчитываются по ансамблю реализаций, а не по времени одного прогона. Характеристики обнаружения искажений приводятся в виде вероятности обнаружения на эпоху и медианной задержки обнаружения, поскольку доля прогонов с обнаружением возрастает с длительностью прогона и не допускает сопоставления сценариев разной продолжительности. Порог исключения аномальных значений задается кратным выборочной медиане: аномальное значение смещает выборочное среднее, вследствие чего порог, построенный по среднему, зависел бы от той величины, которую он предназначен отсеивать. Доверительные интервалы строятся по принципу «бутстрепа» по сценариям, то есть по многократным повторным выборкам с возвращением из множества сценариев, при которых все реализации одного сценария включаются в выборку совместно, так как они не являются независимыми. Момент выборки мгновенных метрик оговаривается при задании условий для каждого опыта: выборка по дальности исключает встречи с ранним маневром уклонения и вносит смещение отбора, поэтому для сопоставительных выводов применяется выборка в точке наибольшего сближения (СПА) либо в момент первого оповещения.

Объем выборки в каждой точке плана назначается по требуемой точности той характеристики, которая в этой точке служит основной. Для характеристик, выражаемых через среднеквадратическое отклонение (метрики точности, защитные уровни, продольная и поперечная составляющие погрешности оценивания), относительное среднеквадратическое отклонение выборочной оценки при нормальном распределении определяется соотношением:

$$\delta_{\sigma} \approx \frac{1}{\sqrt{2(K-1)}}, \quad (5.1)$$

где K – число независимых реализаций.

Из соотношения (5.1) следует, что значениям $K = 100, 200, 400$ и 500 отвечают относительные погрешности 7,1, 5,0, 3,5 и 3,2 % соответственно. Дальнейшее увеличение объема дает медленное уточнение, поскольку погрешность убывает пропорционально $\frac{1}{\sqrt{K}}$, поэтому для точек плана, основной характеристикой которых служит точность оценивания, принято K от 100 до 200.

Для характеристик, выражаемых через частоту события (доля встреч с событием LoWC или NMAC, доля обнаруженных искажений), относительное среднеквадратическое отклонение оценки определяется соотношением:

$$\delta_p = \sqrt{\frac{1-p}{Kp}}, \quad (5.2)$$

где p – оцениваемая вероятность.

При $p = 0,1$ и $K = 400$ относительное среднеквадратическое отклонение составляет 15,0 %, при $p = 0,3$ оно снижается до 7,6 %. Оценивание вероятностей порядка 0,01 и ниже прямым расчетом по прогонам потребовало бы объемов, на два порядка превышающих принятые, поэтому редкие события, в первую очередь ложные срабатывания алгоритмов обнаружения, оцениваются по общему числу обработанных эпох. При темпе обновления измерений ОЭС около 1 Гц партия из 600 прогонов дает порядка 144 тысяч пригодных эпох (п. 5.2.6), что при заданном уровне ложной тревоги 10^{-5} отвечает математическому ожиданию числа ложных срабатываний около 1,4 и позволяет построить верхнюю пуассоновскую границу интенсивности.

При сопоставлении вариантов алгоритма применяется парная схема с общими случайными числами: сравниваемые варианты обрабатывают одни и те же реализации возмущений. Дисперсия разности определяется соотношением:

$$D[\Delta] = D_1 + D_2 - 2\rho\sqrt{D_1D_2}, \quad (5.3)$$

где D_1 и D_2 – дисперсии сравниваемых величин; ρ – коэффициент их корреляции.

При равных дисперсиях и коэффициенте корреляции 0,9 дисперсия разности снижается в десять раз, что при сохранении разрешающей способности сравнения позволяет ограничиться 200 парами реализаций.

Распределение назначенного объема между числом сценариев и числом реализаций на сценарий выполняется в пользу числа сценариев: реализации, выполненные для одного сценария, связаны общей геометрией сближения и дают меньший независимый вклад в оценку характеристик, усредняемых по множеству встреч. Исходя из этого в опытах по оценке метрик безопасности и характеристик обнаружения искажений (пп. 5.2.4–5.2.6) принято от 100 до 200 сценариев конфликта, а число реализаций на сценарий назначено в зависимости от точки плана. План экспериментов с учетом принятых выше допущений приведен в таблице 5.2.

Таблица 5.2 – План эксперимента и объемы выборки

Пункт	Основные варьируемые факторы	Сценариев × реализаций	Объем выборки	Основная характеристика
5.2.1	Модели погрешностей измерений ОЭС: авторская, базовая, упрощенная	1 × 100 (парная схема, три варианта модели)	100 на вариант	Коэффициент согласия прогнозируемой и фактической погрешности
5.2.2	Модификация уравнения априорной матрицы ковариации; интенсивность шума модели движения ОТ; наличие маневра ВС-нарушителя	2 × 3 × 200	1200	Осредненная нормированная квадратичная ошибка оценки, отношение рассчитанного и фактического СКО
5.2.3	Способ формирования начальной матрицы ковариации блока ВС-нарушителя (по п. 3.4.1–3.4.3)	3 × 2 000 000	2 000 000 на сценарий	Характеристики эллипсоида неопределенности, погрешность линеаризации
5.2.4	Дальность и геометрия сближения в некооперативном режиме; характеристики качества контура навигации БВС	200 × 25 (по требованиям DO-396 для оценки метрик безопасности)	5000 на точку плана	FOM, направленный защитный уровень, метрики RTCA DO-396
5.2.5	Дальность и геометрия сближения в кооперативном режиме; характеристики качества контура навигации БВС; категории качества параметров АЗН-В	100 × 50 (для каждой из 4 категорий качества)	5000 на категорию	FOM, сдвиг момента оповещения, метрики RTCA DO-396
5.2.6	Вид и величина искажения измерений ОЭС	200 × 3 (контрольная партия); 200 × 1 на точку плана	600 (контрольная партия); 2 × 2000 (скачок и нарастание)	Вероятность обнаружения на эпоху, медианная задержка, доли ложных сигнализаций

Каждой партии предшествуют верификационные прогоны с заранее известным исходом, сравниваемым с тестовым значением. Совпадение результатов верификационных прогонов с ожидаемыми служит проверкой корректности реализации ПМО.

Для разработки ПМО помимо разработанных в диссертационной работе алгоритмов требуется ввести математические модели измерителей, параметры которых являются

входами по отношению к алгоритмам ИИФ СПС. В п. 5.1.2 приводится краткое описание математических моделей измерителей ИИФ СПС и их основных характеристик.

5.1.2 Описание математических моделей измерителей ИИФ СПС

Настоящий пункт содержит краткое описание математических моделей измерителей, входящих в состав ПМО имитационного моделирования. Согласно таблице 5.1, основными измерительными системами для подготовки параметров ИИФ СПС являются:

- БИНС как основная бортовая навигационная система собственного БВС;
- АПСН ГНСС как основной корректор БИНС;
- приемник АЗН-В как основной поставщик информации о ВС-нарушителе в режиме кооперативного наблюдения;
- ОЭС как основной поставщик информации о ВС-нарушителе в режиме некооперативного наблюдения, дополнительный в режиме кооперативного наблюдения или основной, если качество параметров ОЭС превосходит качество параметров АЗН-В.

Описание математической модели БИНС

Математическая модель БИНС состоит из двух основных алгоритмов: алгоритма формирования измерений чувствительных элементов БИНС и алгоритма формирования навигационного решения БИНС. При проведении моделирования влияние на результат оказывают заданные характеристики погрешностей чувствительных элементов, поэтому алгоритм формирования измерений чувствительных элементов БИНС кратко рассмотрен ниже.

С целью формирования измерений чувствительных элементов БИНС приведем уравнение, описывающее угловую скорость базового трехгранника в ГорСК [72]:

$$\begin{aligned}\Omega_E &= -\frac{V_N}{\rho_1} = -\dot{\phi} \\ \Omega_N &= \frac{V_E}{\rho_1} = \dot{\lambda} \cos(\phi) \\ \Omega_H &= \frac{V_E}{\rho_2} \operatorname{tg}(\phi)\end{aligned}\tag{5.4}$$

где $\Omega_E, \Omega_N, \Omega_H$ – проекции угловой скорости базового трехгранника на оси ГорСК;

V_E, V_N – восточная и северная проекции скорости на оси ГорСК;

ϕ, λ – широта и долгота БВС;

ρ_1, ρ_2 – радиусы меридионального и перпендикулярного сечений.

Тогда измерения ДУС могут быть представлены в виде:

$$[\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3]^T = C^T [\Omega_E, \Omega_N + u_N, \Omega_H + u_H]^T + [\dot{\theta}, \dot{\gamma}, \dot{\psi}]^T \quad (5.5)$$

где $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$ – показания ДУС; C^T – матрица направляющих косинусов для пересчета из ГорСК в ССК, полученная транспонированием матрицы C с порядком осей E, N, H (п. 2.5); $\Omega_E, \Omega_N, \Omega_H$ – угловая скорость базового трехгранника; u_N, u_H – проекции угловой скорости вращения Земли.

Для моделирования показаний акселерометров необходимо задать модель ускорения свободного падения [73]. Кажущиеся ускорения в ГорСК описываются уравнением (5.6):

$$\begin{bmatrix} n_E \\ n_N \\ n_H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{V}_E \\ \dot{V}_N \\ \dot{V}_H \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & \Omega_H + 2u_H & -(\Omega_N + 2u_N) \\ -(\Omega_H + 2u_H) & 0 & \Omega_E \\ (\Omega_N + 2u_N) & -\Omega_E & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_E \\ V_N \\ V_H \end{bmatrix} \quad (5.6)$$

где n_E, n_N, n_H – кажущиеся ускорения в ГорСК; V_E, V_N, V_H – проекции скорости объекта на оси ГорСК; $\Omega_E, \Omega_N, \Omega_H$ – угловая скорость базового трехгранника; u_N, u_H – проекции угловой скорости вращения Земли.

Для формирования массива показаний акселерометров использована модель:

$$[d_1, d_2, d_3]^T = C^T ([n_E, n_N, n_H]^T + [0, g_N, g_H]^T) \quad (5.7)$$

где d_1, d_2, d_3 – показания акселерометров; n_E, n_N, n_H – проекции кажущегося ускорения на оси ГорСК; g_N, g_H – проекции ускорения свободного падения на оси ГорСК; C^T – матрица направляющих косинусов для пересчета из ГорСК в ССК (см. пояснение к (5.5)).

Точность моделируемой БИНС определяется характеристиками инерциальных датчиков, входящих в ее состав, и точностью начальной выставки системы. Модель погрешностей измерений инерциальных датчиков приведена в выражении (5.8):

$$\begin{aligned} \Delta\Omega_{1,2,3_i} &= \delta\Omega_{1,2,3} + \Delta K_\omega \cdot \Omega_{1,2,3_i} + \Omega_{1,2,3_i}^{noise} \\ \Delta n_{1,2,3_i} &= \delta n_{1,2,3} + \Delta K_n \cdot n_{1,2,3_i} + n_{1,2,3_i}^{noise} \end{aligned} \quad (5.8)$$

где $\Delta\Omega_{1,2,3_i}, \Delta n_{1,2,3_i}$ – величина ошибки измерений ДУС и акселерометров в ССК на i -ю итерацию, соответственно; $\delta\Omega_{1,2,3}, \delta n_{1,2,3}$ – величина сдвига нуля ДУС и акселерометров; $\Delta K_\omega, \Delta K_n$ – ошибка масштабного коэффициента ДУС и акселерометров, соответственно; $\Omega_{1,2,3_i}, n_{1,2,3_i}$ – величина опорного измерения ДУС и акселерометров на i -ю

итерацию соответственно; $\Omega_{1,2,3i}^{noise}$, $n_{1,2,3i}^{noise}$ – шумовая составляющая ошибки измерения ДУС и акселерометров на i -ю итерацию.

Исследование алгоритмов, как оговорено в п. 1.2 диссертации, проводится для БИНС категории В с параметрами чувствительных элементов уровня В-1 по таблице Е-1 стандарта RTCA DO-384 [20]. В таблице 5.3 приведены принятые в работе параметры моделей погрешностей чувствительных элементов БИНС.

Таблица 5.3 – Параметры моделей погрешностей чувствительных элементов БИНС категории В

Параметр модели погрешностей	Уровень В-1	Уровень В-2	Примечание
СКО шумовой составляющей погрешности ДУС, град/ $\sqrt{ч}$	$3 \cdot 10^{-3}$	$1 \cdot 10^{-2}$	Составляющая $\delta\Omega_{б.ш.}$ в (2.19)
СКО сдвига нуля ДУС, град/ч	$3 \cdot 10^{-2}$	$1 \cdot 10^{-1}$	Составляющая $\Delta\Omega$ в (2.19); марковский процесс первого порядка с интервалом корреляции 1 ч
СКО погрешности масштабного коэффициента ДУС, млн $^{-1}$	30	100	Составляющая $\Delta K\Omega$ в (2.19)
СКО сдвига нуля акселерометра, $10^{-6} g$	30	100	Составляющая Δn в (2.19)
СКО погрешности масштабного коэффициента акселерометра, млн $^{-1}$	30	100	Составляющая $\Delta K n$ в (2.19)
СКО погрешности установки измерительных осей ДУС и акселерометров, мкрад	30	100	Отнесена к погрешностям ориентации α , β , γ вектора (2.20)
СКО уклонения отвесной линии, угл. с	5	5	Не моделируется
Интервал корреляции уклонения отвесной линии, морские мили	20	20	Не моделируется

Описание математической модели измерений АПСН контура навигации

В качестве исходных данных для моделирования созвездий ГНСС использованы альманахи, содержащие параметры кеплеровских орбит НКА. Алгоритмы моделирования

кеплеровских орбит НКА, способы их пересчета в ДГСК и контрольные значения для проверки приведены в соответствующих интерфейсно-контрольных документах [79, 80].

Расчет псевдодальностей до НКА в рамках ПМО имитационного моделирования осуществляется в соответствии с моделью, рассмотренной в п. 2.6 диссертации. При проведении моделирования в рамках п. 5.2.4 и 5.2.5 помимо прочих параметров варьируется параметр $\delta\rho_{\text{ш}}$ математической модели погрешностей АПСН контура навигации.

Описание математической модели измерений ОЭС

Измерением ОЭС служит положение отметки ВС-нарушителя, далее ОТ, на плоскости кадра, выраженное в элементах матрицы. Алгоритм распознавания ВС-нарушителя на изображении в работе не рассматривается, поэтому в ПМО воспроизводится результат его работы, а именно координаты ОТ на кадре с учетом наличия случайных погрешностей. Погрешности калибровки оптической системы и остаточная дисторсия, входящие в модель (2.38) слагаемым погрешностей калибровки, отдельно не моделируются, а их вклад отнесен к случайной составляющей смещения ОТ. Вследствие этого моделируемая шумовая погрешность положения ОТ принимается некоррелированной от эпохи к эпохе и от оси к оси, что согласуется с допущением, принятым при формировании матрицы интенсивностей шумов (3.18).

Формирование измерения на эпохе выполняется в четыре шага. На первом шаге истинные географические координаты собственного БВС и ВС-нарушителя пересчитываются в ДГСК по (2.40), после чего вычисляются вектор визирования и истинная дальность до ОТ (5.9):

$$\Delta R_j = R_j^0 - R^B, \quad D_j = \|\Delta R_j\|, \quad (5.9)$$

где R_j^0 – координаты j-го ВС-нарушителя в ДГСК, R^B – истинные координаты собственного БВС в ДГСК.

На втором шаге вычисляется матрица направляющих косинусов перехода от системы координат снимка к ДГСК по (2.4). Угловое положение платформы ОЭС входит в эту матрицу сомножителем перехода от ССК БВС к системе координат снимка и задается командой наведения. Наведение платформы принято идеальным – платформа устанавливается точно в заданное угловое положение. Сама команда вычисляется по численным БИНС координатам собственного БВС и текущей оценке координат ОТ, вследствие чего все три угловые погрешности БИНС входят в линию визирования и переносятся в оптическое измерение.

На третьем шаге вектор визирования проецируется на плоскость кадра по (2.15) с масштабным коэффициентом, вычисляемым согласно (5.12). Эквивалентная запись, не содержащая масштабного коэффициента, получается делением первых двух компонент соотношения (2.15) на третью и имеет вид (5.10):

$$P'_{xj} = -kf \frac{a_1^T \Delta R_j}{a_3^T \Delta R_j}, \quad P'_{yj} = -kf \frac{a_2^T \Delta R_j}{a_3^T \Delta R_j}, \quad (5.10)$$

где $a_{1,2,3}^T$ – столбцы матрицы направляющих косинусов в обозначениях п. 3.4.

Соотношение (5.10) представляет собой центральную проекцию и применяется в ПМО при формировании истинного положения ОТ на кадре, поскольку не требует предварительного вычисления масштабного коэффициента.

На четвертом шаге к истинному положению ОТ добавляется случайная погрешность. Таким образом, вычисляется измерение ОЭС без учета дополнительных скачкообразных и медленно нарастающих погрешностей (5.11):

$$P'^{\text{изм}}_{xj} = P'_{xj} + \delta P'_{xj}, \quad P'^{\text{изм}}_{yj} = P'_{yj} + \delta P'_{yj}, \quad (5.11)$$

Компоненты $\delta P'_{xj}, \delta P'_{yj}$ моделируются гауссовым шумом с нулевым средним и одинаковым среднеквадратическим отклонением. Эти погрешности некоррелированы от эпохи к эпохе и между осями кадра, что согласуется с видом матрицы интенсивностей шумов (3.18).

Вектор измерений ОЭС формируется по (2.16) как разность прогноза положения ОТ, вычисляемого по (2.14) через текущую оценку координат ОТ и показания БИНС, и смоделированного измерения (5.11). Темп формирования измерений задается интервалом между эпохами, входящим также в (3.18).

Измерения одной эпохи задают только направление на ВС-нарушителя, поэтому при захвате ОТ ее координаты в ДГСК не могут быть вычислены без привлечения априорной оценки дальности. Априорная оценка дальности и вектора скорости ВС-нарушителя в ПМО задается по требованиям для бортового радиолокатора, характеристики которого установлены RTCA DO-365B [11] (таблица 2-22, строка Airborne Radar). Истинные дальность и скорость служат центром разыгрывания, а разыгранное отклонение принимается равным погрешности априорной оценки, вследствие чего эта погрешность согласована с задаваемой начальной матрицей ковариации. Разыгрывание вынесено в

отдельную процедуру, управляемую номером реализации, чем обеспечивается воспроизводимость реализации при повторном запуске и работа парной схемы сравнения.

Масштабный коэффициент, входящий в соотношение привязки, связывает координаты ОТ на кадре с координатами ОТ в ДГСК согласно (3.24) и численно равен линейному размеру, отвечающему одному элементу матрицы (пикселю) на дальности до ОТ. В ПМО он вычисляется как отношение модуля вектора визирования к модулю вектора положения ОТ в системе координат снимка, что при ортонормированности матрицы направляющих косинусов дает (5.12):

$$N_j = \frac{\|\Delta R_j\|}{\|p_j\|} = \frac{D_j}{\sqrt{P'_{xj}{}^2 + P'_{yj}{}^2 + (kf)^2}}, \quad (5.12)$$

где вектор положения ОТ определен соотношением (3.25), а дальность до ОТ равна модулю вектора визирования.

Погрешность масштабного коэффициента входит в вектор состояния (2.48) отдельным элементом и в модели (3.43) служит единственной априорно задаваемой величиной. Она связана с относительной погрешностью априорной оценки дальности соотношением (5.13):

$$\sigma_{\delta N_j} = k_D N_j, \quad (5.13)$$

где k_D – относительная погрешность априорной оценки дальности, задаваемая сценарием конфликта.

Из структуры якобиана (3.32) следует, что произведение этого якобиана на среднее квадратическое отклонение погрешности масштабного коэффициента равно произведению относительной погрешности оценки дальности на вектор визирования. Тем самым вклад погрешности масштабного коэффициента в погрешность привязки не зависит от параметризации изображения, и результаты, полученные для принятых значений фокусного расстояния и шага элемента матрицы, сохраняются при другой оптике, если сохранены относительная погрешность оценки дальности и угловое разрешение. Это свойство используется в п. 5.2.3 при обосновании переносимости численных результатов.

Принятые при моделировании параметры ОЭС приведены в таблице 5.4.

Таблица 5.4 – Основные параметры ОЭС, принятые при моделировании

Параметр	Значение	Примечание
Фокусное расстояние f , м	0,006	-
Шаг элемента матрицы, мкм	4,54	В допущении, что пиксель имеет квадратную форму
Коэффициент пропорциональности k , пикс/м	220 264	
Угловой размер элемента матрицы $1/(kf)$, мрад	0,757 (156 угл. с)	Масштаб пересчета угловых величин в пиксельные
СКО погрешности положения ОТ $\sigma_{\delta P'_{б.ш.}}$, пикс	1,0	-
Источник априорной оценки дальности	По требованиям для бортового радиолокатора	RTCA DO-365B, таблица 2-22
СКО угловой погрешности ориентации σ_y , мрад	От 0,5 до 1,0	Входит в (3.22); суммарная величина, включающая погрешность определения положения ОТ
Погрешности калибровки и остаточная дисторсия $\delta P'_k$	Не моделируются	Отнесены к случайной составляющей $\delta P'_c$ в (2.38)

Описание математической модели параметров канала АЗН-В

В кооперативном режиме параметры движения ВС-нарушителя поступают по каналу АЗН-В. Состав передаваемых параметров принят согласно таблице А.3 приложения А по АЗН-В ES 1090 МГц.

Формирование сообщения на эпохе состоит в добавлении разыгрываемых погрешностей к истинным координатам и составляющим скорости ВС-нарушителя. Среднеквадратические отклонения этих погрешностей вычисляются из заявляемых категорий по (3.52). Горизонтальная погрешность определения положения разыгрывается как двумерная с круговым рассеиванием. Такое допущение обосновано тем, что узким местом кооперативного интерфейса служит передаваемая по линии данных дискретная категория, а не структура матрицы ковариации навигационного решения источника: категория задает круговую границу, и восстановление по ней некруговой матрицы потребовало бы сведений, не передаваемых по каналу. Этим кооперативный канал принципиально отличается от некооперативного, для которого восстановление круговой матрицы по скалярной метрике приводит к занижению большей полуоси эллипса неопределенности (п. 2.8, пункт 3).

Источником навигационного решения ВС-нарушителя служит приемник ГНСС, погрешность которого коррелирована во времени с интервалом корреляции, сопоставимым

с длительностью встречи или превосходящим ее. Поэтому горизонтальная погрешность моделируется экспоненциально коррелированным процессом (5.14):

$$\delta r_k = e^{-\Delta\tau/T} \delta r_{k-1} + \sqrt{1 - e^{-2\Delta\tau/T}} \sigma_h \xi_k, \quad (5.14)$$

где T – интервал корреляции; $\Delta\tau$ – интервал между эпохами.

При интервале корреляции, существенно превышающем длительность встречи, соотношение (5.14) вырождается в постоянное за встречу смещение. Этот случай принят базовым, поскольку при постоянном смещении погрешность не усредняется по мере накопления измерений и тем самым создает наиболее тяжелые условия для логики предупреждения столкновений. Вырожденный в противоположную сторону случай некоррелированной от эпохи к эпохе погрешности используется в верификационных прогонах как вариант с заранее известным поведением.

Учитываются также дискретность передаваемых величин и запаздывание данных. Барометрическая высота передается с дискретностью 25 футов, горизонтальные составляющие скорости с дискретностью 1 узел, вертикальная скорость с дискретностью 64 фута в минуту; соответствующие погрешности квантования вносятся после добавления случайных составляющих. Темп обновления позиционных сообщений принят равным 1 Гц, задержка получения данных принята равной 1,5 с. В промежутках между сообщениями используется последнее принятое сообщение без экстраполяции, вследствие чего возраст данных изменяется в пределах одного интервала обновления.

Пересчет заявляемых категорий качества в среднеквадратические отклонения погрешностей приведен в таблице 5.5.

Таблица 5.5 – Пересчет категорий качества АЗН-В в средние квадратические отклонения погрешностей

НАСр	Граница EPU (95 %), м	СКО положения по оси, м	НАСv	Граница HFOM (95 %), м/с	СКО скорости по оси, м/с
11	3,0	1,23	4	0,3	0,123
10	10,0	4,09	3	1,0	0,409
9	30,0	12,26	2	3,0	1,226
8	92,6	37,83	1	10,0	4,086
7	185,2	75,66	0	не определена	не определено

Значения среднеквадратических отклонений в таблице 5.5 получены по (3.52). Поскольку категория задает верхнюю границу интервала, а не фактическую погрешность, эти величины являются оценками сверху (п. А.4). Вертикальная составляющая погрешности определения положения пересчитывается по той же схеме с делителем 1,96 и составляет 2,04, 7,65 и 22,96 м для категорий НАСр, равных 11, 10 и 9 соответственно; для категории 8 и ниже вертикальная граница стандартом не установлена, и точность определения геометрической высоты характеризуется категорией GVA по таблице А.6.

Шкала категорий неравномерна: переходу от категории 9 к категории 8 отвечает изменение границы с 30,0 до 92,6 м, тогда как переходу от категории 8 к категории 7 отвечает изменение с 92,6 до 185,2 м. Поэтому при обработке результатов по оси абсцисс откладывается сама категория, а не отвечающая ей граница.

Заявляемые категории задаются точкой плана эксперимента и при отсутствии искажений согласованы с фактически вносимыми погрешностями. Прогнозируемая неопределенность передается в логику предупреждения столкновений в форме, установленной RTCA DO-365B для учета неопределенности входных данных, и влияет на логику выдачи оповещения.

5.2 Исследование качества определения параметров движения ВС-нарушителя

5.2.1 Оценка влияния предлагаемой модели погрешностей измерений ОЭС на качество оценивания

Целью эксперимента является верификация модели погрешностей измерений ОЭС (2.46) совместно с уравнениями оценивателя п. 3.3 и проверка согласованности прогнозируемой оценивателем неопределенности с фактической погрешностью оценивания по сравнению с применением базовой модели, а также количественная оценка последствий упрощения разработанной модели. Проверяемое свойство отражается не только на достигаемой точности, но и на пригодности оценок для формирования защитных уровней по п. 4.3 и для передачи рассчитываемых метрик неопределенности в логику предупреждения столкновений.

В процессе эксперимента сопоставляются три варианта оценивателя, различающиеся только моделью погрешностей измерений ОЭС:

- вариант А, построенный на предлагаемой авторской модели (2.46), в которой погрешности навигационного решения собственного БВС входят в уравнение измерений через матрицу связи п. 3.3;

– вариант Б, построенный на базовой модели, в которой погрешности навигационного решения не входят в матрицу связи, а их вклад перенесен в матрицу интенсивностей шумов измерений и учтен белым шумом;

– вариант У, построенный на упрощенной модели с разделением контуров навигации и СПС, в которой в матрице интенсивностей шумов измерений учтен только собственный шум ОЭС.

Эксперимент выполнен по парной схеме с общими случайными числами: все три варианта обрабатывают одни и те же реализации возмущений. Выполнено 100 реализаций сценария сближения продолжительностью 70,7 с, в каждой из которых оценщик обрабатывает 67 эпох оптических измерений; на 56,7 с собственный БВС выполняет маневр уклонения, вводящий в геометрию наблюдения угловое движение. Параметры ОЭС приняты по таблице 5.4. В оценку согласованности и в оценку критерия скачка вошли 6400 эпох, в оценку критериев среднего и окна вошли 4100 эпох; различие объясняется тем, что критерии, использующие накопление, определены начиная с момента заполнения окна.

Согласованность оценивания характеризуется тремя величинами. Нормированная квадратичная ошибка оценки определена соотношением (5.15):

$$NEES_k = (\bar{X}_k - \hat{X}_k)^T P_k^{-1} (\bar{X}_k - \hat{X}_k), \quad (5.15)$$

где $\bar{X}_k$ – истинное значение вектора состояния; $\hat{X}_k$ – оценка вектора состояния; P_k – матрица ковариации, формируемая оценщиком; k – текущая эпоха оценивания.

Приводимая далее величина $NEES_k$ усреднена по двум горизонтальным координатам ВС-нарушителя, вследствие чего ее номинальное значение равно единице.

Отношение фактического СКО погрешности оценивания к прогнозируемому оценщиком вычисляется отдельно вдоль и поперек линии визирования по (5.16):

$$k_{\perp} = \frac{\sigma_{\perp}^{\phi}}{\sigma_{\perp}^p}, \quad k_{\parallel} = \frac{\sigma_{\parallel}^{\phi}}{\sigma_{\parallel}^p}, \quad (5.16)$$

где верхний индекс ϕ отвечает фактическому отклонению, полученному по ансамблю реализаций; верхний индекс p отвечает отклонению, рассчитываемому оценщиком; $\sigma_{\parallel}$ – обозначение СКО вдоль линии визирования; $\sigma_{\perp}$ – обозначение СКО поперек линии визирования.

Дополнительной величиной при проведении эксперимента служит доля реализаций, попадающих в круг радиусом, равным метрике HFOM, номинальное значение которой по определению 95-процентной границы составляет не менее 0,95.

Результаты эксперимента по интервалам дальности приведены в таблице 5.6.

Таблица 5.6 – Согласованность оценки положения ВС-нарушителя в горизонтальной плоскости

Вариант	Интервал дальности, м	NEES/2	Доля эпох выше квантиля	Доля в круге HFOM	k поперек линии визирования	СКО погрешности, м
А	от 3000 до 5000	1,01	0,062	0,960	1,00	97,0
А	от 1500 до 3000	1,08	0,038	0,959	1,10	54,0
А	от 500 до 1500	0,98	0,042	0,948	1,00	23,4
А	от 0 до 500	1,10	0,087	0,923	1,21	14,1
Б	от 3000 до 5000	1,09	0,076	0,963	1,04	96,5
Б	от 1500 до 3000	1,35	0,092	0,957	1,28	52,2
Б	от 500 до 1500	1,17	0,078	0,938	1,08	22,9
Б	от 0 до 500	2,26	0,300	0,903	1,90	14,0
У	от 3000 до 5000	1,14	0,086	0,958	1,08	96,6
У	от 1500 до 3000	1,58	0,143	0,944	1,38	52,5
У	от 500 до 1500	1,45	0,135	0,925	1,21	22,9
У	от 0 до 500	7,34	0,787	0,863	3,57	14,8
Номинал	не зависит	1,00	0,050	не менее 0,95	1,00	не нормируется

Отношение фактического отклонения к рассчитанному вдоль линии визирования для всех вариантов и интервалов остается в пределах от 0,97 до 1,28. Число эпох, вошедших в оценку, составляет 3000 для интервала от 3000 до 5000 м, 1800 для интервала от 1500 до 3000 м, 1300 для интервала от 500 до 1500 м и 300 для интервала от 0 до 500 м.

На рисунке 5.2 приведен график зависимости нормированной квадратичной ошибки оценки от дальности между ВС для трех вариантов модели. На рисунке 5.3 приведен график зависимости отношения фактического СКО погрешности оценивания к рассчитанному оценителем поперек линии визирования от дальности между ВС. На рисунке 5.4 приведен график зависимости отношения фактического СКО погрешности оценивания к

рассчитанному оценителем вдоль линии визирования от дальности между ВС. На рисунке 5.5 приведен график зависимости долей реализаций, отвечающих рассчитываемой метрике точности HFOM от дальности между ВС.

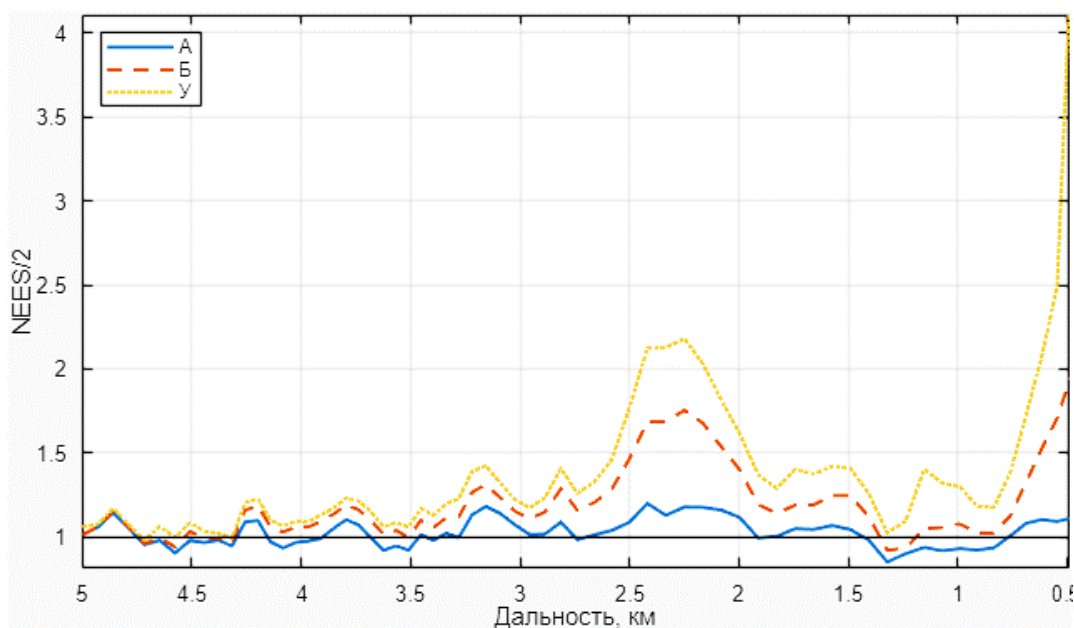


Рисунок 5.2 – Нормированная квадратичная ошибка оценки положения ВС-нарушителя в зависимости от дальности

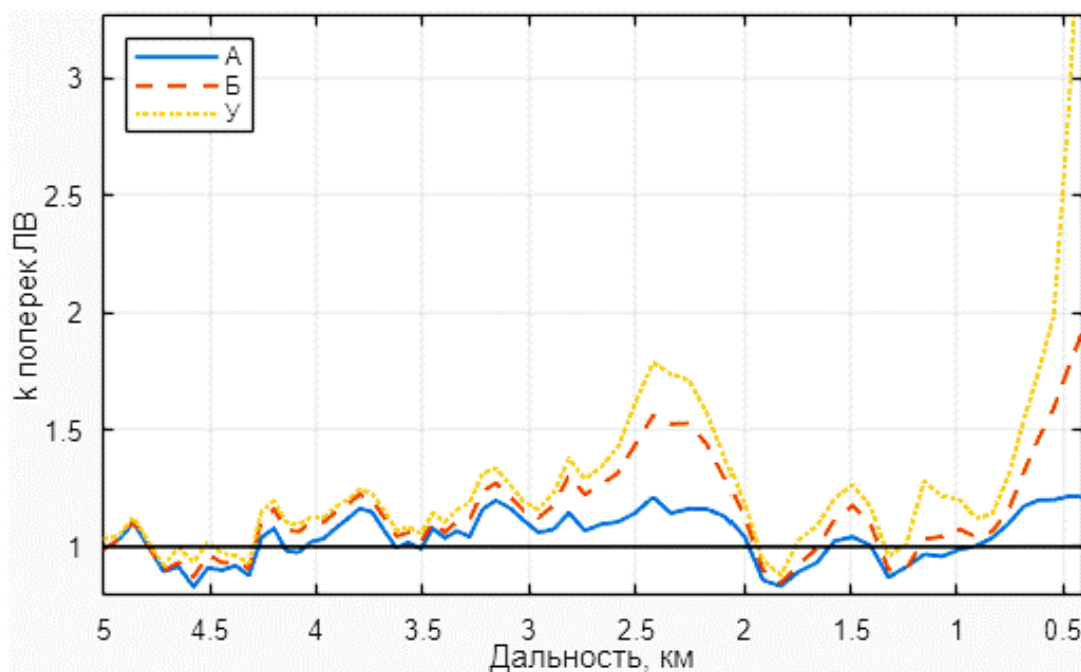


Рисунок 5.3 – Отношение фактического СКО погрешности оценивания к рассчитанному оценителем поперек линии визирования в зависимости от дальности

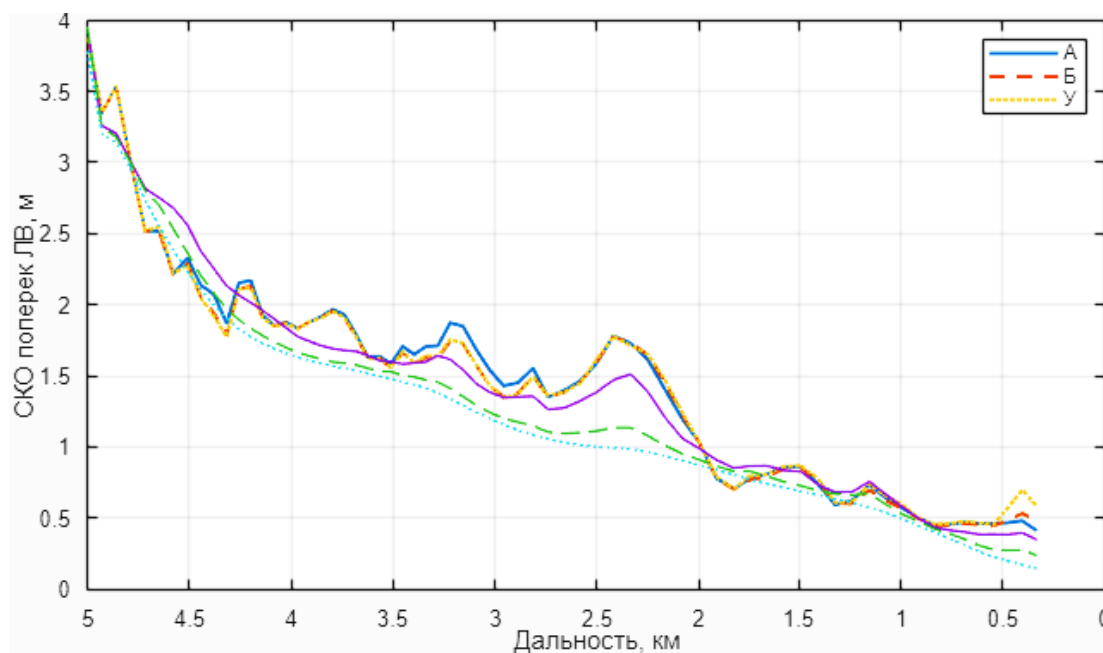


Рисунок 5.4 – Отношение фактического СКО погрешности оценивания к рассчитанному оценителем вдоль линии визирования в зависимости от дальности

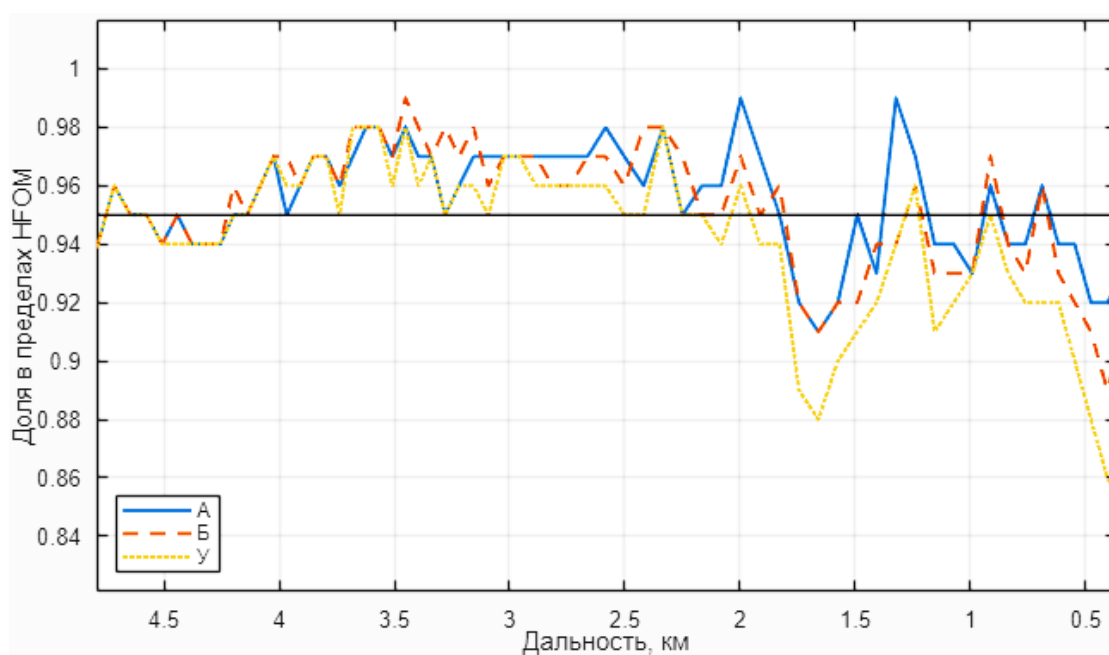


Рисунок 5.5 – Зависимости долей реализаций, отвечающих рассчитываемой метрике точности HFOM от дальности

Фактическая погрешность оценивания практически не зависит от варианта модели. На интервале от 3000 до 5000 м средние СКО ошибок составляют 97,0, 96,5 и 96,6 м, на интервале от 0 до 500 м они составляют 14,1, 14,0 и 14,8 м, то есть различаются менее чем на 6 %. Различие вариантов проявляется, в первую очередь, в рассчитанной неопределенности.

Вариант А согласован во всем рассматриваемом диапазоне дальностей: нормированная квадратичная ошибка изменяется от 0,98 до 1,10, доля эпох выше 95-

процентного квантиля изменяется от 0,038 до 0,087 при номинальных 0,05, отношение фактического отклонения к прогнозируемому поперек линии визирования изменяется от 1,00 до 1,21. Вариант Б сохраняет согласованность на дальностях свыше 1500 м и теряет ее в ближней зоне, где нормированная квадратичная ошибка возрастает до 2,26, доля эпох выше квантиля до 0,300, а отношение поперек линии визирования до 1,90. Вариант У теряет согласованность раньше и глубже: на том же интервале указанные величины достигают 7,34, 0,787 и 3,57.

Доля реализаций, попадающих в круг радиусом HFOM, на интервале от 0 до 500 м составляет 0,923 для варианта А, 0,903 для варианта Б и 0,863 для варианта У при требуемых 0,95. Оценка этой доли получена по 300 эпохам, для которых среднее квадратическое отклонение самой оценки составляет 0,013. Отклонение от номинала составляет около двух таких значений для варианта А, около четырех для варианта Б и около семи для варианта У, поэтому выборочной изменчивостью может быть объяснено только первое из них. Дополнительной причиной занижения для варианта А служит то, что круг радиусом HFOM представляет собой скалярную сводку анизотропного эллипса неопределенности и его покрытие систематически ниже покрытия самого эллипса (п. 2.8, пункт 3).

Сосредоточение расхождения на малых дальностях связано с соотношением между угловым разрешением ОЭС и погрешностью определения координат собственного БВС. Поперечное смещение ОТ на кадре, вызываемое этой погрешностью, в пересчете к элементам матрицы составляет (5.17):

$$\Delta = \frac{kf \cdot \sigma_e}{D_j}, \quad (5.17)$$

где σ_e – СКО погрешности определения координат собственного БВС в направлении, ортогональном линии визирования. При значении этой величины порядка 1 м и принятых в таблице 5.4 параметрах ОЭС смещение сравнивается с собственным шумом ОЭС в один элемент матрицы на дальности около 1,5 км и превосходит его на меньших дальностях. На этих дальностях модели, относящие погрешности навигационного решения к шуму измерений или не учитывающие их, перестают описывать действительное рассеивание погрешности оценки.

Характеристики невязок и срабатывания алгоритмов контроля целостности при отсутствии вносимых искажений приведены в таблице 5.7.

Таблица 5.7 – Характеристики невязок и ложные срабатывания контроля целостности при отсутствии искажений

Вариант	NEES/ 2	г для невязок	г для приращений	Наименьший обнаруживаемый скачок, пикс	Ложных сигнализа ций при бюджете 0,01	Ложных сигнализа ций при бюджете 0,001
А	0,994	0,040	−0,496	8,53	25	0
Б	0,891	0,088	−0,492	9,73	14	0
У	1,135	0,091	−0,488	8,23	108	14
Номинал	1,000	0,000	−0,500	не нормируется	41	4

Через $г$ в таблице 5.7 обозначен коэффициент автокорреляции на единичном сдвиге. Нормированная квадратичная форма невязок для варианта А составляет 0,994 при номинальной единице, для вариантов Б и У она равна 0,891 и 1,135. Коэффициент автокорреляции приращений невязок на единичном сдвиге составляет от 0,488 до 0,496 по модулю с отрицательным знаком при значении 0,50, следующем из свойства остатка ОЭС как процесса обновления (п. 4.1). Совпадение подтверждает соотношение (4.5) и принятый способ вычисления ковариации на границе окна.

Число ложных срабатываний за 4100 эпох при бюджете 0,01 составляет 25 для варианта А, 14 для варианта Б и 108 для варианта У при номинальном значении 41. Вариант Б дает срабатываний меньше номинала потому, что отнесение погрешностей навигационного решения к шуму измерений завышает матрицу интенсивностей этих шумов и тем самым завышает порог, тогда как прогнозируемая неопределенность оценки координат остается заниженной, что и показано в таблице 5.6. Вариант У, не учитывающий погрешности навигационного решения, превышает номинал в 2,6 раза по совокупности критериев и в 3,5 раза по критерию окна, для которого доля эпох со срабатыванием составляет 0,0354 при номинальных 0,01.

Наименьший скачок положения ОТ, обнаруживаемый по критерию (4.6) при вероятности ложной тревоги 10^{-5} , составляет 8,53, 9,73 и 8,23 элемента матрицы для вариантов А, Б и У. Расхождение не превышает 14 %, поэтому преимущество предлагаемой модели состоит не в повышении чувствительности алгоритмов обнаружения, а в приведении интенсивности ложных срабатываний к назначенному уровню и в согласованности прогнозируемой неопределенности.

Полученные результаты подтверждают, что учет погрешностей навигационного решения в уравнении измерений ОЭС по (2.46) не повышает достигаемую точность

оценивания, но обеспечивает соответствие прогнозируемой неопределенности фактической во всем рассматриваемом диапазоне дальностей. Упрощения модели сохраняют работоспособность оценщика на больших дальностях и приводят к занижению прогнозируемой неопределенности на дальностях менее 1500 м, то есть именно там, где решения логики предупреждения столкновений наиболее чувствительны к качеству входных данных.

Таким образом, приведенные в п. 5.2.1 результаты моделирования подтверждают первое положение, выносимое на защиту, в части соответствия прогнозируемой точности фактической на всем диапазоне дальностей работы ОЭС от 0 до 5000 м (нормированная квадратичная ошибка от 0,98 до 1,10 и отношение фактического СКО к прогнозируемому поперек линии визирования от 1,00 до 1,21, таблица 5.6, рисунки 5.2 и 5.3) и в части снижения вероятности ложной сигнализации в 4 раза по сравнению с упрощенной моделью (25 ложных срабатываний для предлагаемой модели и 108 для упрощенной на 4100 эпох, таблица 5.7).

5.2.2 Оценка влияния модификации уравнения фильтра Калмана на качество оценивания в некооперативном режиме

Целью эксперимента является оценка влияния модификации уравнения фильтра Калмана на качество оценивания в некооперативном режиме по сравнению с базовым фильтром Калмана, в том числе, при наличии маневра ВС-нарушителя. Под модифицированным будем понимать фильтр, в котором в уравнение (3.21) введено слагаемое (3.20) при номинальной интенсивности.

Эксперимент выполнен на двух сценариях. В первом ВС-нарушитель следует прямолинейно и равномерно, и отклонение фактического движения от модели вызвано только переносным ускорением по (3.19). Во втором ВС-нарушитель выполняет маневр, отвечающий СКО ускорения $0,6 \text{ м/с}^2$, то есть номинальному значению. Маневр уклонения собственного БВС в этом эксперименте не выполняется, контур разомкнут по управлению, и предметом рассмотрения служит исключительно оценщик. Условия эксперимента приведены в таблице 5.8.

Таблица 5.8 – Условия проведения эксперимента

Условие	Значение
Режим наблюдения	Некооперативный, канал АЗН-В выключен
Сценарии	Прямолинейный полет ВС-нарушителя; маневр ВС-нарушителя
Интенсивность шума модели движения ОТ	0; 0,6 м/с ² ; 1,8 м/с ²
Реализаций на сочетание сценария и уровня	200
Всего прогонов	1200
Интервалы обработки	W0 от 60 до 150 с (до маневра); W1 от 150 до 207 с (маневр); W2 от 207 до 267 с (после маневра)
Эпох на сценарий, всего и после отбора	198 000; 175 121 при прямолинейном полете и 86 716 при маневре
Маневр уклонения собственного БВС	Не выполняется
Принятый диапазон согласованности прогнозируемого и фактического СКО	От 0,8 до 2,0
Число степеней свободы при нормировании	Два, по двум горизонтальным координатам

Согласованность оценивания характеризуется осредненной по ансамблю нормированной квадратичной ошибкой оценки, определяемой соотношением (5.18):

$$ANEES_k = \frac{1}{M} \sum_{i=1}^M NEES_k^i, \quad (5.18)$$

где М – число прогонов; нормированная квадратичная ошибка отдельного прогона определена соотношением (5.15).

Номинальное значение осредненной величины $ANEES_k$ равно числу степеней свободы, принятому равным двум. Второй показательной характеристикой служит отношение прогнозируемого оценщиком СКО ошибки оценки координат ВС-нарушителя к фактическому, вычисляемое по (5.16) и приводимое отдельно по большой и малой осям эллипса неопределенности.

Поведение $ANEES_k$ и СКО ошибок оценок во времени приведено на рисунках 5.6 и 5.7 для прямолинейного полета и для маневра ВС-нарушителя соответственно. На нижних графиках сплошными линиями показано фактическое СКО ошибки оценки координат ВС-нарушителя, штриховой линией – рассчитанной оценщиком.

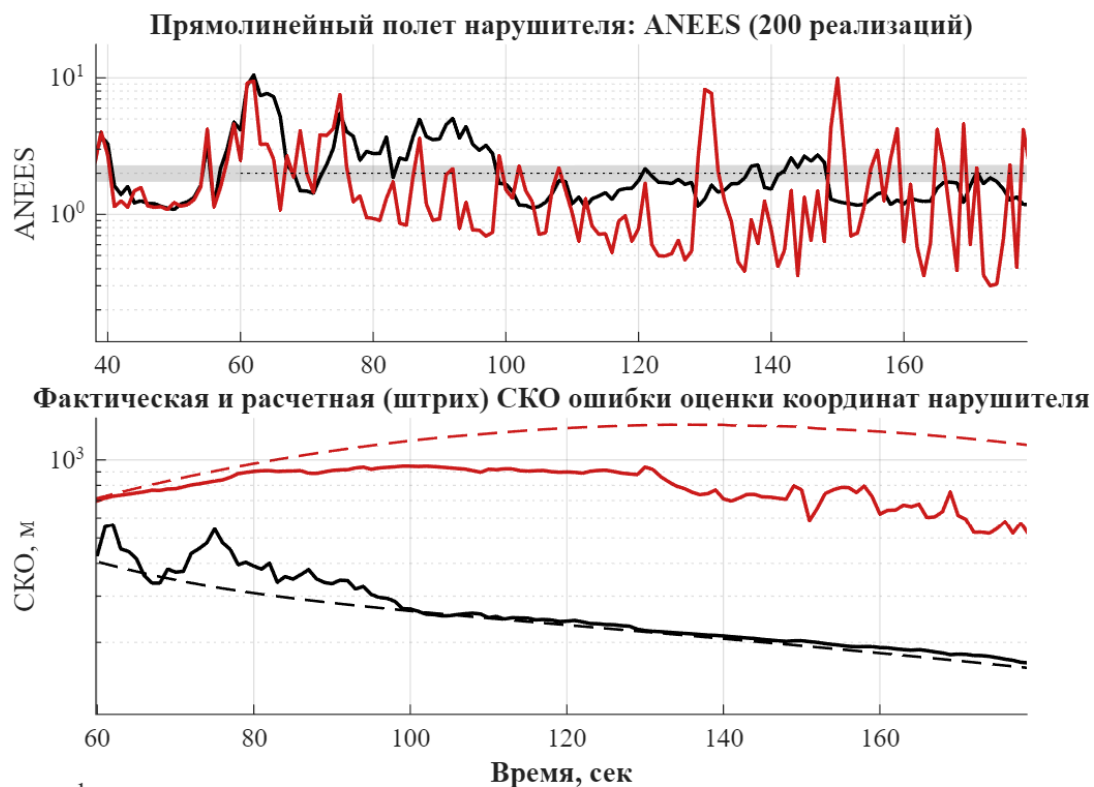


Рисунок 5.6 – Качество оценивания при прямолинейном полете ВС-нарушителя

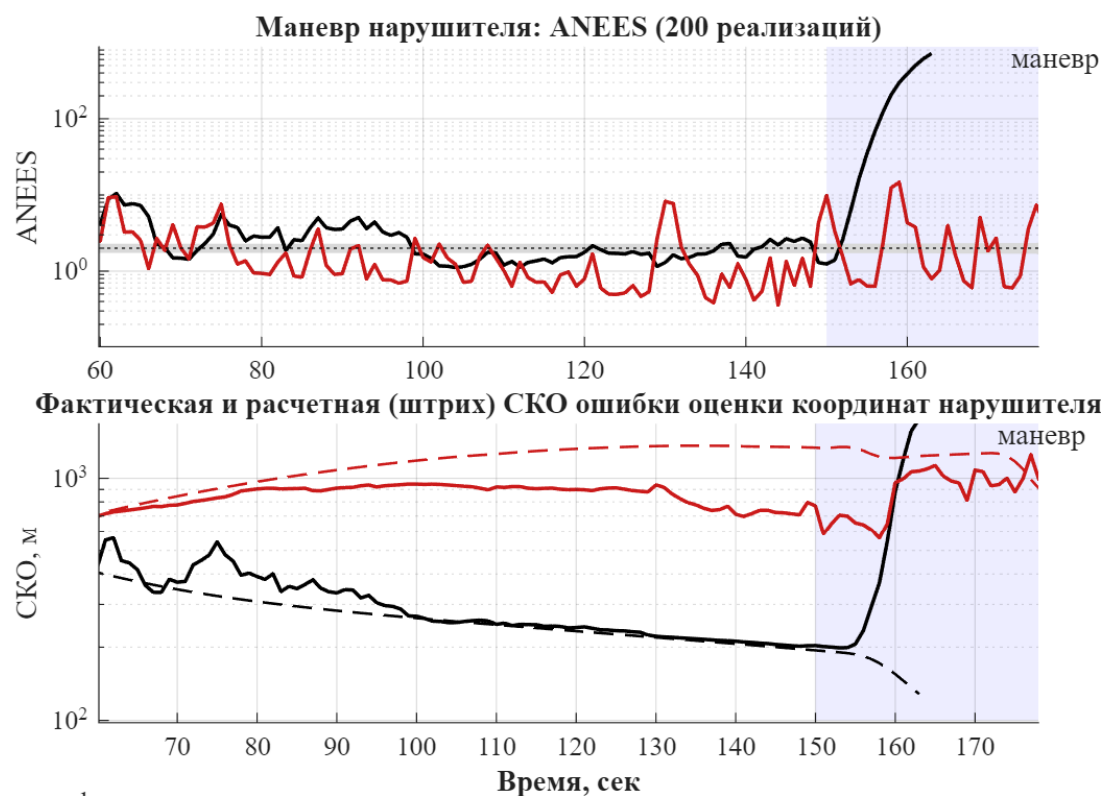


Рисунок 5.7 – Качество оценивания при маневре ВС-нарушителя

Численные результаты для прямолинейного полета ВС-нарушителя приведены в таблице 5.9, для маневра ВС-нарушителя – в таблице 5.10. В первом столбце таблиц

приведены результаты для базового (без модификации) варианта оценителя. Во втором столбце приведены результаты для модифицированного оценителя при номинальной интенсивности шума модели динамики ВС-нарушителя $0,6 \text{ м/с}^2$, назначенной по динамическим ограничениям класса наблюдаемого ВС-нарушителя согласно п. 3.3. В третьем столбце приведены результаты для модифицированного оценителя при вдвое большей интенсивности шума модели динамики ВС-нарушителя ($1,8 \text{ м/с}^2$).

Таблица 5.9 – Результаты при прямолинейном полете ВС-нарушителя

Показатель	Оценитель без модификации	Модификация, номинальная интенсивность	Модификация, трехкратная интенсивность
Интенсивность шума модели, м/с^2	0	0,6	1,8
Прогонов, из них с потерей сопровождения	200, из них 0	200, из них 20	200, из них 88
Медианный момент потери сопровождения, с	потери нет	129	148
ANEES на W0 (норма 2)	2,63	1,81	1,91
ANEES на W1 (норма 2)	1,45	1,76	2,39
ANEES на W2 (норма 2)	1,37	1,37	1,99
Отношение расчетного СКО к фактическому на W0	0,87	1,36	1,57
То же на W1 (диапазон от 0,8 до 2,0)	0,95	2,10	3,19
То же на W1 по малой оси	1,77	0,80	0,65
RMS погрешности на W0, м	313,9	858,2	1017,8
Наибольшая RMS на W1 и W2, м	203,1	794,9	989,0
Отношение RMS на W1 и W2 к базовому варианту, медиана	1,000	3,370	5,335
То же, 95-процентный промежуток	от 1,000 до 1,000	от 2,848 до 3,999	от 4,094 до 6,508
Средний NIS на W1 (норма 2)	1,77	1,62	1,52
Срабатываний контроля целостности на W1 и W2, эпох	0 из 23 400	0 из 21 174	0 из 13 730

При прямолинейном полете ВС-нарушителя базовый вариант точнее модифицированного: при номинальной интенсивности шума модели ухудшение точности составляет 3,37 раза, при трехкратной интенсивности ухудшение достигает 5,34 раза. С другой стороны, прогнозируемая базовым вариантом неопределенность на интервале W0 оптимистична: отношение прогнозного СКО к фактическому составляет 0,87, тогда как у

модифицированного варианта оно составляет 1,36. На интервале W1 базовый вариант дает 0,95 и остается в принятом диапазоне, модифицированный дает 2,10 и выходит за его верхнюю границу незначительно, тогда как трехкратная интенсивность дает 3,19. Наибольшее СКО погрешности оценки на интервалах W1 и W2 составляет 203,1 м у базового варианта и 794,9 м у модифицированного, а медиана отношения RMS модифицированного и базового вариантов по реализациям составляет 3,37 при 95-процентном промежутке от 2,85 до 4,00.

Модификация вносит второе ограничение, не видимое на рисунке 5.6. При прямолинейном полете сопровождение утрачивается в 20 реализациях из 200 при номинальной интенсивности и в 88 из 200 при трехкратной, тогда как при базовом варианте потерь нет ни в одной реализации. Причина такого эффекта состоит в том, что возрастание априорной ковариации между эпохами расширяет область поиска и при слабой наблюдаемости дальности допускает уход оценки. Эта особенность ограничивает выбор интенсивности шума модели динамики сверху, тогда как снизу его ограничивает состоятельность при маневре, рассматриваемая далее.

Численные результаты для эксперимента с маневром ВС-нарушителя приведены в таблице 5.10.

Таблица 5.10 – Результаты при маневре ВС-нарушителя

Показатель	Оценитель без модификации	Модификация, номинальная интенсивность	Модификация, трехкратная интенсивность
Интенсивность шума модели, м/с^2	0	0,6	1,8
Прогонов, из них с потерей сопровождения	200, из них 200	200, из них 200	200, из них 200
Медианный момент потери сопровождения, с	163	177	177
ANEES на W0 (норма 2)	2,63	1,81	1,91
ANEES на W1 (норма 2)	213	3,80	3,09
ANEES на W2 (норма 2)	не определена	не определена	3,58
Отношение рассчитанного СКО к фактическому на W0	0,87	1,36	1,57
То же на W1 (диапазон от 0,8 до 2,0)	0,27	1,41	2,49
То же на W1 по малой оси	0,08	0,58	0,58
RMS погрешности на W0, м	1754,5	1559,2	1541,4
Средний NIS на W1 (норма 2)	26,9	2,32	2,01
Срабатываний контроля целостности на W1 и W2, эпох	817 из 2617	0 из 4758	0 из 3852

При маневре ВС-нарушителя базовый вариант теряет состоятельность. Осредненная нормированная квадратичная ошибка на интервале маневра достигает 213 при норме 2, отношение прогнозного СКО к фактическому падает до 0,27, то есть прогнозная неопределенность занижена почти вчетверо, а по малой оси эллипса неопределенности до 0,08, то есть более чем на порядок. Средняя нормированная квадратичная форма невязки составляет 26,9 при норме 2, что означает несоответствие невязок расчетной матрицы их рассеивания. Модифицированный вариант при номинальной интенсивности дает 3,80 по осредненной квадратичной ошибке, 1,41 по отношению СКО, то есть остается в принятом диапазоне, и 2,32 по нормированной квадратичной форме невязки.

Утрата состоятельности базового варианта проявляется в ложных срабатываниях алгоритма контроля целостности. На интервалах W1 и W2 базовый вариант дает 817 срабатываний на 2617 эпох, то есть 31 % эпох, тогда как модифицированный вариант не дает ни одного при любой из двух ненулевых интенсивностей. По условиям срабатывания распределены следующим образом: условие приращения не сработало ни разу, условие среднего дало 727 срабатываний, условие суммы по окну 817; эпохи, на которых сработали оба оконных условия, учтены в общем числе однократно. Такое распределение

закономерно, так как маневр ВС-нарушителя не создает скачка измерения, а порождает расхождение между действительным движением и принятой моделью, накапливающееся на промежутке окна. Такую сигнализацию можно принять ложной в том смысле, что измерения ОЭС в действительности не искажены, а несоответствие порождено моделью движения оценщика.

Следует оговорить, что модификация не удерживает сопровождение при маневре: сопровождение утрачивается во всех 200 реализациях при обеих ненулевых интенсивностях так же, как и при базовом варианте, а медианный момент утраты отодвигается со 163 до 177 с, то есть на 14 с. Модификация сохраняет состоятельность прогнозной ковариации и исключает ложные срабатывания на промежутке до утраты сопровождения, но не заменяет собой перестройки структуры оценщика при утрате сопровождения (п. 2.4).

Сопоставление двух сценариев определяет выбор интенсивности. Номинальное значение $0,6 \text{ м/с}^2$ удовлетворяет требованиям обоих сценариев: при маневре оно удерживает отношение прогнозного отклонения к фактическому в пределах принятого диапазона, при прямолинейном полете ухудшает точность в 3,37 раза и выводит отношение за верхнюю границу диапазона лишь на 0,10. Трехкратное значение при маневре даст 2,49, а при прямолинейном полете 3,19 и утрату сопровождения в 44 % реализаций, вследствие чего не может быть принято. Нулевое значение при прямолинейном полете предпочтительно по всем показателям, но при маневре недопустимо. Назначение интенсивности исходя из динамических ограничений класса наблюдаемого ВС-нарушителя, предложенное в п. 3.3, получает тем самым численное подтверждение как единственно возможный способ выбора.

Таким образом, приведенные в п. 5.2.2 результаты моделирования подтверждают третье положение, выносимое на защиту, в части исключения ложных срабатываний контроля целостности, возникающих без модификации на 31 % эпох (817 из 2617 эпох на интервалах W1 и W2 при маневре ВС-нарушителя, таблица 5.10), и в части сохранения при маневре согласованности прогнозной неопределенности с фактической в пределах диапазона от 0,8 до 2,0 (отношение 1,41 при номинальной интенсивности шума модели, таблица 5.10, рисунок 5.7). Ограничение модифицированного оценщика определяется ухудшением точности при прямолинейном полете в 3,37 раза и утратой сопровождения в 10 % реализаций этого сценария (таблица 5.9, рисунок 5.6).

5.2.3 Исследование качества формирования начальной матрицы ковариации блока ВС-нарушителя при инициализации некооперативного измерителя

Предметом настоящего пункта является количественная проверка стохастической модели учета связей между параметрами вектора состояния и шумами измерений при инициализации ОТ (п. 3.4). Исследование решает три задачи: сопоставление трех способов формирования начальной матрицы ковариации $P_{\bar{e}_{x_{O_j}}}(t_0)$ по достигаемым характеристикам эллипсоида неопределенности и по метрикам точности п. 4.3; контроль корректности программной реализации соотношений (3.33), (3.43), (3.44) и оценку погрешности их линеаризации; оценку влияния структуры начальной матрицы на темп сходимости контура СПС на последующих эпохах.

Условия моделирования приняты следующими. ОЭС характеризуется фокусным расстоянием $f = 0,006$ м и шагом элемента матрицы 4,54 мкм, откуда коэффициент пропорциональности $k = 220\,264$ пикс/м и $kf = 1321,59$ пикс; угловой размер элемента матрицы составляет $1/kf = 0,757$ мрад (156 угл. с) и служит масштабом для пересчета угловых величин в пиксельные. Общими для всех сценариев являются СКО определения координат БВС по данным БИНС, равное 5 м в горизонтальной плоскости и 3 м по высоте, положение ОТ на снимке $P_{x'}^0 = 237$ пикс, $P_{y'}^0 = -145$ пикс. Рассмотрены три сценария, охватывающие характерный диапазон дальностей обнаружения ВС-нарушителя средствами ОЭС; их частные условия приведены в таблице 5.11.

Таблица 5.11 – Условия численного исследования

Параметр	Сценарий А	Сценарий Б	Сценарий В
Характер обстановки	дальнее обнаружение	типовое сопровождение (число выбрана близкой к границе нарушения условия LoWC)	ближняя зона (близко к границе NMAC)
Дальность до ОТ, м	5000	1500	500
Относительная погрешность оценки дальности k_D	40 %	20 %	10 %
Масштабный коэффициент N , м/пикс	3,7	1,11	0,37
СКО масштабного коэффициента $\sigma_{\delta N}$, м/пикс	1,48	0,22	0,037

Параметр	Сценарий А	Сценарий Б	Сценарий В
СКО погрешности ориентации, мрад	1,0	0,5	0,5
СКО положения ОТ, мрад / пикс	0,3 / 0,3965	0,2 / 0,2643	0,2 / 0,2643
СКО независимой оценки дальности для способа по п. 3.4.2, м	150	100	50

Для варианта инициализации по данным АЗН-В границы точности, соответствующие категориям качества по DO-260В, приведены в таблице 5.5 и пересчитываются в СКО по (3.52). Задержка данных АЗН-В принята равной $\tau = 1,5$ с.

Методика исследования включает расчет по соотношениям п. 3.4 и процедуру статистической проверки. Статистическая проверка предназначена для оценки погрешности линеаризации и построена по парной схеме с общими случайными числами: для каждой реализации по одному и тому же набору случайных величин вычисляются как точное значение погрешности привязки по (3.24), так и ее линейное приближение по (3.33), после чего оценивается относительное смещение дисперсий по направлениям линии визирования и двум ортогональным ей. Общие случайные числа устраняют основную часть выборочной изменчивости, вследствие чего при числе реализаций $K = 2 \cdot 10^6$ достижимая чувствительность оценки смещения составляет около 10^{-7} , тогда как прямое моделирование потребовало бы для той же чувствительности объема выборки порядка $2 \cdot 10^{11}$ реализаций. Расчет повторяется при трех начальных состояниях генератора для контроля независимости результата от датчика случайных чисел.

Результаты расчета отдельных вкладов источников погрешности в диагональ матрицы C_{RR} по (3.43) для сценария Б приведены в таблице 5.12.

Таблица 5.12 – Вклады источников погрешности в дисперсии координат ОТ, м²

Источник	δR_1^0	δR_2^0	δR_3^0	Доля
Погрешности БИНС, $J_B S_k^B J_B^T$	22,2	24,6	13,3	0,07 %
Шумы ОЭС, $J_V R_V^O J_V^T$	0,068	0,053	0,051	0,0002 %
Погрешность масштаба, $J_N J_N^T \sigma_{\delta N}^2$	6321,7	40853,6	42824,8	99,93 %
Итого C_{RR}	6344,0	40878,2	42838,1	100 %

При оптической инициализации погрешность привязки практически целиком определяется погрешностью априорной оценки дальности. Отсюда следует, что качество инициализации в некооперативном режиме определяется не характеристиками ОЭС, а тем, насколько корректно априорная неопределенность дальности отражена в структуре матрицы ковариации – вклады БИНС и шумов ОЭС при этом существенно меньше.

Результаты расчета не зависят от выбора единиц измерения координат на снимке. Действительно, $J_N \sigma_{\delta N_j} = \Delta \bar{R}_j k_D$ и $J_V \sigma_{P'} = N_j [\bar{a}_1 \bar{a}_2] \sigma_{P'}$ от kf не зависят: при переходе от пиксельных координат к нормированным (угловым) величины N_j , $\sigma_{\delta N_j}$ и $\sigma_{P'}$ изменяются в kf раз, а якобианы изменяются обратно пропорционально. Поэтому блок координат матрицы (3.43) и все приводимые ниже характеристики инвариантны к параметризации изображения; от нее зависят только элементы, содержащие δN_j , то есть последние строка и столбец матрицы (3.48). Входящей в модель величиной является относительная погрешность оценки дальности k_D , а не СКО положения ОТ в пикселях.

Характеристики эллипсоида неопределенности, получаемые тремя способами для сценария Б, приведены в таблице 5.13. Для способа по п. 3.4.1 матрица $D_{\bar{e}_{x_{O_j}}}$ принята равной диагонали точного решения, что соответствует наиболее благоприятной для этого способа трактовке; для способа по п. 3.4.2 привлечена независимая оценка дальности с СКО 100 м, обрабатываемая по (3.58). Под СКО поперек линии визирования здесь и далее понимается меньшая из двух полуосей эллипсоида неопределенности в плоскости, ортогональной линии визирования.

Таблица 5.13 – Характеристики $P_{\bar{e}_{x_{O_j}}}(t_0)$ для сценария Б

Характеристика	Способ 1	Способ 2	Способ 3
СКО вдоль линии визирования, м	198,5	94,9	300,0
СКО поперек линии визирования, м	94,09	3,97	3,97
Отношение полуосей эллипсоида	2,1	23,9	75,5
Коэффициент корреляции δR_1^0 и δN	0,000	0,983	0,998
$HFOM^{OЭС}$, м	468,3	149,4	471,1

Способ п. 3.4.1 при принятой наиболее благоприятной трактовке воспроизводит суммарную дисперсию, а вместе с нею и метрику $HFOM^{OЭС}$, являющуюся следовой, с

приемлемой точностью, однако распределяет ее по направлениям некорректно: поперечная составляющая завышена в 23,7 раза, продольная занижена в 1,5 раза, а корреляция погрешности координат с погрешностью масштаба утрачена полностью. Способ по п. 3.4.2 при наличии независимой оценки дальности дает закономерное уточнение по сравнению со способом по п. 3.4.3. Сводные результаты по трем сценариям приведены в таблице 5.14.

Таблица 5.14 – Сводные результаты расчета по трем сценариям

Сценарий	Способ	СКО вдоль ЛВ, м	СКО поперек ЛВ, м	Отношение полуосей	$\rho(\delta R_1^0, \delta N)$
А (5000 м)	3.4.1	1322,7	626,02	2,1	0,000
	3.4.2	149,6	6,50	23,0	0,985
	3.4.3	2000,0	6,50	307,7	1,000
Б (1500 м)	3.4.1	198,5	94,09	2,1	0,000
	3.4.2	94,9	3,97	23,9	0,983
	3.4.3	300,0	3,97	75,5	0,998
В (500 м)	3.4.1	33,4	16,75	2,0	0,004
	3.4.2	35,4	3,90	9,1	0,893
	3.4.3	50,2	3,90	12,9	0,943

Характер расхождения устойчив во всем диапазоне дальностей и усиливается с ее ростом: в сценарии А поперечная составляющая, вычисленная способом 1, завышена в 96 раз. Объясняется это тем, что с ростом дальности эллипсоид неопределенности вытягивается, отношение полуосей возрастает с 12,9 до 307,7, а диагональное представление принципиально не способно воспроизвести сильно вытянутый эллипсоид произвольной ориентации.

Результаты оценки погрешности линеаризации приведены в таблице 5.15.

Таблица 5.15 – Оценка погрешности линеаризации по парной схеме, $K = 2\,000\,000$

Сценарий	Смещение дисперсии вдоль ЛВ	Смещение дисперсии поперек ЛВ	Оценка по (3.60)	СКО оценки
А	от $-2,0 \cdot 10^{-6}$ до $-2,3 \cdot 10^{-6}$	от $9,02 \cdot 10^{-2}$ до $9,46 \cdot 10^{-2}$	$9,47 \cdot 10^{-2}$	$1,5 \cdot 10^{-7}$ (ЛВ) $6,6 \cdot 10^{-4}$ (поперек)
Б	от $-5,2 \cdot 10^{-7}$ до $-7,0 \cdot 10^{-7}$	от $1,20 \cdot 10^{-3}$ до $1,41 \cdot 10^{-3}$	$1,43 \cdot 10^{-3}$	$1,0 \cdot 10^{-7}$ (ЛВ) $5,3 \cdot 10^{-5}$ (поперек)

Сценарий	Смещение дисперсии вдоль ЛВ	Смещение дисперсии поперек ЛВ	Оценка по (3.60)	СКО оценки
В	от $-5,2 \cdot 10^{-7}$ до $-7,0 \cdot 10^{-7}$	от $2,6 \cdot 10^{-5}$ до $5,5 \cdot 10^{-5}$	$4,11 \cdot 10^{-5}$	$1,0 \cdot 10^{-7}$ (ЛВ) $8,7 \cdot 10^{-6}$ (поперек)

Вдоль линии визирования, то есть по направлению, определяющему более 99,9 % полной дисперсии, относительное смещение дисперсии, вносимое линеаризацией, не превышает по модулю $2,3 \cdot 10^{-6}$ и воспроизводится при смене начального состояния генератора случайных чисел. Смещение следа матрицы не превышает $1,4 \cdot 10^{-7}$. Поперек линии визирования смещение имеет положительный знак, то есть линейная модель занижает поперечную дисперсию, и достигает 9,5 % в сценарии А; при этом оно с точностью до выборочной погрешности совпадает с оценкой по замкнутому соотношению (3.60), что подтверждает как происхождение расхождения, так и правильность самой поправки. Поскольку поперечная дисперсия в сценарии А почти на пять порядков меньше продольной, указанное смещение не влияет ни на характеристики эллипсоида неопределенности, ни на метрики точности п. 4.3; учет поправки (3.60) целесообразен лишь при работе на предельных дальностях обнаружения с грубой априорной оценкой дальности.

Практическое значение корректного формирования $P_{\bar{x}_{0j}}(t_0)$ определяется тем, что матрица коэффициентов усиления оценщика на последующих эпохах зависит от структуры этой матрицы, а не только от ее следа. При перемещении БВС относительно ОТ возникает база фотографирования, и оптические измерения следующей эпохи позволяют уточнить дальность путем триангуляции, но лишь в том случае, если начальная матрица ковариации правильно указывает направление, в котором сосредоточена неопределенность. Результаты для базы 120 м, ортогональной линии визирования, приведены в таблице 5.16.

Таблица 5.16 – Уточнение дальности на второй эпохе измерений ОЭС

Сценарий	Способ	СКО дальности до второй эпохи, м	СКО дальности после, м	Снижение
А (5000 м)	1	1322,7	1127,0	15 %
	3	2000,0	291,1	85 %
Б (1500 м)	1	198,5	159,3	20 %
	3	300,0	55,8	81 %
В (500 м)	1	33,4	23,2	30 %
	3	50,2	17,6	65 %

При инициализации способом по п. 3.4.3 оценщик снижает погрешность определения дальности на 65–85 % уже на второй эпохе, тогда как при инициализации способом по п. 3.4.1 снижение составляет лишь 15–30 %. Таким образом, диагональная матрица не указывает оценщику направление, вдоль которого сосредоточена неопределенность, и триангуляционная информация используется лишь частично, а структура начальной матрицы ковариации непосредственно определяет темп сходимости контура СПС и, через метрики п. 4.3, размеры защитных зон.

Характеристики матрицы ковариации при различных источниках априорной оценки, формируемых по (3.52) – (3.56), приведены в таблице 5.17. Поперечная составляющая приведена двумя значениями, отвечающими меньшей и большей полуоси эллипсоида неопределенности в плоскости, ортогональной линии визирования.

Таблица 5.17 – Характеристики матрицы ковариации при различных источниках априорной оценки

Вариант	СКО вдоль ЛВ, м	СКО поперек ЛВ, м	$HFOM^{OЭС}$, м
Способ по 3.4.3 (только ОЭС, $k_D = 0,20$)	300,03	3,97 / 5,06	471,14
Только АЗН-В, $NAC_p = 9, NAC_v = 2$	17,27	12,39 / 19,64	35,05
Способ по 3.4.2: АЗН-В и ОЭС	14,64	3,71 / 4,74	24,78
Только АЗН-В, $NAC_p = 8, NAC_v = 1$	33,60	30,28 / 38,49	108,85
Способ по 3.4.2: АЗН-В и ОЭС	30,26	3,75 / 5,08	49,07
Только АЗН-В, $NAC_p = 10, NAC_v = 3$	5,76	4,13 / 6,55	11,68
Способ 3.4.2: АЗН-В и ОЭС	5,09	3,23 / 3,30	10,10

Результаты показывают, что совместная обработка действует в обе стороны и потому не сводится к простому заимствованию дальности из АЗН-В. По дальности выигрывает применение ОЭС: СКО определения дальности снижается с 300,03 м при автономной оптической инициализации до 14,64 м, то есть в двадцать раз, и именно это снятие пеленгационной неопределенности составляет основной эффект способа по 3.4.2. По направлению, напротив, выигрывает применение канала АЗН-В: поперечная составляющая снижается с 12,39 / 19,64 м до 3,71 / 4,74 м, поскольку оптические измерения задают

направление на нарушителя существенно точнее, чем разность абсолютных координат, вычисленная по АЗН-В и БИНС. Суммарно метрика $HFOM^{OЭC}$ снижается с 471,14 м при использовании только ОЭС и 35,05 м при использовании только АЗН-В до 24,78 м при совместной обработке, то есть совместная обработка превосходит каждый из источников по отдельности. При более грубой категории $NAC_p = 8$ выигрыш сохраняется: поперечная составляющая улучшается с 30,28 / 38,49 до 3,75 / 5,08 м, а $HFOM^{OЭC}$ снижается со 108,85 до 49,07 м.

Отдельного внимания заслуживает структура матрицы R_{Σ} (3.40). Для рассмотренных условий эквивалентное СКО углового измерения составляет 3,28 и 2,70 мрад, тогда как собственный шум ОЭС равен 0,2 мрад. Различие более чем на порядок объясняется составом (3.40): в нем доминирует вклад погрешности определения координат БВС, который на дальности D пересчитывается в угловую меру как σ_R^B/D и при $\sigma_R^B = 5$ м, $D = 1500$ м дает 3,3 мрад. Отсюда следует вывод, существенный для формирования требований к аппаратной части ИИФ СПС: в кооперативном режиме точность совместной обработки ограничена не разрешающей способностью ОЭС, а точностью определения координат собственного БВС, поскольку АЗН-В передает абсолютные координаты нарушителя, тогда как ОЭС измеряет направление относительно БВС, и приведение их к общей системе координат вносит погрешность БИНС в полном объеме. Повышение разрешающей способности ОЭС свыше примерно 1 мрад в этом режиме выигрыша не дает. Указанное соотношение зависит от дальности: эквивалентный угловой шум составляет около 10 мрад на дальности 500 м, 3,3 мрад на 1500 м и 1,0 мрад на 5000 м, то есть требования к ОЭС ужесточаются с ростом дальности обнаружения.

Разрешающая способность контроля согласованности (3.59) определяется матрицей S . Для условий сценария Б при $NAC_p = 9$ СКО невязки составляет 13,0 и 17,1 пикс, что соответствует минимальному обнаруживаемому боковому расхождению между априорным и наблюдаемым положением ОТ порядка 63 м при $\alpha = 0,001$. Результаты приведены в таблице 5.18.

Таблица 5.18 – Обнаружение несоответствия априорной оценки и оптических измерений

Боковое расхождение, м	Невязка, пикс	Отношение к СКО невязки	Решение при $\alpha = 0,001$
20	17,6	1,2	принимается
50	44,1	2,9	принимается
100	88,1	5,9	отбраковка
200	176,2	11,7	отбраковка

Боковое расхождение, м	Невязка, пикс	Отношение к СКО невязки	Решение при $\alpha = 0,001$
500	440,5	29,3	отбраковка

Для полной матрицы ковариации блока ОТ размера 7×7 (3.48) при $V_{\max} = 130$ м/с, $\dot{W}_{\max} = 15$ м/с, СКО определения путевой скорости БИНС 0,1 м/с и коэффициенты корреляции погрешностей координат и скорости БИНС 0,3 получены СКО определения скорости ОТ 82,0; 89,9 и 46,6 м/с по осям ДГСК. Вклад погрешностей БИНС в дисперсию при этом составляет $4,6 \cdot 10^{-6}$ от полной, а максимальный по модулю коэффициент взаимной корреляции погрешностей координат и скорости ОТ не превышает $2,1 \cdot 10^{-5}$, что подтверждает вывод п. 3.4.3 о практической развязанности блоков координат и скорости на эпохе инициализации.

Результаты проведенного исследования позволяют сформулировать следующие выводы.

Погрешность привязки ОТ при автономной инициализации на 99,93 % определяется погрешностью априорной оценки дальности, вклады погрешностей БИНС и шумов ОЭС на два-три порядка меньше, вследствие чего решающим для качества инициализации является не точность ОЭС, а корректность представления априорной неопределенности дальности в структуре матрицы ковариации.

Диагональное задание матрицы неопределенности привязки, отвечающее способу по 3.4.1, воспроизводит суммарную дисперсию и следовую метрику $HFOM^{OEC}$, но искажает распределение неопределенности по направлениям: поперечная составляющая завышена в 23,7 раза на дальности 1500 м и в 96 раз на дальности 5000 м, а корреляция погрешности координат с погрешностью масштаба утрачивается полностью.

Структура начальной матрицы ковариации непосредственно определяет темп сходимости контура СПС: при инициализации способом по 3.4.3 погрешность определения дальности снижается на второй эпохе измерений на 65–85 %, при инициализации способом 1 – лишь на 15–30 %.

Поперечная дисперсия занижается линейной моделью на величину, описываемую замкнутым соотношением (3.60) и достигающую 9,5 % на дальности 5000 м при относительной погрешности оценки дальности 40 %; на характеристики эллипсоида неопределенности и на метрики точности это смещение не влияет.

Совместная обработка данных АЗН-В и измерений ОЭС по способу по п. 3.4.2 превосходит каждый из источников по отдельности: СКО определения дальности снижается с 300,03 до 14,64 м по сравнению с автономной оптической инициализацией,

поперечная составляющая – с 12,39 / 19,64 до 3,71 / 4,74 м по сравнению с автономным использованием АЗН-В, метрика $HFOM^{OЭС}$ снижается с 471,14 и 35,05 м соответственно до 24,78 м. Выигрыш сохраняется и при категории $NAC_p = 8$.

В кооперативном режиме точность совместной обработки ограничена погрешностью определения места собственного БВС, а не разрешающей способностью ОЭС: эквивалентное СКО углового измерения составляет 3,3 мрад на дальности 1500 м при собственном шуме ОЭС 0,2 мрад. Требования к разрешающей способности ОЭС ужесточаются с ростом дальности обнаружения и составляют около 1 мрад для дальности 5000 м; дальнейшее их ужесточение выигрыша в этом режиме не дает.

Процедура контроля согласованности априорной оценки с оптическими измерениями обеспечивает для условий сценария Б обнаружение бокового расхождения от 63 м при вероятности ложной отбраковки 10^{-3} , что достаточно для отбраковки ошибочного сопоставления сообщения АЗН-В с наблюдаемой ОТ при типовом эшелонировании воздушных судов в поле зрения ОЭС.

Таким образом, приведенные в п. 5.2.3 результаты моделирования подтверждают второе положение, выносимое на защиту, в части снижения погрешности определения дальности на втором измерении ОЭС на величину от 65 до 85 % при снижении от 15 до 30 % для диагонального задания начальной матрицы (таблица 5.16), а также в части уменьшения погрешности определения положения, характеризуемой метрикой $HFOM_{OЭС}$, при наличии априорной информации АЗН-В в 1,4 раза по сравнению с использованием только данных АЗН-В (с 35,05 до 24,78 м) и в 19 раз по сравнению с использованием только ОЭС (с 471,14 до 24,78 м, таблица 5.17).

5.2.4 Исследование характеристик некооперативного режима СПС при безотказной работе ОЭС

Целью эксперимента служит оценка характеристик некооперативного режима СПС при безотказной работе ОЭС, проверка соответствия формируемых ИИФ метрик точности требованиям RTCA DO-365B и оценка влияния учета этих метрик логикой предупреждения столкновений на метрики безопасности LR и RR в сравнении с требованиями RTCA DO-396. Безотказной работой ОЭС здесь названо отсутствие вносимых искажений измерений, случайные погрешности измерителей при этом действуют в полном объеме, а разброс условий задается разыгрыванием точности контура навигации собственного БВС.

Эксперимент поставлен как парное сличение двух точек плана, различающихся учетом прогнозируемой неопределенности логикой предупреждения столкновений. В первой точке логике не передаются рассчитанные ОФК матрицы ковариации, и решение

принимается по оценкам как по точным величинам. Во второй точке они передаются в форме, установленной RTCA DO-365B для учета неопределенности входных данных. Алгоритм учета неопределенности входных данных (SUM) в библиотеке DAIDALUS описан в [32]. Обе точки проходят по одним и тем же реализациям возмущений, вследствие чего различие исходов относится к одному этому признаку.

Условия проведения эксперимента приведены в таблице 5.19.

Таблица 5.19 – Условия проведения эксперимента

Условие	Значение	Примечание
Режим наблюдения	некооперативный	Канал АЗН-В выключен, источником для логики СПС служит оценщик по измерениям ОЭС
Число сценариев конфликта	200	Сценарии построены так, что при невмешательстве СПС событие NMAC гарантировано
Реализаций на сценарий	25	Всего 5000 прогонов на точку плана
Число точек плана	2	Различаются учетом прогнозируемой неопределенности логикой СПС
Сличение точек плана	парное	Общие случайные числа, п. 5.1.1
СКО измерений места контура навигации	от 5 до 70 м	Разыгрывается равномерно по логарифму, служит осью абсцисс диаграмм
СКО измерений высоты	1 м	Закреплено
СКО измерений горизонтальной скорости	1 м/с	Закреплено
СКО измерений вертикальной скорости	0,1 м/с	Закреплено
СКО координат ОТ на кадре	1 пикс	Таблица 5.4
Относительная погрешность априорной дальности	0,02	Усечение разыгранной погрешности на уровне трех СКО
Начальные погрешности БИНС	разыгрываются	Модель п. 2.5
Вносимые искажения измерений	отсутствуют	Предмет п. 5.2.6
Момент выборки метрик	точка наибольшего сближения	Обоснование в п. 5.1.1
Рубеж построения диаграмм	1 морская миля	1852 м

Условие	Значение	Примечание
Порог зоны предупреждения	670,6 м	Некооперативный режим, 2200 футов
Радиус опасного сближения	152,4 м	500 футов

Разыгрывание СКО отклонения измерений места контура навигации в пределах от 5 до 70 м применяется для получения зависимости исхода встречи от качества навигационного обеспечения собственного БВС, выражаемого здесь метрикой HFOM. Эта величина откладывается по одной из осей диаграмм связи метрик, приводимых ниже. Погрешность взаимного положения складывается из погрешности места собственного БВС и погрешности определения положения ВС-нарушителя, и при таком разыгрывании первая составляющая изменяется в широких пределах, что и позволяет проследить ее влияние.

Типовой сценарий конфликта и результат вмешательства СПС проиллюстрированы на рисунке 5.8. Верхняя пара графиков отвечает встрече без вмешательства, при которой расстояние между ВС снижается до значений, отвечающих NMAC. Нижняя пара отвечает той же встрече при работающей СПС, когда наименьшее расстояние превышает 2500 м.

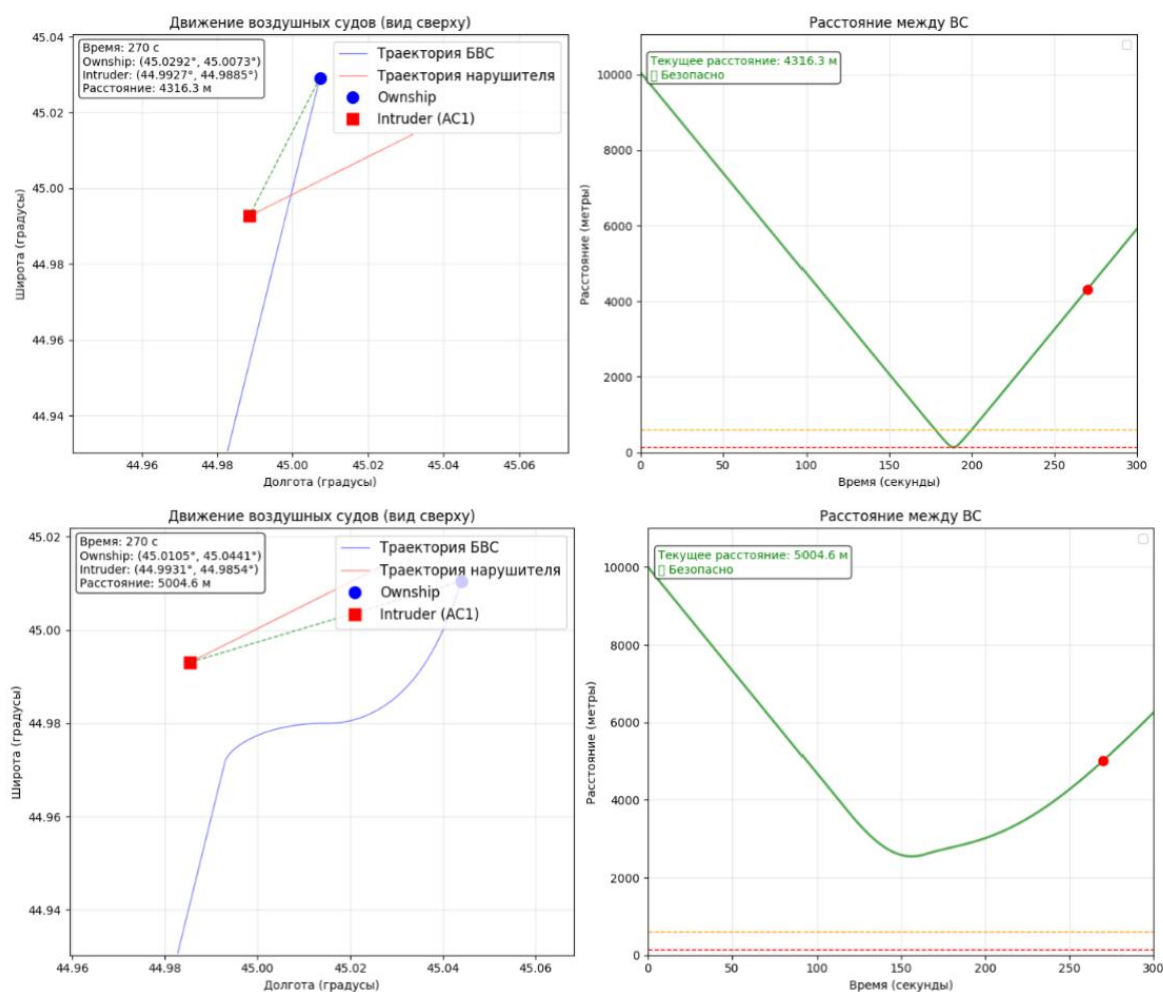


Рисунок 5.8 – Пример сценария конфликта и результата вмешательства СПС

Поведение метрик некооперативного канала во времени для одиночного прогона продемонстрировано на рисунке 5.9. Захват ОТ происходит на дальности около 5000 м, после чего защитный уровень HPL достигает наибольшего значения, превышающего 1100 м, и затем снижается по мере накопления статистики наблюдения. Метрики достигают требуемого уровня приблизительно через 70 с после захвата, и это время принято в качестве времени сходимости оценщика. Поскольку требования к точности определения положения ВС-нарушителя по данным ОЭС в действующих стандартах не установлены, для сопоставления приняты требования, установленные RTCA DO-365В для бортовой РЛС типа АТАR. В установившемся режиме фактическая погрешность согласуется с рассчитанными метриками, что подтверждает результаты п. 5.2.1 на полном сценарии.

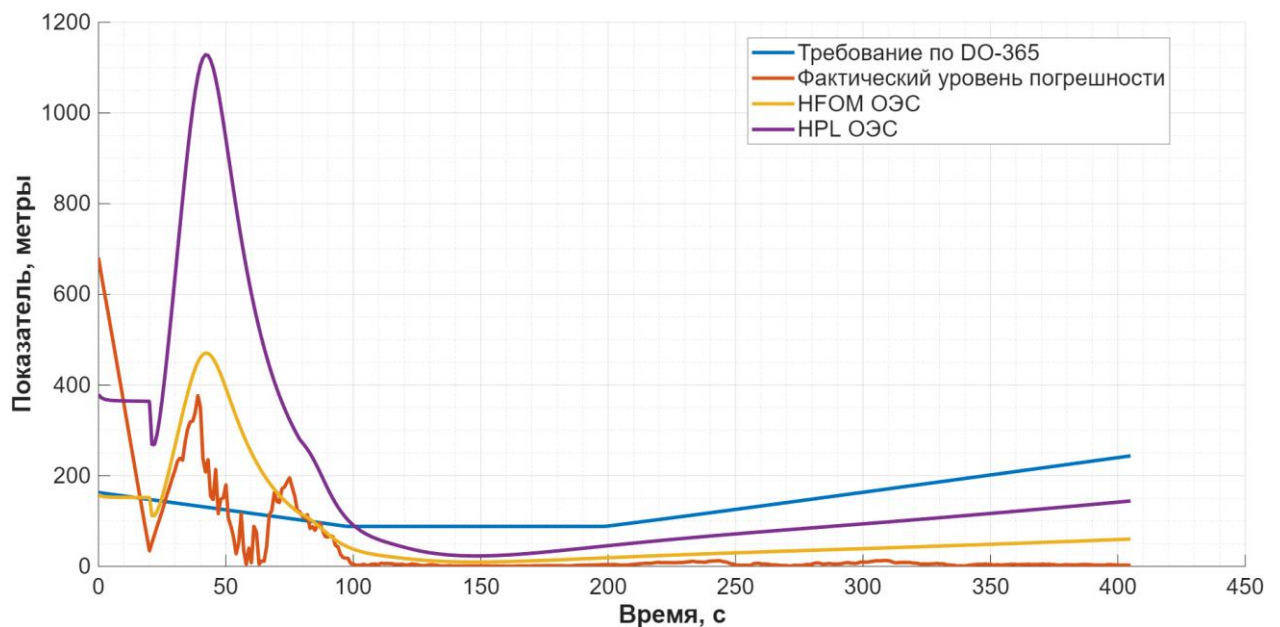


Рисунок 5.9 – Поведение метрик ИИФ некооперативного канала во времени

Время сходимости оценщика определяется не темпом поступления измерений, а наблюдаемостью дальности, которая при прямолинейном равномерном полете обоих ВС структурно отсутствует. Угловое движение линии визирования, создаваемое собственным маневром, восстанавливает наблюдаемость и сокращает время сходимости. На рисунке 5.10 приведен тот же прогон при выполнении маневра наблюдения, состоящего в развороте на 20 градусов с угловой скоростью 3 градуса в секунду, удержании 15 с, переходе на 20 градусов в противоположную сторону, повторном удержании 15 с и возврате на исходный курс. Время сходимости сокращается с 70 до 40 с, то есть в 1,75 раза. Выполнение такого маневра при захвате ОТ входит в число рекомендаций по применению разработанных алгоритмов ИИФ СПС.

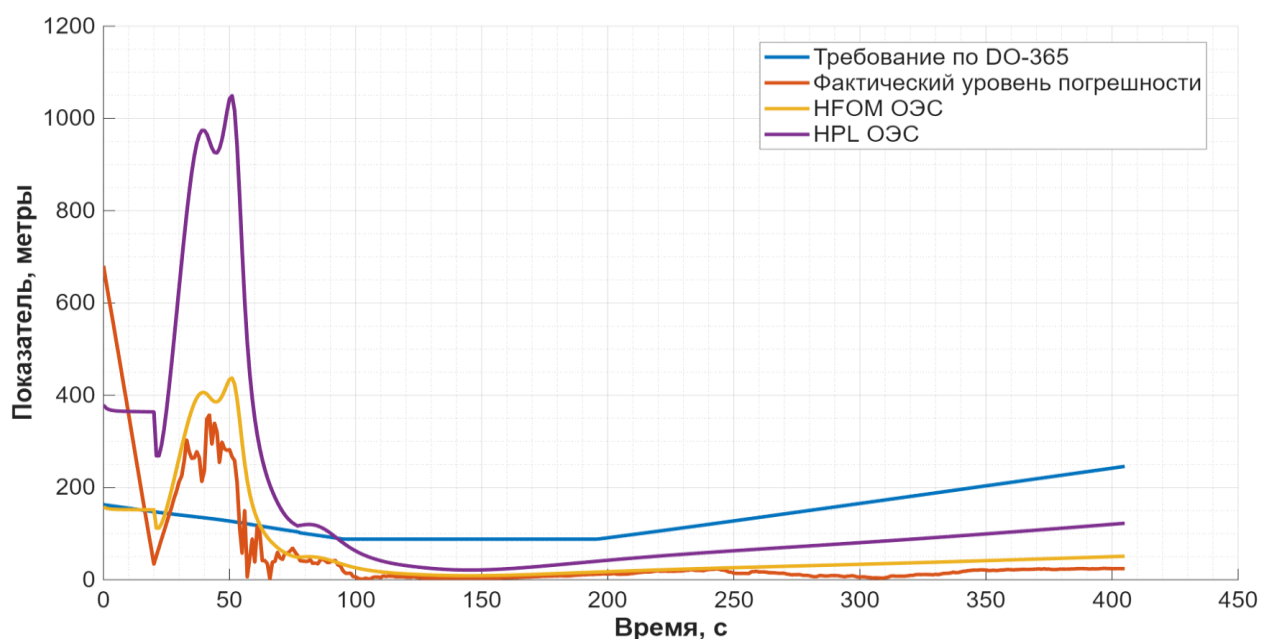


Рисунок 5.10 – Поведение метрик ИИФ некооперативного канала при выполнении маневра наблюдения

Поскольку характеристики комплексных авиационных систем зависят от геометрии сценария, характеристик измерителей и качества априорных данных, по отдельным прогонам невозможно сделать общие выводы о качестве работы системы. Статистические оценки искомых величин, приведенные далее, получены по ансамблю из 5000 прогонов на каждую точку плана, что отвечает требованиям DO-396 для минимальной выборки для оценки характеристик безопасности.

Метрики точности и целостности контура навигации собственного БВС, полученные по ансамблю в момент выборки, приведены в таблице 5.20.

Таблица 5.20 – Метрики контура навигации собственного БВС по ансамблю реализаций

Величина	Наименьшее	Медиана	Наибольшее
СКО ошибки определения координат, м	5,24	14,11	61,72
HFOM, м	2,85	7,27	21,64
VFOM, м	2,00	2,00	2,00
HVFM, м/с	0,069	0,150	0,349
VVFM, м/с	0,200	0,200	0,200
HPL, м	6,78	17,26	51,39
VPL, м	4,75	4,75	4,75
Отношение HFOM к метрике по шуму измерений	0,118	0,174	0,216

Отношение, приведенное последней строкой, представляет собой частное от деления полученной метрики на метрику, которая образовалась бы непосредственно по шуму измерений без привлечения показаний БИНС. Значение меньше единицы отвечает выигрышу от комплексирования, и медианное значение 0,174 соответствует снижению рассчитанной погрешности приблизительно в 5,7 раза. Вертикальные метрики постоянны, поскольку отвечающие им шумы измерений в эксперименте зафиксированы. Уровень неопределенности во всех прогонах совпал с защитным уровнем как по горизонтали, так и по вертикали, что отвечает нулевому вкладу невязок разностей измерений псевдодальностей, то есть отсутствию обнаруженных отказов (по критериям контроля целостности контура навигации). В опыте с учетом рассчитанных метрик логикой те же величины незначительно (в третьем знаке) отличаются, что объясняется различием траекторий уклонения и не затрагивает выводов.

Точность определения положения ВС-нарушителя по измерениям ОЭС сопоставлялась с требованием RTCA DO-365B к горизонтальному положению, составляющим на рубеже 1 морской мили 88 м. Превышений этого требования не зафиксировано ни в одном из прогонов: 0 встреч из 4980 в первом опыте и 0 из 4998 во втором. Тем самым некооперативный канал в рассмотренных условиях удовлетворяет требованию по точности на рубеже, на котором оно установлено.

Связь метрик точности с исходом встречи представлена диаграммами на рисунках 5.11 и 5.12. По двум горизонтальным осям отложены метрика HFOM контура навигации собственного БВС и метрика HFOM некооперативного канала, по вертикальной оси отложено расстояние в точке наибольшего сближения СПА. Горизонтальными плоскостями показаны порог нарушения условия безопасного самоэшелонирования (синим) и радиус опасного сближения (красным), вертикальной плоскостью показано требование RTCA DO-365B по горизонтальному положению.

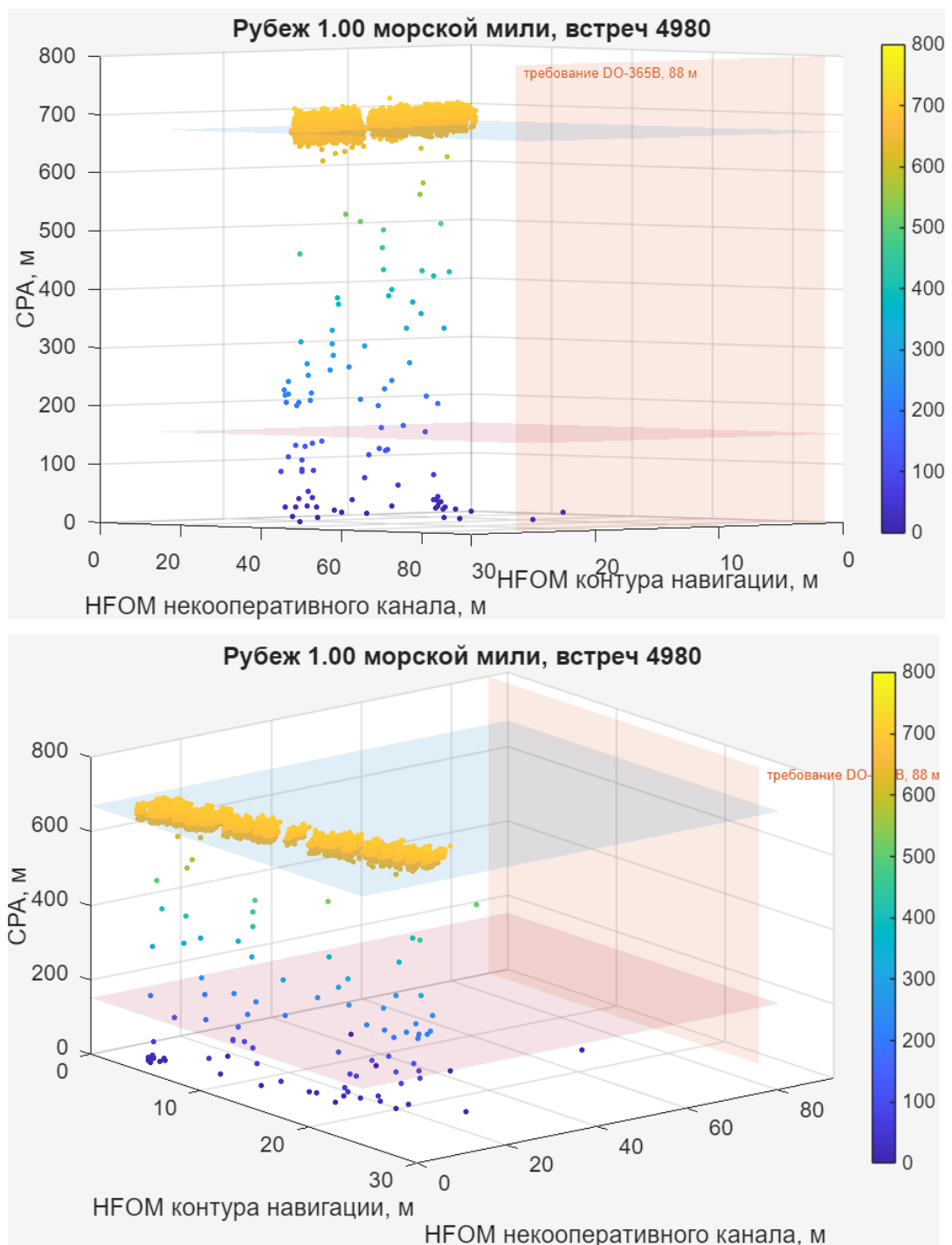


Рисунок 5.11 – Связь метрик точности с исходом встречи при неучете метрик некооперативного режима логикой предупреждения столкновений

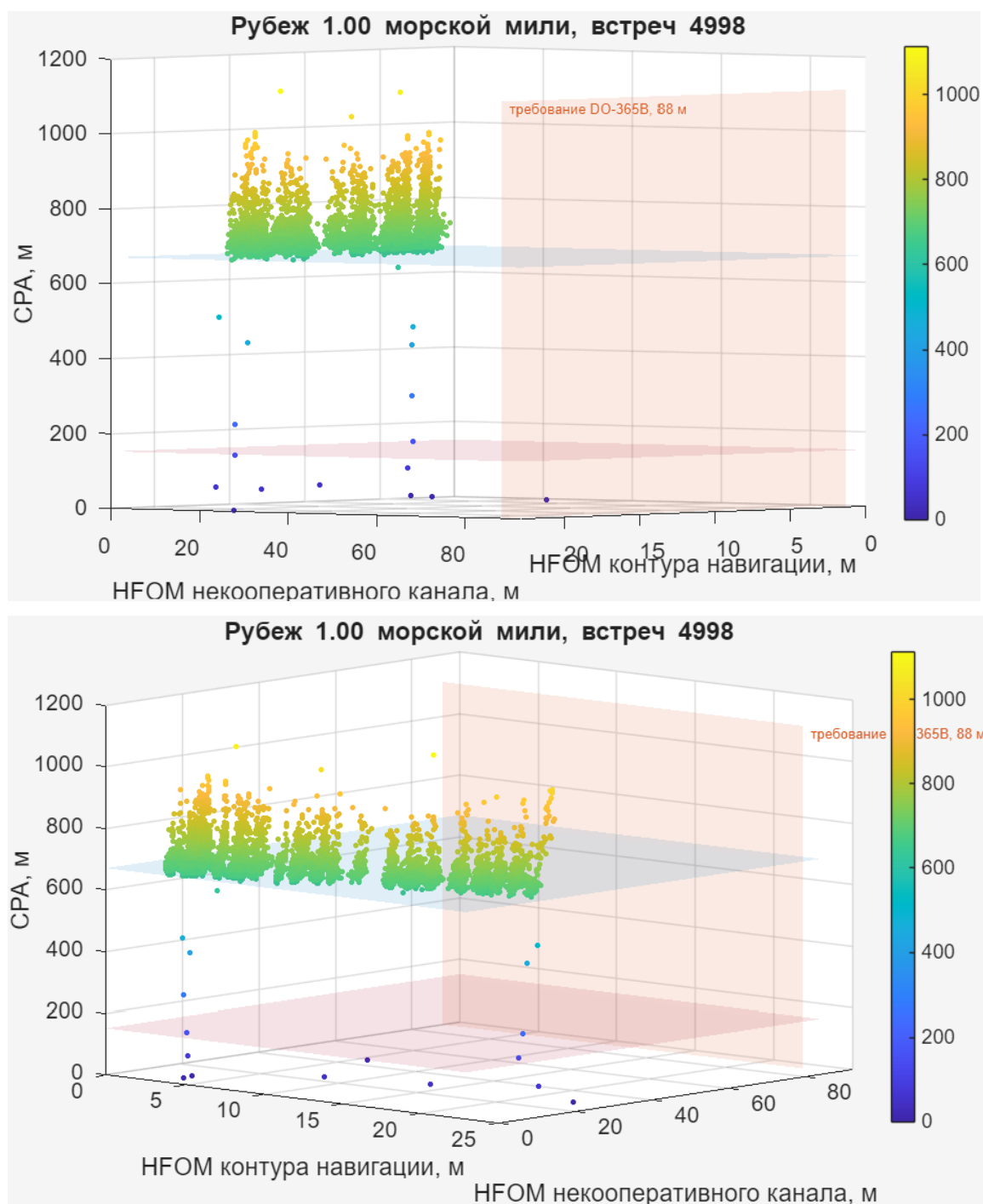


Рисунок 5.12 – Связь метрик точности с исходом встречи при учете метрик неоперативного режима логикой предупреждения столкновений

Различие диаграмм состоит в положении облака исходов относительно порога безопасного самоэшелонирования. При неучете метрик значительная часть облака сосредоточена у самого порога и ниже него, при учете облако целиком поднято выше порога, а точки, лежащие ниже, единичны. Метрики безопасности и показатели вмешательства СПС для обеих точек плана приведены в таблице 5.21.

Таблица 5.21 – Метрики безопасности и показатели вмешательства СПС

Показатель	Метрики логикой не учитываются	Метрики логикой учитываются
Встреч, пригодных для обработки	4980	4998
Число встреч с нарушением условия безопасного самоэшелонирования (событие LoWC)	2068	177
Метрика LR	0,415	0,035
95-процентный интервал для LR	от 0,367 до 0,462	от 0,026 до 0,047
Число встреч с опасным сближением (событие NMAC)	48	9
Метрика RR	0,0096	0,0018
95-процентный интервал для RR	от 0,0028 до 0,0183	от 0,0004 до 0,0036
Среднее расстояние в точке наибольшего сближения, CPA, м	666	727
Наименьшее расстояние в точке наибольшего сближения, CPA, м	2	2
Наибольшая глубина проникновения в зону предупреждения, % радиуса	99,7	99,7
Доля встреч с выдачей команды на маневр	0,998	0,999
Медианная доля времени в состоянии выдачи команды на маневр	0,116	0,057
Медианное наибольшее отклонение от курса, град	27,8	39,8
Верхняя дециль наибольшего отклонения от курса, град	36,5	50,2

Доверительные пределы вычислены повторными выборками по сценариям, а не по отдельным прогонам. Реализации одного сценария связаны общей геометрией сближения и независимыми не являются, поэтому биномиальное соотношение, примененное к полному числу прогонов, занизило бы ширину интервала в несколько раз.

Учет рассчитанных метрик логикой предупреждения столкновений снижает метрику LR с 0,415 до 0,035, то есть в 11,7 раза, и метрику RR с 0,0096 до 0,0018, то есть в 5,3 раза. Доверительные интервалы обеих метрик при этом не пересекаются, вследствие чего различие не может быть отнесено к выборочной изменчивости. Целевые значения, установленные для некооперативного режима (п. 1.1), составляют 0,5 для метрики LR и 0,3 для метрики RR. Формально им удовлетворяют обе точки плана, однако при неучете метрик верхняя граница интервала для LR составляет 0,462 и подходит к целевому значению вплотную, тогда как при учете она составляет 0,047 и оказывается ниже целевого значения более чем на порядок. Сопоставление с уровнями, наблюдаемыми в пилотируемой авиации

и приведенными в п. 1.1, дает ту же картину: значение 0,415 превосходит их приблизительно в пять раз, а значение 0,035 лежит ниже них.

При интерпретации полученных величин следует учитывать особенность построения сценариев моделирования. Сценарии построены так, что при невмешательстве СПС событие NMAC наступает в каждой встрече, поэтому знаменатель в определениях метрик LR и RR равен полному числу встреч, и полученные значения представляют собой верхние оценки, а не оценки для обычного эксплуатационного потока встреч.

Повышение безопасности достигается ценой более раннего и более решительного вмешательства. Медианное наибольшее отклонение от курса возрастает с 27,8 до 39,8 градуса, верхняя дециль этой величины возрастает с 36,5 до 50,2 градуса. Вместе с тем медианная доля времени, проводимого в состоянии оповещения, снижается с 0,116 до 0,057, а среднее расстояние в точке наибольшего сближения возрастает с 666 до 727 м. Сочетание этих изменений объясняется тем, что при учете неопределенности команда выдается раньше, конфликт разрешается на большей дальности и состояние команды снимается быстрее. Доля встреч, в которых команда вообще выдавалась, в обеих точках плана близка к единице, поэтому различие относится к моменту выдачи команды, а не к самому факту ее выдачи.

Из построения диаграмм исключены по две встречи в каждой точке плана, в которых метрика точности некооперативного канала превысила 80 м при расстоянии в точке наибольшего сближения менее 15 м. Нормированная квадратичная погрешность в этих встречах достигает значений порядка $3,5 \cdot 10^4$, то есть оценщик в них не только неточен, но и несостоятелен, и прогнозируемая ковариация не отвечает действительной погрешности. Доля таких встреч составляет 0,04 %, и они подлежат отдельному разбору, а не одному лишь исключению.

Приведенные результаты получены при сопоставлении порогов в горизонтальной плоскости, что правомерно при следовании обоих ВС на одной высоте. Сценарии эксперимента этому условию отвечают, однако распространение полученных величин на встречи с существенной разностью высот требует отдельного рассмотрения вертикальной составляющей и в рамках диссертации не выполняется.

Таким образом, приведенные в п. 5.2.4 результаты моделирования подтверждают третье положение, выносимое на защиту, в части соответствия точности оценки требованиям RTCA DO-365B: при прямолинейном движении ВС-нарушителя превышений требования к горизонтальной точности на рубеже 1 морской мили не зафиксировано ни в одном из 4980 и 4998 прогонов (таблица 5.21, рисунки 5.11 и 5.12). Они подтверждают также первое положение в части соответствия прогнозируемой точности фактической на

полном сценарии сближения с маневром уклонения собственного БВС: формируемые ИИФ метрики точности и целостности согласуются с фактической погрешностью (рисунок 5.9). Кроме того, передача этих метрик логике предупреждения столкновений снижает метрику LR в 11,7 раза и метрику RR в 5,3 раза (таблица 5.21, рисунки 5.11 и 5.12), приводя обе к значениям, лежащим ниже целевых по RTCA DO-396 более чем на порядок, тогда как при их неучете метрика LR подходит к целевому значению вплотную. Тем самым учет метрик качества некооперативного режима, формируемых ИИФ, служит важным условием достижения целевого уровня безопасности в этом режиме.

5.2.5 Исследование характеристик кооперативного режима СПС при отсутствии искажений в данных, получаемых по каналу АЗН-В

Целью эксперимента является оценка характеристик кооперативного режима СПС при отсутствии искажений в данных канала АЗН-В, установление зависимости метрик безопасности от заявляемой категории точности определения места ВС-нарушителя и оценка влияния учета рассчитанных метрик качества параметров логикой предупреждения столкновений. Отсутствием искажений здесь названо совпадение заявляемой категории с фактически вносимой погрешностью; разыгрывание погрешности при этом выполняется в полном объеме по (3.52).

План эксперимента образован перебором категории НАСр по четырем значениям от 6 до 9 и двумя точками по признаку учета прогнозируемой неопределенности логикой, что дает восемь сочетаний. Сравнение выполняется парами по обоим признакам. СКО ошибок параметров контура навигации собственного БВС в отличие от п. 5.2.4 закреплены, так как погрешность взаимного положения складывается из погрешности места собственного БВС и погрешности принятых координат ВС-нарушителя, и при разыгрывании первой в пределах порядка вторая оказывается скрыта разбросом, вследствие чего зависимость от категории может быть не обнаружена. Условия эксперимента приведены в таблице 5.22.

Таблица 5.22 – Условия проведения эксперимента

Условие	Значение	Примечание
Режим наблюдения	кооперативный	Источником параметров движения ВС-нарушителя для логики СПС служит канал АЗН-В
Категория точности NACp	от 6 до 9	Перебираемый фактор
Категория точности скорости NACv	2	Закреплена
Категория целостности NIC	8	Закреплена
Категория точности высоты GVA	2	Закреплена
Число сценариев конфликта	100	Сценарии построены так, что при невмешательстве СПС событие NMAC гарантировано
Реализаций на сценарий	50	По 5000 прогонов на категорию
Всего прогонов на точку плана	20000	Четыре категории
Сличение точек плана	парное	Общие случайные числа, п. 5.1.1
СКО измерений места контура навигации	3 м	Закреплено, отвечает метрике HFOM контура навигации 2,0 м
Вносимые искажения данных АЗН-В	отсутствуют	Предмет п. 5.2.6
Момент выборки метрик	точка наибольшего сближения	Обоснование в п. 5.1.1
Рубеж построения диаграмм	1 морская миля	1852 м
Порог зоны предупреждения	1219,2 м	Кооперативный режим, 4000 футов
Радиус опасного сближения	152,4 м	500 футов

Связь метрик точности с исходом встречи представлена диаграммами на рисунках 5.13 и 5.14. По горизонтальным осям отложены категория точности координат, передаваемых по каналу АЗН-В, и метрика HFOM контура навигации собственного БВС, по вертикальной оси отложено расстояние в точке наибольшего сближения. Горизонтальными плоскостями показаны порог нарушения условия безопасного самоэшелонирования (синим) и радиус опасного сближения (красным).

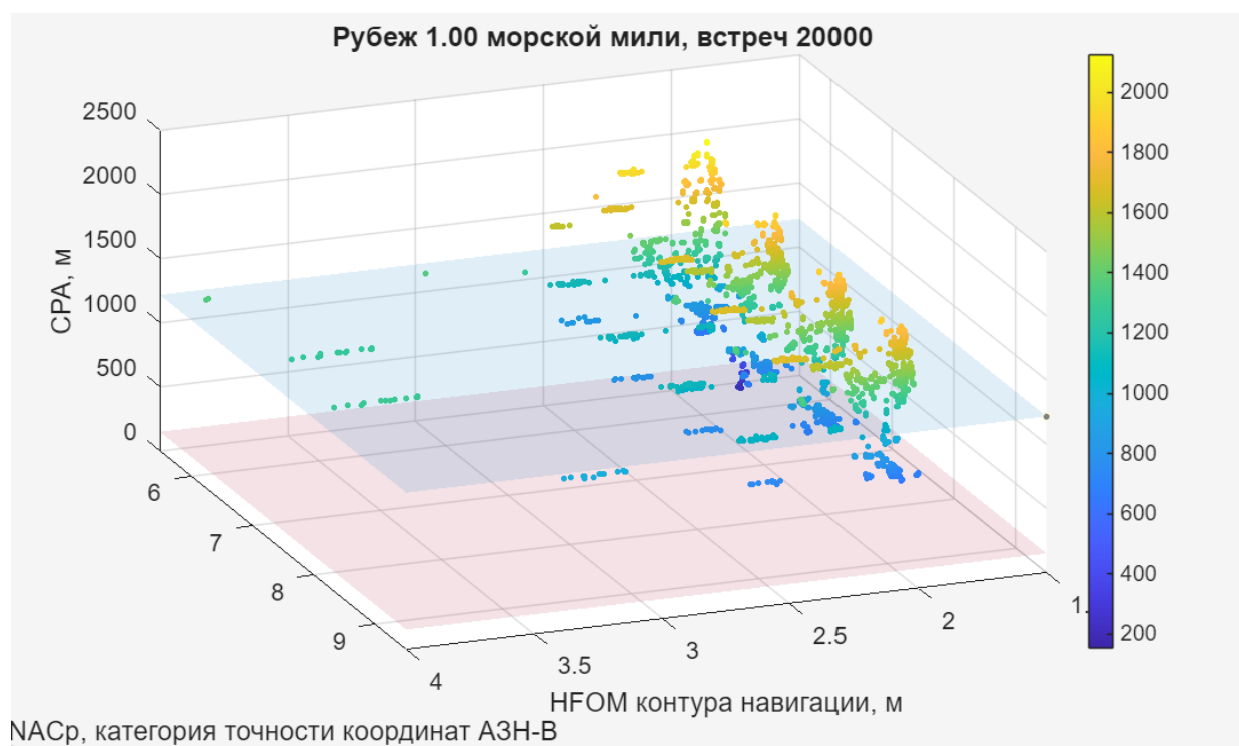


Рисунок 5.13 – Связь метрик точности с исходом встречи в кооперативном режиме при неучете метрик ИИФ логикой предупреждения столкновений

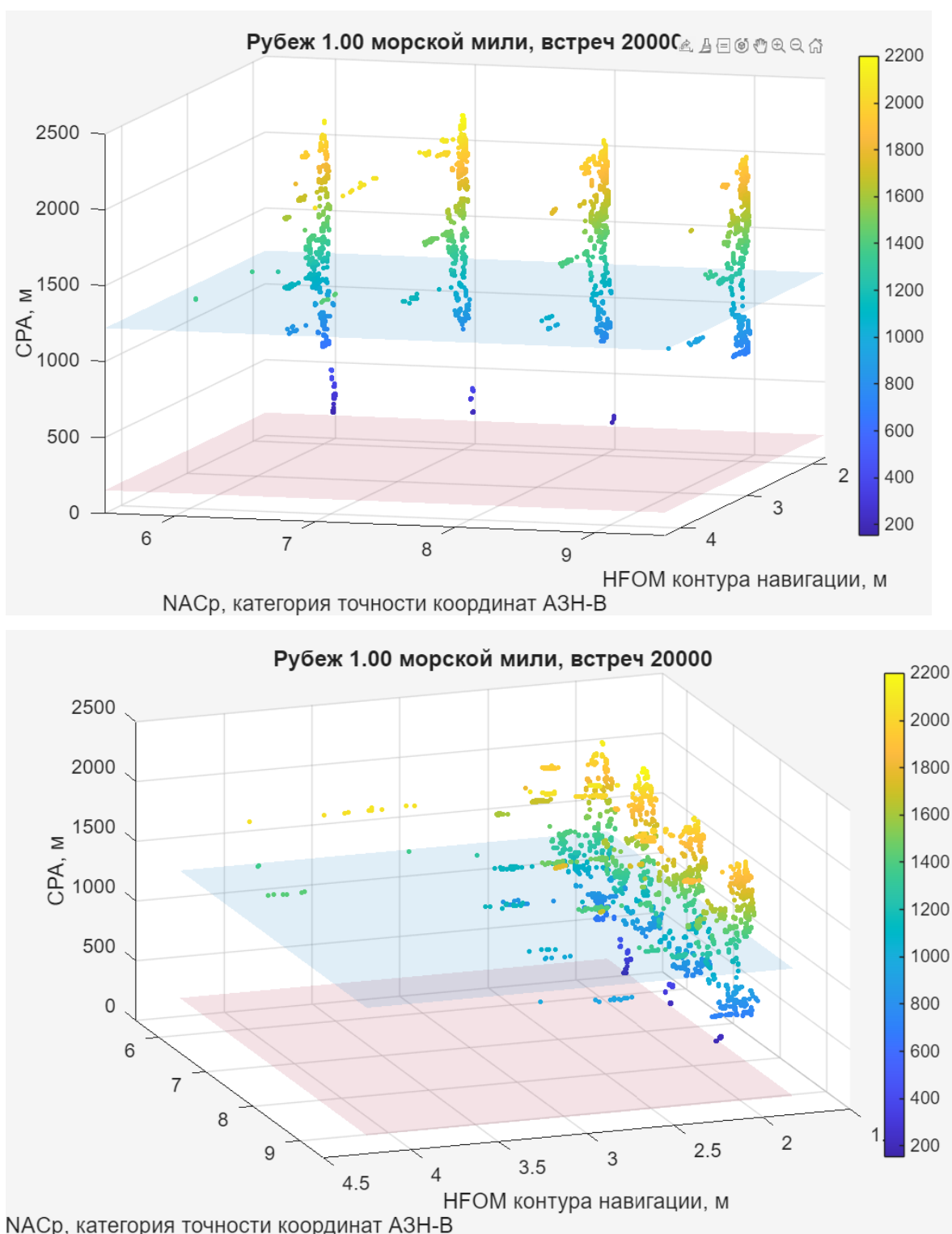


Рисунок 5.14 – Связь метрик точности с исходом встречи в кооперативном режиме при учете метрик ИИФ логикой предупреждения столкновений

Облако исходов на обеих диаграммах разделено на четыре вертикальные группы по числу перебираемых категорий. Различие полученных характеристик для групп наиболее значительно при переходе от категории 6 к категории 7. Числовые значения по категориям приведены в таблице 5.23.

Таблица 5.23 – Метрики безопасности по категориям точности канала АЗН-В (граница ЕРУ отвечает 95-процентной вероятности)

Категория НАСр	Граница ЕРУ, м	LR при неучете метрик	LR при учете метрик	СРА при неучете метрик, м	СРА при учете метрик, м
6	555,6	0,405	0,405	1280	1280
7	185,2	0,290	0,266	1444	1541
8	92,6	0,311	0,313	1441	1570
9	30,0	0,294	0,267	1435	1536

Каждой категории отвечают 5000 прогонов. Числа встреч с нарушением условия безопасного самоэшелонирования составляют при неучете метрик 2026, 1452, 1553 и 1471 для категорий 6, 7, 8 и 9 соответственно, а при учете метрик 2026, 1328, 1565 и 1334. Опасных сближений не зафиксировано ни в одном прогоне ни при одной категории.

Зависимость метрики LR от полученной категории обнаруживается только при переходе от категории 6 к категории 7, где значение снижается с 0,405 до 0,290 при неучете метрик и до 0,266 при их учете. Различия между категориями 7, 8 и 9 не превосходят 0,025 при неучете метрик и 0,047 при учете, тогда как полуширина доверительного интервала, построенного по 100 сценариям, составляет для всего ансамбля около 0,08. Такой вид зависимости объясняется соотношением между заявленной погрешностью и размером зоны предупреждения: при категории 6 граница составляет 555,6 м, то есть 46 % радиуса зоны 1219,2 м, тогда как при категориях 7, 8 и 9 она составляет 15, 8 и 2 % радиуса и на исход встречи заметно не влияет.

Сводные метрики по ансамблю приведены в таблице 5.24.

Таблица 5.24 – Сводные метрики безопасности кооперативного режима

Показатель	Метрики логикой не учитываются	Метрики логикой учитываются
Встреч, пригодных для обработки	20000	20000
Число встреч с нарушением условия безопасного самоэшелонирования	6502	6253
Метрика LR	0,325	0,313
95-процентный интервал для LR	от 0,243 до 0,410	от 0,242 до 0,390
Число встреч с опасным сближением	0	0
Метрика RR	0,000	0,000
Среднее расстояние в точке наибольшего сближения, м	1318	1422

Показатель	Метрики логикой не учитываются	Метрики логикой учитываются
Наименьшее расстояние в точке наибольшего сближения, м	178	178
Средняя тяжесть нарушения условия самоэшелонирования, %	10,2	8,5
Наибольшая тяжесть нарушения условия самоэшелонирования, %	85,4	85,4

Целевые значения, установленные для кооперативного режима (п. 1.1), составляют 0,4 для метрики LR и 0,18 для метрики RR. Метрика RR равна нулю во всех прогонах обеих точек плана, то есть логика СПС не допустила опасных сближений ни при одной из рассмотренных категорий. Метрика LR по ансамблю составляет 0,325 и 0,313, что ниже целевого значения, однако разбиение по категориям показывает, что целевое значение не достигается при категории 6, где LR составляет 0,405. Таким образом, целевое значение метрики LR в кооперативном режиме достигается при заявляемой категории точности не ниже седьмой.

Учет рассчитанных метрик логикой предупреждения столкновений снижает метрику LR с 0,325 до 0,313, то есть на 3,8 %, и увеличивает среднее расстояние в точке наибольшего сближения с 1318 до 1422 м. Доверительные интервалы метрики LR в обеих точках плана перекрываются почти полностью, вследствие чего снижение самой метрики незначительно. Вторичным признаком повышения безопасности при этом является снижение средней тяжести нарушения условия самоэшелонирования с 10,2 до 8,5 %, то есть на 17 %, при неизменном наибольшем значении 85,4 %. Таким образом, учет метрик не устраняет тяжелые нарушения, но уменьшает глубину проникновения в зону нарушения.

Достижимый в кооперативном режиме выигрыш от учета метрик существенно меньше полученного в п. 5.2.4 для некооперативного режима, где метрика LR снижалась в 11,7 раза. Причина этого может состоять в соотношении между метрикой и размером зоны предупреждения. В кооперативном режиме радиус зоны составляет 1219,2 м, а СКО погрешностей по оси, отвечающее категориям 7, 8 и 9, составляет от 12,3 до 75,7 м, то есть от 1 до 6 % радиуса. В некооперативном режиме радиус зоны почти вдвое меньше и равен 670,6 м, а рассчитанная неопределенность канала достигает 80 м, то есть 12 % радиуса. Поскольку смещение момента выдачи оповещения пропорционально передаваемой метрике, в кооперативном режиме оно составляет меньшую долю времени, остающегося до сближения, и на исход встречи влияет слабее.

Как и в п. 5.2.4, сопоставление порогов выполнено в горизонтальной плоскости, что правомерно при следовании обоих ВС на одной высоте. Доверительные пределы

вычислены повторными выборками по сценариям, поскольку реализации одного сценария независимыми не являются.

Результаты эксперимента позволяют сформировать следующие основные выводы:

1) В кооперативном режиме СПС при отсутствии искажений в данных канала АЗН-В не допускается опасных сближений ни при одной из рассмотренных категорий точности.

2) Целевое значение метрики LR для кооперативного режима достигается при заявляемой категории точности не ниже седьмой.

3) Учет рассчитанных метрик логикой предупреждения столкновений в кооперативном режиме дает существенно меньший выигрыш, чем в некооперативном, и проявляется в снижении тяжести нарушения условия самоэшелонирования, а не в снижении частоты самого нарушения.

Приведенные в п. 5.2.5 результаты моделирования не относятся напрямую к положениям, выносимым на защиту, но обосновывают вывод о применимости ИИФ СПС в кооперативном режиме: опасных сближений не зафиксировано ни в одном из 40 000 прогонов (таблица 5.24, рисунки 5.13 и 5.14), а целевое значение метрики LR достигается при категории сигнала АЗН-В НАСр не ниже седьмой (таблица 5.23).

5.2.6 Исследование алгоритмов обнаружения искажений измерений ОЭС

Целью эксперимента является оценка характеристик целостности некооперативного канала для трех условий обнаружения искажений оптико-электронных измерений, введенных в п. 4.1: условия по приращению невязки (4.6) и двух условий по окну (4.8). Определяется частота ложных срабатываний по каждому, вероятность обнаружения и задержка обнаружения как функции величины искажения, а также согласие обнаруживающей способности с наименьшим обнаруживаемым искажением, вычисляемым по (4.23).

Искажение вносится в измерение ОЭС после добавления случайной погрешности положения ОТ и задается видом, амплитудой либо темпом, направлением в плоскости снимка и моментом начала. Обе рассматриваемые модели (скачок и медленное нарастание) описываются соотношением (5.19):

$$\delta P_j^{\text{СК}} = ae(\varphi), \quad \delta P_j^{\text{МН}} = v(t_j - t_0)e(\varphi), \quad (5.19)$$

где $\delta P_j^{\text{СК}}$, $\delta P_j^{\text{МН}}$ – скачкообразное и медленно нарастающее искажения соответственно; a – величина скачка; v – величина темпа нарастания; e – орт направления смещения в плоскости снимка, заданного углом φ .

Направление смещения на протяжении прогона постоянно, длительность действия искажения принята до конца прогона. Амплитуда задается либо в элементах матрицы, либо в метрах поперечного смещения оценки положения ВС-нарушителя, причем пересчет между этими способами выполняется по масштабному коэффициенту (5.12). Момент начала вычисляется отдельно для каждого сценария как момент прохождения заданной дальности.

Скачкообразному искажению соответствуют события, при которых положение ОТ меняется за одну эпоху и далее удерживается. Такими событиями могут являться:

- переход алгоритма распознавания на другое ВС или на посторонний объект в поле зрения;
- смена сопровождаемой ОТ на протяженном объекте, например переход с носовой части на консоль крыла ВС;
- перезахват ОТ после потери;
- скачкообразное смещение линии визирования при дискретной отработке привода гиросtabilизированной платформы.

Медленно нарастающему искажению соответствуют события, при которых смещение ОТ накапливается постепенно. Причиной таких событий могут служить:

- неучтенная дисторсия оптической системы, изменяющаяся с температурой окружающей среды, поскольку изменение фокусного расстояния и положения главной точки при прогреве или охлаждении оптического тракта в модели (2.38) не учитывается;
- термические деформации конструкции, уводящие оптическую ось относительно приборного трехгранника;
- медленный уход калибровочных параметров по наработке;
- постепенное смещение геометрического центра ОТ относительно центра масс наблюдаемого ВС при изменении ракурса наблюдения.

Общим свойством перечисленных причин служит то, что сам измеритель их не обнаруживает: изображение остается правдоподобным, и несоответствие проявляется только в невязке оценщика, что делает необходимым контроль по п. 4.1.

Эксперимент поставлен в некооперативном режиме. Погрешность определения координат собственного БВС закреплена и не разыгрывается, иначе рассеивание приращения невязки определялось бы качеством контура навигации и зависимость обнаруживающей способности от величины искажения могла быть не видна относительно общего разброса. Прочие условия приведены в таблице 5.25.

Таблица 5.25 – Условия проведения эксперимента

Условие	Значение
Режим наблюдения	Некооперативный, канал АЗН-В выключен
СКО измерений места собственного БВС	3 м, закреплено
СКО координат ОТ на кадре	1 пикс
Размер окна контроля, промежуток неприменимости	25 приращений, 40 эпох
Назначенная вероятность ложной сигнализации, всего по трем условиям	10^{-5} на эпоху
Распределение назначенной вероятности между условиями	Половина на условие приращения (4.6), по четверти на условие среднего и на условие суммы по окну (4.8)
Порог условия приращения (4.6)	24,4
Порог условия среднего (4.8)	25,8
Порог условия суммы по окну (4.8)	109,5
Вероятность пропуска обнаружения для (4.23)	10^{-3}
Правило подтверждения при обработке	Два срабатывания из трех подряд
Число сценариев	200
Дальности начала действия искажения	3500 и 1500 м
Объем фоновой партии	600 прогонов, 144 000 эпох
Объем партий скачка и нарастания	По 2000 прогонов, 10 точек плана

Дальность в момент начала действия искажения принята варьируемой величиной, так как обнаруживающая способность определяется состоянием прогнозной матрицы ковариации, а оно зависит от дальности.

Рассматриваются два уровня дальности. Дальнюю границу задает готовность контура, наступающая с 85-й секунды сценария. Ближнюю границу задает вырождение геометрии в конце сближения. Промежуточный третий уровень не вводился, поскольку при расстоянии между уровнями менее полутора километров различие в состоянии матрицы ковариации оказывается меньше разброса по прочим причинам.

Результаты такого моделирования удобно представить в виде так называемой диаграммы целостности [81], разработанной для решения таких задач в области навигации. Диаграмма представляет собой плоскость, по оси абсцисс которой отложена фактическая погрешность определения положения ВС-нарушителя, а по оси ординат – защитный уровень, рассчитанный контуром для той же эпохи или реализации. Каждая эпоха или реализация дает на этой плоскости одну точку. Принцип построения показан на рисунке 5.15.

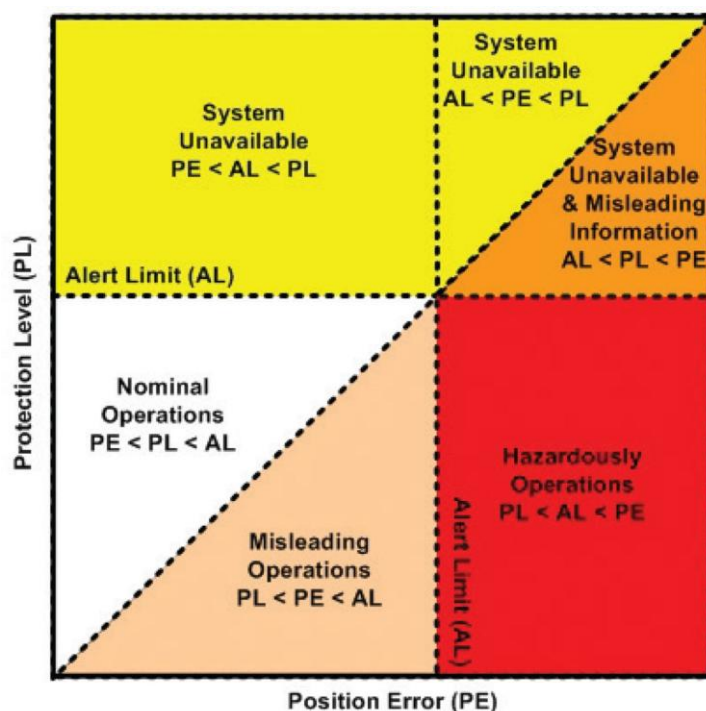


Рисунок 5.15 – Принцип построения диаграммы целостности контура СПС

Рассмотрим принцип построения диаграммы применительно к задаче контроля измерений ОЭС. На диаграмме выделяется пять областей:

- область нормальной работы, в которой фактическая погрешность не превосходит защитного уровня (метрика PL), а защитный уровень не превосходит предела оповещения (предел AL);
- область MI, отвечающая вводящей в заблуждение информации (misleading information), когда фактическая погрешность превосходит защитный уровень, но остается ниже предела оповещения. Рассчитанное качество для этой области оптимистично, однако последствий для решения логики предупреждения столкновений это не имеет, поскольку сама погрешность лежит в пределах допустимого;
- область HMI, отвечающая опасно вводящей в заблуждение информации (hazardously misleading information), когда фактическая погрешность превосходит предел оповещения, а защитный уровень его не превосходит. Контур в этом случае полагает данные пригодными, тогда как они таковыми не являются;
- область недоступности, когда защитный уровень превосходит предел оповещения независимо от фактической погрешности. Контур полагает данные непригодными;
- область обнаружения искажения, когда по ОТ выдана сигнализация о нарушении целостности измерений ОЭС; такие эпохи выводятся из числа используемых независимо от того, в какую из предыдущих областей они попали бы.

От классической диаграммы, применяемой для навигационного решения по сигналам ГНСС, принятое построение отличается направленностью обеих величин. По оси абсцисс отложена не полная погрешность, а ее составляющая в направлении, ортогональном вектору относительной скорости, по оси ординат отложен направленный защитный уровень (4.24). Такое решение принято с учетом анизотропии погрешностей оптических измерений (см. п. 2.8), то есть эллипсоид неопределенности вытянут вдоль линии визирования, тогда как на исход встречи влияет именно поперечная составляющая. Предел оповещения принят равным 518,2 м (рассчитан по (4.25)) для некооперативного режима. Второе слагаемое защитного уровня образовано наименьшим необнаруживаемым искажением по (4.23) при вероятности пропуска обнаружения 10^{-3} , перенесенным в пространство положения по угловому соотношению.

В процессе эксперимента выполнена контрольная партия прогонов при отсутствии искажения и получено 144 тысячи пригодных эпох. Ложное срабатывание по условию приращения зарегистрировано в одном случае при ожидаемых по указанному бюджету 0,72, то есть назначенная вероятность ложной сигнализации была выдержана. По условию среднего получено два эпизода, по условию суммы по окну – семь при ожидаемых для обоих 0,014. Учитываются эпизоды, а не эпохи, так как одно нарушение удерживает срабатывание оконного условия на протяжении всего окна.

Ложные срабатывания расположены не у начала сопровождения, а в середине и в конце сближения. Медианное время от замыкания канала составило от 127 до 162 с при готовности контура на 85-й секунде, откуда следует достаточность принятого промежутка неприменимости в 40 эпох. Доли превышения опорных уровней при этом лежат ниже ожидаемых по всей основной части распределения, и избыток появляется лишь за уровнем 0,999, что означает примесь малочисленной совокупности эпох, не отвечающих принятой модели рассеивания: десять эпизодов на 600 прогонов соответствуют примерно одному прогону из шестидесяти.

Согласие расчетных матриц рассеивания с действительными проверено профилем нормированных величин по дальности, приведенным в таблице 5.26. Величины отнесены к своим законам распределения и не должны зависеть от дальности.

Таблица 5.26 – Профиль нормированных величин условий по дальности, контрольная партия

Дальность, м	Эпох	Приращение	Невязка	Сумма по окну
от 500 до 1000	8664	1,005	1,310	0,846
от 2000 до 2500	41 260	1,009	1,179	0,924
от 3000 до 3500	20 496	1,099	1,257	0,864
от 4000 до 4500	19 166	1,194	1,174	0,932
свыше 5500	52 966	1,398	1,279	0,864
Ожидание	не зависит	1,386	1,386	1,000

Из таблицы 5.26 следуют три вывода. Первый состоит в том, что невязка образуется по прогнозу до обработки измерений текущей эпохи, как того требует п. 4.1: медиана нормированной квадратичной формы невязки лежит в пределах от 1,17 до 1,31 при ожидаемых 1,386, тогда как при образовании невязки по оценке после обработки измерений она оказалась бы меньше в разы. Второй состоит в том, что соотношение (4.2) описывает рассеивание невязки с консервативным запасом от шести до девятнадцати процентов по дисперсии. Третий состоит в том, что с уменьшением дальности прогнозируемое рассеивание приращения становится завышенным, до сорока процентов на дальностях порядка двух километров, тогда как на больших дальностях согласие точное. Соотношение (4.5) точно лишь при независимости невязок соседних эпох, и завышение отвечает их положительной корреляции, то есть инерционности оценивателя. Пороги условия приращения на малых дальностях оказываются поэтому консервативными.

Контроль скачкообразного искажения моделировался при пяти значениях величины скачка. Доли прогонов, в которых искажение обнаружено, и медианная задержка обнаружения приведены в таблице 5.27.

Таблица 5.27 – Доля обнаруженных прогонов и медианная задержка обнаружения при скачкообразном искажении

Скачок, пикс	Условие приращения (4.6) 3500 / 1500	Условие среднего (4.8) 3500 / 1500	Условие суммы по окну (4.8) 3500 / 1500	Задержка, с 3500 / 1500
2	0,010 / 0,010	0,025 / 0,035	0,135 / 0,145	не определена
4	0,020 / 0,010	0,320 / 0,175	0,960 / 0,655	10 / 18
8	0,760 / 0,585	1,000 / 0,910	1,000 / 1,000	1 / 1
16	1,000 / 1,000	1,000 / 1,000	1,000 / 1,000	0 / 0
32	1,000 / 1,000	1,000 / 1,000	1,000 / 1,000	0 / 0

Приведена доля прогонов, в которых искажение обнаружено хотя бы на одной эпохе, для дальности начала действия искажения 3500 и 1500 м. Задержка приведена для условия суммы по окну и указана только там, где обнаружено более половины прогонов. Перебор охватывает переход от необнаружения к достоверному обнаружению для всех трех условий, а величина половинного обнаружения при начальной дальности 3500 м составляет 3 пикселя для условия суммы по окну, 4,8 для условия среднего и 7,0 для условия приращения.

Обнаружение на дальности 3500 м лучше, чем на 1500 м, по всем трем условиям и при всех величинах искажения, что следует из завышения прогнозируемого рассеивания приращения на малых дальностях, установленного по таблице 5.26.

Контроль медленно нарастающего искажения моделировался при пяти значениях темпа нарастания. Результаты приведены в таблице 5.28.

Таблица 5.28 – Доля обнаруженных прогонов и медианная задержка обнаружения при медленно нарастающем искажении

Темп, пикс за секунду	Условие приращения 3500 / 1500	Условие среднего 3500 / 1500	Условие суммы по окну 3500 / 1500	Задержка, с 3500 / 1500
0,05	0,010 / 0,010	0,115 / 0,010	0,255 / 0,145	не определена
0,1	0,035 / 0,010	0,180 / 0,090	0,470 / 0,240	119 / не определена
0,2	0,065 / 0,010	0,375 / 0,180	0,905 / 0,435	61 / 60
0,4	0,145 / 0,015	0,900 / 0,380	0,995 / 0,850	17 / 51
0,8	0,445 / 0,055	0,995 / 0,830	1,000 / 0,985	8 / 11

Порядок чувствительности условий тот же. Темп половинного обнаружения составляет при начальной дальности 3500 м 0,11 пикс за секунду для условия суммы по окну и 0,25 для условия среднего, что отвечает поперечному смещению 0,29 и 0,66 м за секунду. Условие приращения отзывается лишь при темпе около 0,85 пикс за секунду.

Условие приращения отзывается на нарастание не по темпу как таковому. Приращение невязки при постоянном темпе равно самому темпу, а расчетный наименьший обнаруживаемый темп для этого условия составляет 12 пикс за секунду, то есть на полтора порядка выше исследованных. Обнаружение наступает с задержкой от 60 до 130 с, за которую накопленное смещение достигает величины порядка наименьшего обнаруживаемого скачка. При нарастании это условие служит, таким образом, запасным средством, отзывающимся на последствия накопленного смещения, а не на его темп.

Наблюдаемая обнаруживающая способность сравнена с расчетной по (4.23). При начальной дальности 3500 м расчетная и наблюдаемая величины составляют для скачка 12,0 и 7,0 пикс по условию приращения, 12,3 и 4,8 по условию среднего, 2,4 и 3,2 по условию суммы по окну, а для нарастания 0,49 и 0,25 пикс за секунду по условию среднего и 0,163 и 0,11 по условию суммы по окну.

Для условия приращения расчет и опыт согласуются – расчетная вероятность обнаружения на эпоху при скачке в восемь элементов матрицы составляет 0,67, наблюдаемая доля – 0,76, и превышение объяснимо тем, что после скачка оцениватель несколько эпох находится в режиме переходного процесса. Для условия среднего расчетная величина также превышает наблюдаемую и при скачке, и при нарастании. Это закономерно, поскольку расчетная величина по (4.23) отвечает вероятности пропуска 10^{-3} на эпоху, а наблюдаемая – обнаружению хотя бы на одной эпохе в половине прогонов, и для условий приращения и среднего соотношение (4.23) дает оценку сверху. Для условия суммы по окну при скачкообразном искажении расчет оптимистичен примерно вдвое: расчетная величина составляет 2,4 пикс при наблюдаемой 3. Причина состоит в том, что (4.23) предполагает переход смещения измерения в невязку целиком и сохранение его на протяжении всего окна, тогда как в замкнутом контуре постоянное смещение изображения поглощается сдвигом оценки положения ВС-нарушителя, и условие видит переходный процесс, а не полное смещение. При медленно нарастающем искажении такого расхождения нет – нарастание сдвигом оценки не поглощается, и расчетная величина 0,163 пикс за секунду отвечает наблюдаемой 0,11. Оговорка о нижней границе, приведенная в п. 4.3 при выводе (4.23), получает тем самым количественное подтверждение.

Отнесение эпох к областям целостности выполнено по соотношениям (4.23) – (4.25) совместно по всем трем партиям, что дало 5200 прогонов и 58 862 отсчета после прореживания с шагом в двадцать эпох, принятого ради независимости отсчетов. Эпохи с дальностью ниже 500 м и с погрешностью свыше 5000 м изъяты как отвечающие утрате сопровождения, а не нарушению целостности. Результат приведен на рисунке 5.16.

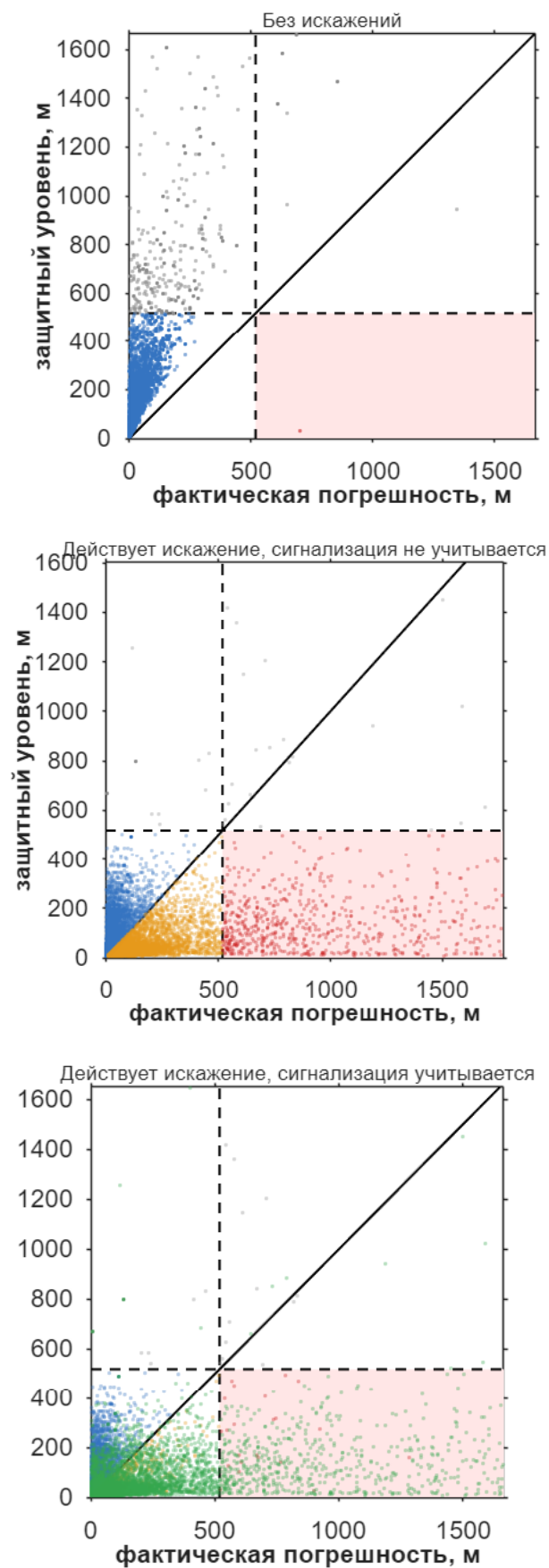


Рисунок 5.16 – Диаграмма целостности контура СПС по каналу ОЭС: эпохи без действия искажения (сверху), эпохи действия искажения без учета сигнализации (в середине), эпохи с учетом сигнализации (снизу)

При отсутствии искажения область МІ пуста, в области НМІ оказались два случая из 36 524, недоступность составила 0,06. Медианные значения по этой партии составляют 18,2 м для фактической погрешности, 7,5 м для необнаруживаемого искажения и 94,4 м для защитного уровня, наибольшая погрешность составила 2522,1 м. Защитный уровень, образованный по (4.24), состоятелен, так как погрешность превосходит его лишь на двух отсчетах, и оба приходится на дальности ниже километра. Верхняя граница частоты выдачи недостоверной информации при таком числе событий равна $1,7 \cdot 10^{-4}$ на эпоху.

При действии искажения без учета сигнализации доли составили: норма 0,547, МІ 0,409, НМІ 0,041. Учет сигнализации снижает долю НМІ до 0,00098, а долю МІ до 0,127. Кратность снижения доли НМІ составляет 42, однако она определяется 22 событиями, и 95-процентный интервал для нее, построенный по распределению Пуассона, простирается от 27 до 66. Медианные значения по партиям с искажением составляют 3,4 м для фактической погрешности, 3,7 м для необнаруживаемого искажения и 19,8 м для защитного уровня, то есть меньше, чем по фоновой партии, поскольку искажение вводится на дальностях 3500 и 1500 м, тогда как фоновая партия охватывает весь диапазон сопровождения. Сами доли обусловлены составом плана и эксплуатационной частоты не выражают; сопоставимо лишь отношение долей во втором и третьем окнах, образованных из одних и тех же эпох.

Разложение по дальности приведено в таблице 5.29. Недоступность при отсутствии искажения и остаточные НМІ при его наличии растут с увеличением дальности. До дальности порядка 3 км контур либо удерживает погрешность ниже защитного уровня, либо обнаруживает искажение, а на дальностях свыше 5 км он регистрирует недоступность на каждой седьмой эпохе.

Таблица 5.29 – Разложение областей диаграммы по дальности

Дальность, м	Недоступность без искажения	НМІ при искажении без учета сигнализации	НМІ с учетом сигнализации	Доля обнаруженных эпох
от 500 до 1000	0,0000	0,0552	0,0000	0,567
от 1000 до 2000	0,0000	0,0190	0,0001	0,418
от 2000 до 3000	0,0018	0,0495	0,0015	0,420
от 3000 до 4000	0,0249	0,0864	0,0024	0,424
от 4000 до 5000	0,0570	0,0739	0,0130	0,348
свыше 5000	0,1356	не определена	не определена	не определена

По результатам эксперимента установлено следующее:

- назначенная вероятность ложной сигнализации выдерживается условием приращения и превышает оконными условиями вследствие остаточной медленно меняющейся составляющей невязки, причем превышение вызвано малочисленной совокупностью эпох, отвечающей примерно одному прогону из шестидесяти;

- предположение об образовании невязки по прогнозу подтверждено численно: (4.2) описывает рассеивание невязки с консервативным запасом до девятнадцати процентов, (4.5) точно на больших дальностях и завышает рассеивание до сорока процентов на дальностях порядка двух километров;

- разделение назначений условий подтверждено: условие суммы по окну наиболее чувствительно к удерживаемому искажению, условие среднего – к его изменению на промежутке окна, условие приращения служит средством недопущения сбойного измерения в оценитель;

- обнаруживающая способность убывает с уменьшением дальности вследствие завышения прогнозного рассеивания приращения, однако в пересчете на поперечное смещение это убывание благоприятно, поскольку контур обнаруживает искажение тем лучше, чем большему смещению в метрах оно отвечает;

- соотношение (4.23) дает наименьшее обнаруживаемое искажение с точностью, достаточной для назначения перечня значений при планировании опытов, но для условия суммы по окну при искажениях, поглощаемых оценителем, оно оптимистично примерно вдвое и должно толковаться как нижняя граница;

- учет сигнализации снижает долю выдачи недостоверной информации не менее чем в 27 раз при доверительной вероятности 0,95, что составляет количественную меру полезности методики п. 4.1.

Целостность обеспечивается контуром самостоятельно (при помощи только метрик) до дальности порядка 3 км, далее он либо регистрирует недоступность, либо оставляет остаточную долю недостоверной информации, что служит основанием для привлечения кооперативного канала.

Таким образом, приведенные в п. 5.2.6 результаты моделирования подтверждают четвертое положение, выносимое на защиту, в части обнаружения скачкообразных искажений от 3 пикселей и медленно нарастающих искажений с темпом от 0,11 пикселя в секунду (половинное обнаружение по условию суммы по окну при начальной дальности 3500 м, таблицы 5.27 и 5.28), медианной задержки обнаружения от 8 до 18 с (скачок 4 пикселя и темп 0,8 пикселя в секунду, таблицы 5.27 и 5.28), вероятности ложной

сигнализации не более $7 \cdot 10^{-5}$ на измерение (10 эпизодов на 144 000 эпох контрольной партии, то есть $6,9 \cdot 10^{-5}$) и снижения вероятности выдачи недостоверной информации в 42 раза (доля НМІ снижается с 0,041 до 0,00098, 95-процентный интервал кратности от 27 до 66, рисунок 5.16).

5.3 Выработка рекомендаций к применению синтезированных алгоритмов для решения задач навигации и предупреждения столкновений БВС для контролируемого воздушного пространства

По результатам исследований разработанных алгоритмов ИИФ СПС сформулирован ряд основных рекомендаций по их применению.

Рекомендации в части построения оценителя ИИФ СПС:

1) Включать погрешности навигационного решения собственного БВС в уравнение измерений ОЭС по (2.46) и матрице связи НОЭС (п. 3.3). Упрощенные модели допустимы только на дальностях свыше 1500 м. При использовании упрощенных моделей ниже этой дальности прогнозируемые оценителем неопределенности не соотносятся с реальными погрешностями, что приводит к некорректному расчету метрик качества и ложным срабатываниям сигнализации о нарушении целостности.

2) Формировать начальную матрицу ковариации блока ВС-нарушителя по (3.43), (3.44) и (3.48). Диагональное задание (что типично для алгоритмов контура навигации) и построение по псевдообратной матрице распределяют дисперсию по направлениям неверно, вследствие чего переходный процесс оценивания существенно замедляется.

3) Вводить в уравнение экстраполяции априорной матрицы ковариации шум модели движения ВС-нарушителя по (3.20) и (3.21). Интенсивность шума следует назначать по динамическим ограничениям класса наблюдаемого ВС-нарушителя и не превышать номинального значения. В случае, если известно, что ВС-нарушитель представляет собой нединамичный объект, вводить этот шум не требуется во избежание повышения ошибок определения местоположения ВС-нарушителя.

4) Передаваемые в логику предупреждения столкновений метрики качества для некооперативного канала должны учитывать, в том числе, недиагональные ковариации погрешностей определения положения ВС-нарушителя. Применение круговых метрик занижает большую полуось эллипса неопределенности, структурно вытянутого вдоль линии визирования (п. 2.8, п. 5.1.2).

Рекомендации в части реализации контроля качества и целостности:

5) Применять три условия обнаружения (4.6) и (4.8) искажений совместно. Условие суммы по окну наиболее чувствительно к удерживаемому искажению, условие среднего –

к его изменению на промежутке окна, условие приращения служит средством недопущения сбойного измерения в оценитель.

6) Промежуток неприменимости условий обнаружения составляет не менее 40 эпох после распознавания ВС-нарушителя и замыкания некооперативного канала. При меньшем промежутке контроль осуществляется на переходном процессе оценителя, на котором фактические величины рассеивания не отвечают матрице ковариации.

7) Применять результаты сигнализации о нарушении целостности измерений ОЭС в оценителе с исключением и восстановлением измерений ОТ по правилам п. 4.1.2.

8) По возможности применять кооперативный канал на дальностях свыше 3 км. До этой дальности некооперативный контур обеспечивает целостность самостоятельно, далее он либо регистрирует недоступность, либо оставляет остаточную долю недостоверной информации, возрастающую с дальностью.

Рекомендации в части применения ИИФ СПС при эксплуатации БВС:

9) Выполнять маневр наблюдения при захвате ОТ. Маневр создает угловое движение линии визирования, восстанавливающее наблюдаемость дальности, и сокращает время сходимости оценителя, что может быть критично при высокой скорости схождения.

10) По возможности применять информацию кооперативного канала заявляемой категории точности определения места НАСр не ниже седьмой. При шестой категории не достигается целевое значение метрики LR для кооперативного режима.

11) Передавать метрики качества, формируемые ИИФ, в логику предупреждения столкновений в обоих режимах наблюдения. В некооперативном режиме это снижает метрику LR в 11,7 раза и метрику RR в 5,3 раза (таблица 5.21), в кооперативном дает меньший выигрыш по частоте нарушения, но снижает среднюю тяжесть нарушения условия самоэшелонирования на 17 % (таблица 5.24).

Дополнительно сформированы предложения в части перспективного нормирования интервалов эшелонирования. Приведенные в них величины получены в отдельном эксперименте, поставленном по методике п. 5.1.1 при восьми уровнях метрики HFOM определения положения ВС-нарушителя от 50 м до 10 морских миль и объеме не менее 5000 сценариев на уровень, и опубликованы в работе автора [82]. Согласующиеся с ними результаты получены в работе [83], где статистическим моделированием логики СПС показана ее устойчивость к погрешностям определения места собственного БВС при СКО от 10 до 3000 м, а также установлено, что передача в логику текущей оценки погрешности навигационного решения при ее величине 3 морские мили ($P = 0,95$) увеличивает среднее расстояние разделения БВС с 1880 до 3080 м и снижает метрики LR и RR приблизительно

в два раза, причем обе метрики остаются в пределах целевых значений. С учетом полученных результатов предлагается следующее:

12) При последующем пересмотре норм эшелонирования БВС (относительно норм для «большой» гражданской авиации) в контролируемом воздушном пространстве принять величины защитных зон СПС не фиксированными, а зависящими от рассчитанных метрик качества ИИФ СПС. Такой подход должен позволить уплотнить воздушное движение и повысить эффективность эксплуатации БВС с точки зрения энергетики и времени на выполнение миссии без потери безопасности. Выработка правил определения параметров защитных зон в зависимости от качества данных ИИФ СПС потребует проведения дополнительных исследований.

13) Пересмотреть требования в части точности и надежности параметров измерителей ИИФ СПС. Установленные RTCA DO-365B [11], п. 2.2.2.1.1, значения метрики точности не более 0,1 морской мили и метрики целостности не более 0,3 морской мили отвечают коэффициенту 5,88 в выражении защитного уровня и уровню требований спецификации RNP AR 0.1, то есть самым строгим требованиям к навигационному решению при заходе на посадку для гражданских ВС. Выполнение столь строгих требований неоправданно увеличивает массу и стоимость БВС и дополнительно расширяет защитные зоны СПС.

5.4 Выводы по главе 5

В пятой главе диссертационной работы получены следующие результаты:

1) Разработаны методические средства и ПМО имитационного моделирования ИИФ СПС (п. 5.1), позволяющее имитировать замкнутый контур СПС в составе сценария конфликта, модели измерителей, алгоритмы ИИФ СПС, логику предупреждения столкновений и маневр уклонения. ПМО применяется при проведении статистических экспериментов.

2) Подтверждена состоятельность авторской модели погрешностей измерений ОЭС (2.46) согласно п. 5.2.1.

3) Получено численное подтверждение модификации уравнения вычисления априорной матрицы ковариации оценщика (п. 5.2.2). При маневре ВС-нарушителя оценщик без модификации утрачивает согласованность, что приводит к занижению метрик качества параметров и ложным сигналам об отказе. Модификация исключает занижение метрик и ложную сигнализацию такого рода, ухудшая при этом точность при прямолинейном полете (медиана отношения RMS 3,37) и приводя к утрате сопровождения в 10 % реализаций, что ограничивает интенсивность шума модели сверху.

4) Подтверждена авторская стохастическая модель учета связей между параметрами вектора состояния и шумами измерений при инициализации оценителя (п. 5.2.3). Совместная обработка данных АЗН-В и измерений ОЭС превосходит по достигаемой точности каждый из этих источников в отдельности и сохраняет преимущество и при категории НАСр = 8. При отсутствии возможности получения данных АЗН-В лучшим из рассматриваемых является алгоритм согласно п. 3.4.3.

5) Получены характеристики авторской методики обнаружения нарушения целостности измерений ОЭС (п. 5.2.6). Вероятность ложной сигнализации выдерживается на назначенном уровне, скачкообразные и медленно нарастающие искажения обнаруживаются на уровне, согласующемся с расчетной обнаруживающей способностью критериев по (4.23), а учет выдаваемой сигнализации существенно снижает долю выдачи недостоверной информации.

6) Установлены метрики безопасности СПС при работе алгоритмов ИИФ (пп. 5.2.4 и 5.2.5). В некооперативном режиме требование RTCA DO-365B к точности определения положения ВС-нарушителя обеспечивается во всех прогонах, а передача рассчитанных метрик качества параметров ИИФ логике предупреждения столкновений приводит метрики безопасности к значениям ниже целевых по RTCA DO-396. В кооперативном режиме опасных сближений не зафиксировано, целевое значение метрики LR достигается начиная с седьмой заявляемой категории точности параметров АЗН-В, а учет метрик снижает тяжесть нарушения условия безопасного самоэшелонирования.

7) Установлена граница самостоятельного обеспечения целостности некооперативным контуром: на малых и средних дальностях контур либо удерживает погрешность ниже рассчитанного защитного уровня, либо обнаруживает искажение, а с ростом дальности регистрирует недоступность, что служит основанием для привлечения кооперативного канала.

8) Сформулированы рекомендации по применению синтезированных алгоритмов ИИФ СПС (п. 5.3) в части построения оценителя, реализации контроля качества и целостности и эксплуатации БВС, а также предложения по перспективному нормированию интервалов эшелонирования и пересмотру требований к измерителям ИИФ СПС.

Полученные в пятой главе результаты подтверждают положения, выносимые на защиту, и завершают решение поставленных в диссертационной работе научно-практических задач.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе рассматривается информационно-измерительное обеспечение бортовой СПС БВС и реализуемая им ИИФ в кооперативном и некооперативном режимах наблюдения с использованием информации канала АЗН-В и измерений ОЭС. Приведены структура алгоритмов ИИФ СПС, математические модели погрешностей измерителей, уравнения оценщика на основе дискретного стохастического оптимального фильтра Калмана, критерии обнаружения нарушений целостности и метрики точности и целостности определения параметров движения ВС-нарушителя, а также методические и программно-алгоритмические средства имитационного моделирования, примененные для оценки вклада синтезированных алгоритмов в метрики безопасности СПС.

Итогами выполнения работы стали следующие результаты:

1) Проведен анализ требований к безопасности полетов БВС и требуемых характеристик качества для контура навигации. Показано, что предусмотренные стандартами категории навигационного оборудования не выдают всего перечня характеристик, необходимых для построения защитных зон, вследствие чего средства контроля целостности и характеристики качества параметров должны формироваться в составе самой ИИФ СПС. Обоснован минимально необходимый аппаратный состав информационно-измерительного обеспечения СПС: БИНС, АПСН, ОЭС и приемное оборудование АЗН-В. Предложено терминологическое разделение понятий системы предупреждения столкновений на СПС и СПрС. Разработана структура алгоритмов ИИФ СПС для кооперативного и некооперативного режимов наблюдения, определяющая состав основных блоков и связи между ними.

2) Сформированы векторы входных измерений для контура навигации и для контура СПС в обоих режимах наблюдения, определены пространства состояния и приняты математические модели погрешностей БИНС, АПСН и ОЭС. Получена авторская математическая модель, связывающая погрешность прогноза положения особой точки на снимке с погрешностями ОЭС и БИНС и учитывающая корреляцию, утрачиваемую при раздельном описании контуров. Установлено свойство анизотропии неопределенности определения положения ВС-нарушителя по оптическим измерениям.

3) Разработана структура оценщика на основе дискретного стохастического оптимального фильтра Калмана, сформированы уравнения динамики и измерений для контура навигации БВС и для контура СПС. Получены выражения элементов матрицы связи ОЭС и вектора шумов измерений, образующие авторскую математическую модель связи погрешностей БИНС и ОЭС с вектором оптических измерений. Предложена

модификация алгоритма оценщика для учета неопределенности динамики ВС-нарушителя при расчете априорной матрицы ковариации, сохраняющая чувствительность оценщика к невязкам. Получена авторская стохастическая модель учета связей между параметрами вектора состояния и шумами измерений при инициализации оценщика.

4) Приведены правила исключения и восстановления измерений ОТ в оценщике при нарушении целостности. Предложена авторская методика обнаружения нарушения целостности измерений ОЭС на основе двух авторских критериев, реализуемых тремя условиями. Для контура СПС предложены авторские метрики точности и целостности оценки параметров движения ВС-нарушителя по измерениям ОЭС, в состав которых входит наименьшее необнаруживаемое смещение оценки положения ВС-нарушителя.

5) Разработаны методические средства и программно-математическое обеспечение имитационного моделирования замкнутого контура СПС в составе генератора сценариев конфликта, моделей измерителей, алгоритмов ИИФ СПС, логики предупреждения столкновений и маневра уклонения. Методом статистического моделирования подтверждены состоятельность авторской модели погрешностей измерений ОЭС, необходимость модификации уравнения вычисления априорной матрицы ковариации и авторская стохастическая модель учета связей при инициализации оценщика, получены характеристики авторской методики обнаружения нарушения целостности измерений ОЭС.

6) Установлены метрики безопасности СПС при работе алгоритмов ИИФ. В некооперативном режиме требование RTCA DO-365B к точности определения положения ВС-нарушителя обеспечивается во всех прогонах, а передача рассчитанных метрик качества логики предупреждения столкновений приводит метрики безопасности к значениям ниже целевых по RTCA DO-396. В кооперативном режиме опасных сближений не зафиксировано, целевое значение метрики LR достигается начиная с седьмой заявляемой категории точности параметров АЗН-В. Установлена граница самостоятельного обеспечения целостности некооперативным контуром, что служит основанием для привлечения кооперативного канала на больших дальностях при наличии такой возможности.

7) Сформулированы рекомендации по применению синтезированных алгоритмов ИИФ СПС в части построения оценщика, реализации контроля качества и целостности и эксплуатации БВС, а также предложения по перспективному нормированию интервалов эшелонирования и пересмотру требований к измерителям ИИФ СПС.

Результаты имитационного моделирования, приведенные в пятой главе диссертационной работы, подтвердили выносимые на защиту положения:

– разработанная математическая модель погрешностей определения координат ВС-нарушителя по измерениям ОЭС, учитывающая связь этих погрешностей с погрешностями БИНС, обеспечивает соответствие прогнозируемой точности фактической оценке на всем диапазоне дальностей работы ОЭС и снижает вероятность ложной сигнализации в 4 раза по сравнению с применением упрощенной модели;

– использование в ИИФ СПС стохастической модели учета связей между параметрами вектора состояния и шумами измерений при инициализации оценивателя при первичном захвате ВС-нарушителя позволяет снизить погрешность определения дальности на втором измерении ОЭС на 65-85%, а при наличии априорной информации о ВС-нарушителе позволяет уменьшить погрешность определения положения в 1,4 раза по сравнению с использованием только данных АЗН-В и в 19 раз по сравнению с использованием только ОЭС;

– использование в ИИФ СПС модифицированного уравнения вычисления априорной матрицы ковариации оценивателя путем добавления стохастической модели учета неопределенности в изменении динамики движения ВС-нарушителя позволяет при его маневре сохранить точность оценки в пределах требований RTCA DO-365B и исключить ложные срабатывания контроля целостности, возникающие без модификации для 31% эпох;

– использование в ИИФ СПС алгоритма обнаружения нарушения целостности измерений ОЭС, синтезированного с использованием разработанных математических моделей, методик и критериев, позволяет обнаруживать скачкообразные искажения от 3 пикселей и медленно нарастающие искажения с темпом от 0,11 пикселя в секунду с медианной задержкой от 8 до 18 с при вероятности ложной сигнализации не более $7 \cdot 10^{-5}$ на измерение и снижает вероятность выдачи недостоверной информации в 42 раза по сравнению с контролем целостности на основе метрик.

В процессе выполнения диссертационной работы получены результаты, обладающие научной новизной:

– разработана линеаризованная математическая модель погрешностей определения координат ВС-нарушителя, устанавливающая связь погрешностей измерений оптико-электронной и инерциальной навигационной систем;

– разработаны стохастические модели учета корреляционных связей между параметрами вектора состояния и шумами измерений при инициализации оценивателя, позволяющие учитывать нарушение исходных предположений о некоррелированности начальных значений ошибок оценок и шумов измерений;

- модифицировано уравнение расчета априорной матрицы ковариации ошибок оценивания путем введения стохастической модели неопределенности изменения динамики движения ВС-нарушителя;

- разработаны методики и критерии обнаружения нарушений целостности измерений оптико-электронной системы, а также предложены метрики точности и целостности оценивания параметров движения ВС-нарушителя для информационно-измерительного обеспечения системы предупреждения столкновений.

Таким образом, разработано методическое и программно-алгоритмическое обеспечение ИИФ СПС, включающее средства контроля качества определения параметров движения ВС-нарушителя, которое при учете формируемых метрик качества логикой предупреждения столкновений обеспечивает требования к безопасности полетов, установленные RTCA DO-365B и DO-396 в части целевых метрик безопасности СПС. В некооперативном режиме погрешность определения положения ВС-нарушителя отвечает требованиям DO-365B, верхняя граница частоты выдачи недостоверной информации при отсутствии искажений составляет $1,7 \cdot 10^{-4}$ на эпоху, а медианная задержка обнаружения искажений не превышает 18 с.

Результаты работы использованы в НИОКР АО «КТ – Беспилотные системы» и в учебном процессе кафедры 305 «Пилотажно-навигационные и информационно-измерительные комплексы».

Перспективы дальнейшей разработки темы связаны с выработкой правил определения параметров защитных зон СПС в зависимости от рассчитанных метрик качества ИИФ СПС, что должно позволить уплотнить воздушное движение без потери безопасности, а также с пересмотром требований к измерителям ИИФ СПС. Также перспективным продолжением развития темы являются исследования по реализации модифицированных алгоритмов ассоциации данных с функцией взаимного контроля кооперативных и некооперативных измерений.

На основании полученных результатов можно сделать вывод, что в диссертационной работе решены все поставленные научно-практические задачи и достигнута цель работы, а именно обеспечение выполнения требований к безопасности полетов БВС за счет применения в информационно-измерительном обеспечении бортовой системы предупреждения столкновений разработанных методических и программно-алгоритмических средств оценки и контроля качества определения параметров движения ВС-нарушителя на основе инерциальных, радиотехнических и оптико-электронных измерений.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

ABAS	—	Aircraft-Based Augmentation System, бортовая система функционального дополнения
ACAS	—	Airborne Collision Avoidance System, бортовая система предотвращения столкновений (термин, принятый ИКАО)
AGT	—	Absolute Geodetic Track, абсолютный геодезический трек
AHRS	—	Attitude and Heading Reference System, курсовертикаль
ANEES	—	Averaged Normalized Estimation Error Squared, осредненная по ансамблю нормированная квадратичная ошибка оценки
ATAR	—	Air-To-Air Radar, тип бортовой РЛС
C2	—	Command and Control, радиоканал управления и контроля
CA	—	Collision Avoidance, предупреждение столкновений
CFR	—	Code of Federal Regulations, свод федеральных правил США
CPA	—	Closest Point of Approach, точка наибольшего сближения между ВС
DAA	—	Detect and Avoid, система предупреждения столкновений БВС
DAIDALUS	—	Detect and Avoid Alerting Logic for Unmanned Systems, библиотека логики предупреждения столкновений
DMOD	—	Distance Modification, модифицированная дальность в критерии сближения
DWC	—	Distance Well Clear, зона безопасного пространства вокруг БВС
EPU	—	Estimated Position Uncertainty, оценка неопределенности определения местоположения
FAA	—	Federal Aviation Administration, Федеральное управление гражданской авиации США
FOM	—	Figure of Merit, метрика уровня точности
GBAS	—	Ground-Based Augmentation System, наземная система функционального дополнения
GPS	—	Global Positioning System, глобальная спутниковая система позиционирования (США)
GVA	—	Geometric Vertical Accuracy, категория точности определения геометрической высоты
HAЕ	—	Height Above Ellipsoid, высота над эллипсоидом
HAL	—	Horizontal Alert Limit, горизонтальный предел оповещения
HAZ	—	Hazard Alert Zone, зона предупреждения об опасности

HEL	—	Horizontal Exclusion Level, горизонтальный уровень защиты при исключении
HFOM	—	Horizontal Figure of Merit, горизонтальный уровень точности
HMD	—	Horizontal Miss Distance, минимальное расстояние между ВС в горизонтальной плоскости
HMI	—	Hazardously Misleading Information, опасно вводящая в заблуждение информация
HPL	—	Horizontal Protection Level, горизонтальный уровень защиты (метрика целостности)
HVFOM	—	Horizontal Velocity Figure of Merit, уровень точности определения путевой скорости
IFR	—	Instrument Flight Rules, правила полетов по приборам
LoWC	—	Loss of Well Clear, нарушение безопасного самоэшелонирования
LR	—	LoWC Ratio, коэффициент риска события LoWC
MAZ	—	May Alert Zone, зона возможного предупреждения
MI	—	Misleading Information, вводящая в заблуждение информация
MOPS	—	Minimum Operational Performance Standards, минимальные требования к эксплуатационным характеристикам
NACp	—	Navigation Accuracy Category for Position, категория точности определения местоположения
NACv	—	Navigation Accuracy Category for Velocity, категория точности определения скорости
NEES	—	Normalized Estimation Error Squared, нормированная квадратичная ошибка оценки
NHZ	—	Non-Hazard Zone, неопасная зона (при нарушении DWC)
NIC	—	Navigation Integrity Category, категория целостности навигационных параметров
NIS	—	Normalized Innovation Squared, нормированная квадратичная невязка
NM	—	Nautical Mile, морская миля, 1852 метра
NMAC	—	Near Mid-Air Collision, опасное сближение в воздухе
NSE	—	Navigation System Error, погрешность навигационной системы
ORNCT	—	Ownship-Relative Non-Cooperative Track, относительная траектория полета некооперативного ВС

PBN	—	Performance Based Navigation, правила навигации на основе характеристик бортового оборудования ВС
PL	—	Protection Level, защитный уровень целостности
QROW	—	Quantified Right Of Way, количественные правила преимущественного права движения
RA	—	Resolution Advisory, рекомендация по разрешению угрозы столкновения
RMS	—	Root Mean Square, среднеквадратическое значение
RNP	—	Required Navigation Performance, требуемые навигационные характеристики для полетов в указанной зоне в рамках концепции PBN
ROW	—	Right Of Way, правила преимущественного права движения
RR	—	Risk Ratio, коэффициент риска события NMAC
RTCA	—	Radio Technical Commission for Aeronautics, Радиотехническая комиссия по авиации (США)
RWC	—	Remain Well Clear, выдерживание безопасных интервалов, самоэшелонирования
SBAS	—	Satellite-Based Augmentation System, спутниковая система функционального дополнения
SDA	—	System Design Assurance, категория гарантии проектирования системы
SIL	—	Source Integrity Level, уровень целостности источника данных
SLoWC	—	Severity of Loss of Well Clear, степень опасности нарушения безопасного самоэшелонирования
TA	—	Traffic Advisory, консультативная информация о воздушном движении. В TCAS сообщение TA привлекает внимание к потенциально опасным ВС, по отношению к которым, возможно, будет выдана рекомендация по маневру уклонения.
TCAS	—	Traffic Alert and Collision Avoidance System, система (бортовая) предотвращения столкновений.
TSE	—	Total System Error, суммарная погрешность определения места ВС
TTA	—	Time-To-Alert, время до предупреждения
UAT	—	Universal Access Transceiver, приемопередатчик универсального доступа диапазона 978 МГц

UTM	—	Unmanned Aircraft System Traffic Management, система организации воздушного движения БАС
VAL	—	Vertical Alert Limit, вертикальный предел оповещения
VEPU	—	Vertical Estimated Position Uncertainty, оценка неопределенности определения геометрической высоты
VFOM	—	Vertical Figure of Merit, вертикальный уровень точности
VFR	—	Visual Flight Rules, правила визуальных полетов
VMD	—	Vertical Miss Distance, минимальное расстояние между ВС в вертикальной плоскости
VPL	—	Vertical Protection Level, вертикальный уровень защиты (метрика целостности)
VVFOM	—	Vertical Velocity Figure of Merit, уровень точности определения вертикальной скорости
WC	—	Well Clear, безопасное удаление
WSR	—	Weighted Slant Range, взвешенное наклонное расстояние
АЗН-В	—	Автоматическое зависимое наблюдение вещательного типа
АПСН	—	Аппаратура приемника спутниковой навигации
БАС	—	Беспилотная авиационная система
БВС	—	Беспилотное воздушное судно (как элемент БАС)
БИНС	—	Бесплатформенная инерциальная навигационная система
ВОРЛ	—	Вторичный обзорный радиолокатор
ВС	—	Воздушное судно
ГНСС	—	Глобальная навигационная спутниковая система
ГорСК	—	Горизонтная (нормальная) система координат
ГСК	—	Географическая система координат
ДГСК	—	Декартова гринвичская система координат
ДЗЗ	—	Дистанционное зондирование Земли
ДУС	—	Датчик угловой скорости
ИИФ	—	Информационно-измерительная функция
ИКАО	—	Международная организация гражданской авиации
ИСК	—	Инерциальная система координат
ЛВ	—	Линия визирования
НКА	—	Навигационный космический аппарат
ОрВД	—	Организация воздушного движения
ОТ	—	Особая точка

ОФК	—	Оптимальный фильтр Калмана
ОЭС	—	Оптико-электронная система
ПМО	—	Программно-математическое обеспечение
РЛС	—	Радиолокационная станция
СК	—	Система координат
СКО	—	Среднеквадратическое отклонение
СПрС	—	Система предотвращения столкновений
СПС	—	Система предупреждения столкновений
ССК	—	Связанная система координат
ССК БВС	—	Система координат, связанная с БВС
ССК ОЭС	—	Система координат, связанная с ОЭС
УВД	—	Управление воздушным движением
ФАП	—	Федеральные авиационные правила РФ

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Commercial Drone Market Size, Share & Industry Analysis [Электронный ресурс] / Fortune Business Insights. – URL: <https://www.fortunebusinessinsights.com/commercial-drone-market-102171> (дата обращения: 29.01.2026).
2. Commercial Drones Market Size, Share & Trends Analysis Report [Электронный ресурс] / Grand View Research. – URL: <https://www.grandviewresearch.com/industry-analysis/global-commercial-drones-market> (дата обращения: 29.01.2026).
3. Рынок беспилотных авиационных систем в Российской Федерации : аналитический отчет [Электронный ресурс] / Ассоциация «АЭРОНЕКСТ». – 2024. – URL: https://aeronext.aero/UserFiles/ContentFiles/2024_ОТЧЕТ_АНАЛИТИКА_РЫНОК_БАС_638732265095212074.pdf (дата обращения: 29.01.2026).
4. Беспилотные авиационные системы : аналитический обзор [Электронный ресурс] / ПАО «Ростелеком». – 2024. – URL: <https://rt-static.rt.ru/sites/default/files/b2b/docs/bpla.pdf> (дата обращения: 29.01.2026).
5. Федеральные правила использования воздушного пространства Российской Федерации : утверждены постановлением Правительства Российской Федерации от 11 марта 2010 г. № 138. – Москва, 2010.
6. Национальный проект «Беспилотные авиационные системы» [Электронный ресурс] / Правительство Российской Федерации. – URL: <http://government.ru/rugovclassifier/927/about/> (дата обращения: 29.01.2026).
7. Unmanned Aircraft Systems (UAS) Traffic Management (UTM): Concepts and Engineering : fact sheet [Электронный ресурс] / Federal Aviation Administration. – Washington, 2022. – URL: https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/2022-06/FactSheet_UTM.pdf (дата обращения: 29.01.2026).
8. Commission Implementing Regulation (EU) 2021/664 of 22 April 2021 on a regulatory framework for the U-space [Электронный ресурс]. – Brussels, 2021. – URL: <https://eur-lex.europa.eu/eli/reg/2021/664/oj> (дата обращения: 29.01.2026).
9. Концептуальные предложения по интеграции беспилотных авиационных систем в воздушное пространство Российской Федерации / АНО «Центр «Аэронет». – Москва, 2018.
10. Цифровые сервисы Национальной технологической инициативы [Электронный ресурс] / АНО «Платформа НТИ». – URL: <https://ds.nti2035.ru> (дата обращения: 29.01.2026).
11. RTCA DO-365B. Minimum Operational Performance Standards (MOPS) for Detect and Avoid (DAA) Systems. – Washington : RTCA, Inc., 2021.

12. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. Авиационная электросвязь. Том IV. Системы обзорной радиолокации и предупреждения столкновений. – 5-е изд. – Монреаль : ИКАО, 2014.
13. RTCA DO-185A. Minimum Operational Performance Standards for Traffic Alert and Collision Avoidance System II (TCAS II) Airborne Equipment. – Washington : RTCA, Inc., 1997.
14. Doc 9863. Руководство по бортовой системе предупреждения столкновений (ACAS). – 2-е изд. – Монреаль : ИКАО, 2012.
15. RTCA DO-385. Minimum Operational Performance Standards for Airborne Collision Avoidance System X (ACAS Xa and ACAS Xo). – Washington : RTCA, Inc., 2018.
16. RTCA DO-386. Minimum Operational Performance Standards for Airborne Collision Avoidance System Xu (ACAS Xu). – Washington : RTCA, Inc., 2020.
17. RTCA DO-396. Minimum Operational Performance Standards (MOPS) for Airborne Collision Avoidance System sXu (ACAS sXu). – Washington : RTCA, Inc., 2022.
18. Magazu, D. III. Exploiting the Automatic Dependent Surveillance-Broadcast System via False Target Injection : master's thesis / D. Magazu III. – Wright-Patterson AFB : Air Force Institute of Technology, 2012.
19. RTCA DO-366. Minimum Operational Performance Standards (MOPS) for Air-to-Air Radar for Traffic Surveillance. – Washington : RTCA, Inc., 2017.
20. RTCA DO-384. Minimum Operational Performance Standards (MOPS) for GNSS Aided Inertial Systems. – Washington : RTCA, Inc., 2020.
21. Doc 9613. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN). – 4-е изд. – Монреаль : ИКАО, 2013.
22. Стулов, А. В. Проблемы внедрения и использования спутниковых навигационных технологий в гражданской авиации России / А. В. Стулов, Ю. Н. Кириков, К. В. Карасев // Научный вестник ГосНИИ ГА. – 2020. – № 30. – С. 158–166.
23. Drones, Missiles and Jamming: UN Aviation Chief Calls for Urgent Action to Protect Civil Aircraft [Электронный ресурс] / ICAO. – Montreal, 2025. – URL: <https://www.icao.int/news/drones-missiles-and-jamming-un-aviation-chief-calls-urgent-action-protect-civil-aircraft> (дата обращения: 29.01.2026).
24. Fasano, G. Sense and Avoid for Unmanned Aircraft Systems / G. Fasano, D. Accardo, A. Moccia, D. Maroney // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. – 2016. – Vol. 31, № 11. – P. 82–110.
25. Fasano, G. Analytical Framework for Sensing Requirements Definition in Non-Cooperative UAS Sense and Avoid / G. Fasano, R. Opromolla // Drones. – 2023. – Vol. 7, № 10. – Art. 621.

26. Defining Well Clear for Unmanned Aircraft Systems / S. P. Cook, D. Brooks, R. Cole [et al.] // AIAA Infotech@Aerospace, Kissimmee, 5–9 January 2015. – Reston : AIAA, 2015. – Paper AIAA 2015-0481.
27. Weinert, A. Well-Clear Recommendation for Small Unmanned Aircraft Systems Based on Unmitigated Collision Risk / A. Weinert, S. Campbell, A. Vela [et al.] // Journal of Air Transportation. – 2018. – Vol. 26, № 3. – P. 113–122.
28. Lee, S. Evaluating Noncooperative Detect-and-Avoid Well Clear Definitions with Alerting Performance and Surveillance Requirement / S. Lee, M. G. Wu, A. C. Cone // Journal of Air Transportation. – 2021. – Vol. 29, № 4. – P. 171–183.
29. Kochenderfer, M. J. Next-Generation Airborne Collision Avoidance System / M. J. Kochenderfer, J. E. Holland, J. P. Chryssanthacopoulos // Lincoln Laboratory Journal. – 2012. – Vol. 19, № 1. – P. 17–33.
30. ACAS Xu: Integrated Collision Avoidance and Detect and Avoid Capability for UAS / M. P. Owen, A. Panken, R. Moss [et al.] // 2019 IEEE/AIAA 38th Digital Avionics Systems Conference (DASC), San Diego, 8–12 September 2019. – San Diego, 2019. – P. 1–10.
31. DAIDALUS: Detect and Avoid Alerting Logic for Unmanned Systems / C. A. Munoz, A. Narkawicz, G. Hagen [et al.] // 2015 IEEE/AIAA 34th Digital Avionics Systems Conference (DASC), Prague, Czech Republic, 13–17 September 2015. – Prague, 2015. – P. 5A1-1–5A1-12.
32. Narkawicz, A. Sensor Uncertainty Mitigation and Dynamic Well Clear Volumes in DAIDALUS / A. Narkawicz, C. Muñoz, A. Dutle // 2018 IEEE/AIAA 37th Digital Avionics Systems Conference (DASC), London, 23–27 September 2018. – London, 2018. – P. 1–8.
33. Bar-Shalom, Y. Estimation with Applications to Tracking and Navigation / Y. Bar-Shalom, X. R. Li, T. Kirubarajan. – New York : John Wiley & Sons, 2001. – 558 p.
34. Li, X. R. Survey of Maneuvering Target Tracking. Part I: Dynamic Models / X. R. Li, V. P. Jilkov // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. – 2003. – Vol. 39, № 4. – P. 1333–1364.
35. He, S. Trajectory Optimization for Target Localization With Bearing-Only Measurement / S. He, H.-S. Shin, A. Tsourdos // IEEE Transactions on Robotics. – 2019. – Vol. 35, № 3. – P. 653–668.
36. A Bearing-Angle Approach for Unknown Target Motion Analysis Based on Visual Measurements / Z. Ning, Y. Zhang, J. Li [et al.] // The International Journal of Robotics Research. – 2024. – Vol. 43, № 8. – P. 1228–1249.
37. Opromolla, R. Visual-Based Obstacle Detection and Tracking, and Conflict Detection for Small UAS Sense and Avoid / R. Opromolla, G. Fasano // Aerospace Science and Technology. – 2021. – Vol. 119. – Art. 107167.

38. Браммер, К. Фильтр Калмана – Бьюси / К. Браммер, Г. Зиффлинг. – Москва : Наука, 1982.
39. Степанов, О. А. Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания / О. А. Степанов. – Санкт-Петербург : ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2017. – 509 с.
40. Емельянцев, Г. И. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / Г. И. Емельянцев, А. П. Степанов ; под общ. ред. В. Г. Пешехонова. – Санкт-Петербург : ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016. – 394 с.
41. Groves, P. D. Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems / P. D. Groves. – 2nd ed. – Boston ; London : Artech House, 2013. – 776 p.
42. Долженков Н.Н., Антонов Д.А., Савкин А.В., Дрягин Д.М. / Метод автономной навигации на базе инерциальных и оптико-электронных измерений для беспилотных летательных аппаратов различных классов // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. – 2020. – № 12. – С. 26–35. – EDN KKCYOE.
43. Комбинированный способ решения навигационной задачи с применением системы технического зрения / А. В. Савкин, Л. А. Колганов, Д. А. Антонов [и др.] // Приборы. – 2023. – № 10 (280). – С. 19–30.
44. Joerger, M. Kalman Filter-Based Integrity Monitoring Against Sensor Faults / M. Joerger, B. Pervan // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2013. – Vol. 36, № 2. – P. 349–361.
45. Bhattacharyya, S. Kalman Filter–Based RAIM for GNSS Receivers / S. Bhattacharyya, D. Gebre-Egziabher // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. – 2015. – Vol. 51, № 3. – P. 2444–2459.
46. Baseline Advanced RAIM User Algorithm and Possible Improvements / J. Blanch, T. Walter, P. Enge [et al.] // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. – 2015. – Vol. 51, № 1. – P. 713–732.
47. Quartararo, J. D. Detecting Slowly Accumulating Faults Using a Bank of Cumulative Innovations Monitors in Kalman Filters / J. D. Quartararo, S. E. Langel // NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation. – 2022. – Vol. 69, № 1. – Art. navi.507.
48. Jamoom, M. B. Unmanned Aircraft System Sense-and-Avoid Integrity and Continuity Risk / M. B. Jamoom, M. Joerger, B. Pervan // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. – 2016. – Vol. 39, № 3. – P. 498–506.

49. Strohmeier, M. On the Security of the Automatic Dependent Surveillance-Broadcast Protocol / M. Strohmeier, V. Lenders, I. Martinovic // IEEE Communications Surveys & Tutorials. – 2015. – Vol. 17, № 2. – P. 1066–1087.
50. Фальков, Э. АЗН-В и информационная безопасность воздушного движения / Э. Фальков, С. Шаврин // Первая миля. – 2020. – № 5. – С. 50–56.
51. Psiaki, M. L. GNSS Spoofing and Detection / M. L. Psiaki, T. E. Humphreys // Proceedings of the IEEE. – 2016. – Vol. 104, № 6. – P. 1258–1270.
52. Impacts of Global Navigation Satellite System Jamming on Aviation / M. Felux, P. Fol, B. Figuet [et al.] // NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation. – 2024. – Vol. 71, № 3. – Art. navi.657.
53. Code of Federal Regulations. Title 14. Aeronautics and Space. Part 91. General Operating and Flight Rules. – Washington : Federal Aviation Administration, ред. 2025.
54. Airspace Safety Threshold Study: Status Update to SC-228 DAA Safety Sub-Group : доклад / NASA. – [б. м.], 2019.
55. Concept of Operations for Remotely Piloted Aircraft Systems (RPAS) in Instrument Flight Rules (IFR) Operations. – Монреаль : ИКАО, 2025.
56. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации. Авиационная электросвязь. Том I. Радионавигационные средства. – 7-е изд. – Монреаль : ИКАО, 2018.
57. RTCA DO-229D. Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System / Wide Area Augmentation System Airborne Equipment. – Washington : RTCA, Inc., 2006.
58. ARINC Characteristic 743A. GNSS Sensor. – Annapolis : Aeronautical Radio, Inc., 2009.
59. RTCA DO-334. Minimum Operational Performance Standards (MOPS) for Strapdown Attitude and Heading Reference Systems (AHRS). – Washington : RTCA, Inc., 2012.
60. RTCA DO-316. Minimum Operational Performance Standards (MOPS) for Global Positioning System / Aircraft Based Augmentation System Airborne Equipment. – Washington : RTCA, Inc., 2009.
61. ARINC Specification 429P1-19. Mark 33 Digital Information Transfer System (DITS). Part 1. Functional Description, Electrical Interface, Label Assignments and Word Formats. – Annapolis : Aeronautical Radio, Inc., 2019.
62. Doc 9849. Руководство по глобальной навигационной спутниковой системе (GNSS). – 3-е изд. – Монреаль : ИКАО, 2017.

63. Reason, J. The Contribution of Latent Human Failures to the Breakdown of Complex Systems / J. Reason // Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series B, Biological Sciences. – 1990. – Vol. 327, № 1241. – P. 475–484.
64. Revisiting the Swiss Cheese Model of Accidents : EEC Note № 13/06 / Eurocontrol Experimental Centre. – Brétigny-sur-Orge, 2006.
65. McKinnon, R. C. A Practical Guide to Effective Workplace Accident Investigation / R. C. McKinnon. – Boca Raton : CRC Press, 2022. – 272 p. – P. 25–28. – ISBN 978-1-000-56914-8.
66. Doc 9859. Руководство по управлению безопасностью полетов. – 4-е изд. – Монреаль : ИКАО, 2018.
67. AC 25.1309-1A. System Design and Analysis : advisory circular. – Washington : Federal Aviation Administration, 1988.
68. CS-25. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes : Amendment 28 (ED Decision 2023/021/R). Book 2. AMC 25.1309. System Design and Analysis. – Cologne : EASA, 2023.
69. RTCA DO-260B. Minimum Operational Performance Standards for 1090 MHz Extended Squitter Automatic Dependent Surveillance – Broadcast (ADS-B) and Traffic Information Services – Broadcast (TIS-B). – Washington : RTCA, Inc., 2009.
70. Решение Государственной комиссии по радиочастотам от 19 августа 2009 г. № 09-04-06 / ГКРЧ при Министерстве цифрового развития, связи и массовых коммуникаций Российской Федерации. – Москва, 2009.
71. RTCA DO-377. Minimum Aviation System Performance Standards for C2 Link Systems Supporting Operations of Unmanned Aircraft Systems in U.S. Airspace. – Washington : RTCA, Inc., 2019.
72. ГОСТ 20058-80. Динамика полета летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. – Москва : Издательство стандартов, 1981.
73. Параметры Земли 1990 года (ПЗ-90.11) : справочный документ. – Москва : Военно-топографическое управление Генерального штаба Вооруженных Сил Российской Федерации, 2014.
74. Лунев, Е. М. Программно-алгоритмическое обеспечение приборного комплекса беспилотного летательного аппарата для определения навигационных параметров на базе фотоизображения : дис. ... канд. техн. наук / Е. М. Лунев. – Москва, 2011.
75. Помыкаев, И. И. Навигационные приборы и системы : учебное пособие / И. И. Помыкаев, В. П. Селезнев, Л. А. Дмитроченко ; под ред. И. И. Помыкаева. – Москва : Машиностроение, 1983.

76. Classification of GNSS Interference : доклад на совещании экспертов Международного комитета по ГНСС (ICG), Вена, 2015 г. [Электронный ресурс] / Zhouyi, Xiong Wen, Zhen Weimin ; United Nations Office for Outer Space Affairs. – Vienna, 2015. – URL: <https://www.unoosa.org/pdf/icg/2015/presentations/52.pdf> (дата обращения: 04.03.2026).

77. Brown, R. G. A Baseline GPS RAIM Scheme and a Note on the Equivalence of Three RAIM Methods / R. G. Brown // Navigation: Journal of the Institute of Navigation. – 1992. – Vol. 39, № 3. – P. 301–316.

78. Колганов Л.А., Савкин А.В., Антонов Д.А. [и др.] / Алгоритм контроля целостности навигационного решения на основе инерциальных и спутниковых измерений // Приборы. – 2023. – № 5 (275). – С. 39–45.

79. IS-GPS-200J. NAVSTAR GPS Space Segment / Navigation User Segment Interfaces : интерфейсный контрольный документ. – El Segundo : Global Positioning Systems Directorate, 2018.

80. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. Навигационный сигнал в диапазонах L1, L2 : редакция 5.1. – Москва, 2008.

81. The Stanford-ESA Integrity Diagram: a New Tool for the User Domain SBAS Integrity Assessment / M. Tossaint, J. Samson, F. Toran [et al.] // NAVIGATION: Journal of the Institute of Navigation. – 2007. – Vol. 54, № 2. – P. 153–162.

82. Савкин, А. В., Антонов Д.А. / Оценка влияния качества определения параметров движения на основные метрики безопасности системы предупреждения столкновений беспилотных воздушных судов // Приборы. – 2026. – № 6 (312). – С. 25–35. – EDN UAAIVE.

83. Автин И. В., Савкин А. В., Кошелев Б. В. [и др.] / От концепции к результатам: математическое моделирование алгоритмов бортовой системы предупреждения столкновений для беспилотных авиационных систем // Научный вестник ГосНИИ ГА. – 2026. – № 55. – С. 24–37.

84. AC 20-165B. Airworthiness Approval of Automatic Dependent Surveillance – Broadcast (ADS-B) Out Systems : advisory circular. – Washington : Federal Aviation Administration, 2015.

ПРИЛОЖЕНИЕ А. Входные параметры системы предупреждения столкновений и их связь с навигационными метриками

(справочное)

Настоящее приложение содержит перечни входных параметров логики СПС и сведения о соответствии между дискретными категориями качества навигационного решения, передаваемыми по каналу АЗН-В, и непрерывными навигационными метриками, рассмотренными в п. 1.2. Перечни приведены на примере стандарта на СПС малых БВС [17], поскольку этот стандарт наиболее полно определяет возможные варианты входных данных для БВС малых и средних классов. Материал приложения использован при формировании перечней входных и выходных параметров алгоритмов ИИФ СПС (п. 1.6) и при задании характеристик источников данных в программно-математическом обеспечении имитационного моделирования (глава 5).

А.1 Входные параметры о собственном воздушном судне

Входной интерфейс логики СПС в части данных о собственном ВС образован несколькими векторами, каждый из которых отвечает отдельному источнику данных бортового оборудования.

Вектор дискретных параметров собственного ВС (вектор настроек алгоритма ACAS)

Эффективная скорость разворота собственного ВС, рад/с;

Эффективная вертикальная скорость собственного ВС, фут/с.

Вектор высоты относительно земли собственного ВС

Высота собственного ВС над уровнем земли (Above Ground Level, AGL), футы.

Вектор истинного курса собственного ВС

Угол истинного курса собственного ВС, радианы.

Вектор данных наблюдения в системе координат WGS-84

Широта собственного ВС, град;

Долгота собственного ВС, град;

Скорость собственного ВС в направлении с запада на восток, узлы;

Скорость собственного ВС в направлении с юга на север, узлы;

Геодезическая высота собственного ВС над эллипсоидом (Height Above Ellipsoid, HAE), футы;

Вертикальная скорость изменения геодезической высоты собственного ВС над эллипсоидом, фут/с;

Категория точности навигационного решения по координатам (NACp), значения 0–11;

Категория точности навигационного решения по скорости (NACv), значения 0–4;

Метрика точности определения высоты собственного ВС (VFOM), м.

Вектор барометрической высоты собственного ВС

Барометрическая высота собственного ВС, футы.

Вектор истинной воздушной скорости собственного ВС

Истинная воздушная скорость собственного ВС в горизонте, узлы.

Как следует из приведенного перечня, логика СПС оперирует не непрерывными метриками точности навигационного решения, а их дискретными категориями NACp и NACv. Кодирование этих категорий установлено стандартом на A3H-B 1090ES [69]; требования к источнику навигационных данных, выдающему указанные категории, приведены в [84, приложение В] и в [20, п. 3.2.2.1].

Категория NACp назначается по расчетной неопределенности положения (Estimated Position Uncertainty, EPU). Величина EPU представляет собой 95-процентную границу погрешности определения горизонтального положения и определяется как радиус круга с центром в сообщаемом месте ВС, вероятность нахождения истинного места вне которого равна 0,05. Численно EPU совпадает с метрикой точности HFOM навигационного решения источника, то есть категория NACp это результат квантования метрики HFOM по шкале, приведенной в таблице А.1.

Категория NACv назначается по 95-процентным границам погрешности определения составляющих скорости, обозначаемым HFOMR для горизонтальной скорости и VFOMR для вертикальной скорости. Соответствующая шкала приведена в таблице А.5.

Таблица А.1 – Связь категории NACp с расчетной неопределенностью положения и навигационными спецификациями

Граница расчетной неопределенности положения EPU (метрика HFOM)	NACp	Примечание
$EPU \geq 18,52 \text{ км (10 NM)}$ или не определена	0	Точность не определена
$EPU < 18,52 \text{ км (10 NM)}$	1	Соответствует спецификации RNP 10
$EPU < 7,408 \text{ км (4 NM)}$	2	Соответствует спецификации RNP 4
$EPU < 3,704 \text{ км (2 NM)}$	3	Соответствует спецификации RNP 2
$EPU < 1852 \text{ м (1 NM)}$	4	Соответствует спецификации RNP 1
$EPU < 926 \text{ м (0,5 NM)}$	5	Соответствует спецификации RNP 0.5

Граница расчетной неопределенности положения EPU (метрика HFOM)	НАСр	Примечание
EPU < 555,6 м (0,3 NM)	6	Соответствует спецификации RNP 0.3
EPU < 185,2 м (0,1 NM)	7	Соответствует спецификации RNP 0.1
EPU < 92,6 м (0,05 NM)	8	Минимально допустимая категория для передачи АЗН-В по 14 CFR 91.227 (для данных, принимаемых СПС, минимально допустимая категория НАСр = 7 [11])
EPU < 30 м	9	ГНСС при отключенном режиме селективного доступа
EPU < 10 м	10	ГНСС с широкозонным функциональным дополнением (SBAS)
EPU < 3 м	11	ГНСС с локальным функциональным дополнением (GBAS)

А.2 Входные параметры о воздушном судне-нарушителе

Состав данных о ВС-нарушителе определяется режимом наблюдения. В кооперативном режиме данные принимаются от бортового передатчика АЗН-В нарушителя, в некооперативном режиме они формируются собственными измерителями БВС. Классификация систем по доступным источникам данных о нарушителе приведена в таблице А.2, перечень передаваемых параметров – в таблице А.3.

Таблица А.2 – Классификация СПС и СПрС в зависимости от доступных источников данных о ВС-нарушителе

Система (стандарт)	Источники данных о ВС-нарушителе
TCAS II [13]	Только кооперативное наблюдение: транспондеры ВОРЛ режима S: активный запрос и прием ответов от других ВС; транспондеры ВОРЛ режимов А/С: прием ответов от ВС ранних типов (код опознавания и барометрическая высота); АЗН-В (пассивный прием): опционально в поздних версиях

Система (стандарт)	Источники данных о ВС-нарушителе
ACAS Xa/Xo [15]	Только кооперативное наблюдение: ВОРЛ режима S (расширенный): активный запрос с улучшенной обработкой; АЗН-В (интегрированный): используется в качестве основного источника при доступности
СПС для БВС [11]	Кооперативное наблюдение: АЗН-В (состав передаваемых данных установлен в [69]); Некооперативное наблюдение: бортовая РЛС типа Air-To-Air Radar (ATAR) (характеристики установлены в [19]). Предусмотрен выбор между кооперативными и некооперативными данными (ассоциация данных)
ACAS Xu [16]	Кооперативное наблюдение: АЗН-В (состав передаваемых данных установлен в [69]); Некооперативное наблюдение: бортовая РЛС типа ATAR (характеристики установлены в [19]); допускается дополнительная ОЭС в качестве некооперативного источника. Возможна комплексная обработка информации о ВС-нарушителе
ACAS sXu [17]	Кооперативное наблюдение: АЗН-В (состав передаваемых данных установлен в [69]), в том числе в режиме приема данных по каналам UTM; Некооперативное наблюдение: ОЭС, лидар, бортовая РЛС типа ATAR, маломощные РЛС, акустические датчики

В качестве примера конкретных входных параметров о ВС-нарушителе в кооперативном и некооперативном режимах наблюдения в таблице А.3 приведен перечень основных навигационных параметров для ACAS sXu в зависимости от источника данных. В некооперативном режиме этот стандарт предусматривает два варианта интерфейса входных данных о ВС-нарушителе: вектор абсолютной геодезической траектории (Absolute Geodetic Track, AGT) и вектор относительных траекторных параметров, связанный с собственным ВС (Ownship-Relative Non-Cooperative Track, ORNCT).

Таблица А.3 – Основные навигационные параметры о ВС-нарушителе в зависимости от источника данных

Источник данных	Состав передаваемых данных
АЗН-В ES 1090 МГц	<i>Вектор состояния нарушителя по местоположению</i> Широта нарушителя, град; Долгота нарушителя, град; Барометрическая высота нарушителя, футы; Категория целостности навигационного решения нарушителя (Navigation Integrity Category, NIC), значения 0–11. <i>Вектор состояния нарушителя по скорости</i> Скорость нарушителя в направлении с запада на восток, узлы; Скорость нарушителя в направлении с юга на север, узлы; Вертикальная скорость нарушителя, фут/мин; Категория точности навигационного решения по скорости (NACv), значения 0–4. <i>Отчет о режиме и состоянии нарушителя</i> Категория точности навигационного решения по координатам (NACp), значения 0–11; Категория точности определения геометрической высоты (Geometric Vertical Accuracy, GVA), значения 0–3; Уровень целостности источника (Source Integrity Level, SIL), значения 0–3; Уровень гарантии проектирования системы (System Design Assurance, SDA), значения 0–3
АЗН-В в режиме приема данных UAT 978 МГц	<i>Вектор состояния нарушителя UAT</i> Широта нарушителя, град; Долгота нарушителя, град; Барометрическая высота нарушителя, футы; Скорость нарушителя в направлении с запада на восток, узлы; Скорость нарушителя в направлении с юга на север, узлы; Категория целостности навигационного решения нарушителя (NIC), значения 0–11

Источник данных	Состав передаваемых данных
Некооперативный режим (бортовая РЛС, лидар, ОЭС)	<i>Вектор абсолютной геодезической траектории (AGT)</i> Широта нарушителя, град; Долгота нарушителя, град; Скорость нарушителя в направлении с запада на восток, узлы; Скорость нарушителя в направлении с юга на север, узлы; Матрица ковариации погрешностей определения горизонтального положения и горизонтальной скорости нарушителя; Барометрическая высота нарушителя, футы; Вертикальная скорость изменения барометрической высоты нарушителя, фут/с; Матрица ковариации погрешностей определения барометрической высоты нарушителя; Геодезическая высота нарушителя над эллипсоидом (НАЕ), футы; Вертикальная скорость изменения геодезической высоты нарушителя, фут/с; Матрица ковариации погрешностей определения геодезической высоты нарушителя. <i>Вектор относительной некооперативной траектории (ORNCT)</i> Угол азимута на нарушителя (отсчитывается от направления на истинный север, истинный север соответствует нулю, истинный восток – значению $\pi/2$), радианы; Скорость изменения горизонтальной дальности до нарушителя (положительна при увеличении дальности), фут/с; Поперечная составляющая скорости изменения горизонтальной дальности (положительна при движении нарушителя по часовой стрелке относительно собственного ВС), фут/с; Матрица ковариации погрешностей в горизонтальной плоскости; Высота нарушителя относительно собственного ВС (положительна, если нарушитель выше собственного ВС), футы; Вертикальная скорость изменения высоты нарушителя относительно собственного ВС (положительна при наборе высоты нарушителем), фут/с; Матрица ковариации погрешностей в вертикальной плоскости

Источник данных	Состав передаваемых данных
Канал обмена между ВС (V2V), опционально	Аналогично некооперативному режиму
Внешний источник данных ВОРЛ, опционально	Аналогично некооперативному режиму

А.3 Связь входных параметров СПС и навигационных метрик

Дискретные категории качества, передаваемые по каналу АЗН-В, образуются квантованием непрерывных метрик навигационного решения источника. Соответствие категорий и метрик установлено следующим образом: категория целостности NIS назначается по защитному уровню HPL и выражается через радиус ограничения R_c (Horizontal Containment Radius); категория точности по координатам NACp назначается по метрике HFOM (величина EPU); категория точности по скорости NACv назначается по метрикам HFOMR и VFOMR; категория точности определения геометрической высоты GVA назначается по метрике VFOM.

Существенным для дальнейшего изложения является то, что категория задает только верхнюю границу соответствующей метрики. Поэтому обратный переход от принятой категории к метрике неоднозначен и дает лишь оценку сверху, а зависимость характеристик СПС от категории носит ступенчатый характер, причем шаг шкалы категорий неравномерен. Это обстоятельство учтено при постановке опытов главы 5.

Таблица А.4 – Связь категории NIS, радиуса ограничения и метрики целостности по коду типа сообщения АЗН-В 1090ES [69]

Тип сообщения АЗН-В	Код типа	Радиус ограничения R_c	NIS	Метрика целостности навигационного решения	Тип передаваемой высоты
Позиционная информация отсутствует	0	Не определен	0	Не определена	Барометрическая высота либо высота не передается

Тип сообщения АЗН-В	Код типа	Радиус ограничения R_c	NIC	Метрика целостности навигационного решения	Тип передаваемой высоты
Сообщение опознавания и категории ВС	1–4	Не применимо	Не применимо	Не применимо	Не применимо
Информация о положении ВС на земле	5	$R_c < 7,5 \text{ м}$	11	$HPL < 7,5 \text{ м}$	Высота не передается
	6	$R_c < 25 \text{ м}$	10	$HPL < 25 \text{ м}$	
	7	$R_c < 75 \text{ м}$	9	$HPL < 75 \text{ м}$	
	7	$R_c < 185,2 \text{ м (0,1 NM)}$	8	$HPL < 185,2 \text{ м}$	
	8	$R_c < 370,4 \text{ м (0,2 NM)}$	7	$HPL < 370,4 \text{ м}$	
	8	$R_c < 555,6 \text{ м (0,3 NM)}$	6	$HPL < 555,6 \text{ м}$	
	8	$R_c < 1111,2 \text{ м (0,6 NM)}$	6	$HPL < 1111,2 \text{ м}$	
	8	$R_c \geq 1111,2 \text{ м (0,6 NM)}$ или не определен	0	$HPL \geq 1111,2 \text{ м}$ или не определена	
Информация о положении ВС в воздухе	9	$R_c < 7,5 \text{ м}$	11	$HPL < 7,5 \text{ м}$	Барометрическая высота
	10	$R_c < 25 \text{ м}$	10	$HPL < 25 \text{ м}$	
	11	$R_c < 75 \text{ м}$	9	$HPL < 75 \text{ м}$	
	11	$R_c < 185,2 \text{ м (0,1 NM)}$	8	$HPL < 185,2 \text{ м}$	
	12	$R_c < 370,4 \text{ м (0,2 NM)}$	7	$HPL < 370,4 \text{ м}$	
	13	$R_c < 555,6 \text{ м (0,3 NM)}$	6	$HPL < 555,6 \text{ м}$	
	13	$R_c < 926 \text{ м (0,5 NM)}$	6	$HPL < 926 \text{ м}$	

Тип сообщения АЗН-В	Код типа	Радиус ограничения R_c	NIC	Метрика целостности навигационного решения	Тип передаваемой высоты
	13	$R_c < 1111,2 \text{ м (0,6 NM)}$	6	$HPL < 1111,2 \text{ м}$	
	14	$R_c < 1852 \text{ м (1 NM)}$	5	$HPL < 1852 \text{ м}$	
	15	$R_c < 3704 \text{ м (2 NM)}$	4	$HPL < 3704 \text{ м}$	
	16	$R_c < 7408 \text{ м (4 NM)}$	3	$HPL < 7408 \text{ м}$	
	16	$R_c < 14\,816 \text{ м (8 NM)}$	2	$HPL < 14\,816 \text{ м}$	
	17	$R_c < 37\,040 \text{ м (20 NM)}$	1	$HPL < 37\,040 \text{ м}$	
	18	$R_c \geq 37\,040 \text{ м (20 NM)}$ или не определен	0	$HPL \geq 37\,040 \text{ м}$ или не определена	
Информация о скорости ВС в воздухе	19	Не применимо	Не применимо	Категория NACv, см. таблицу А.5	Разность барометрической и геометрической высот
Информация о положении ВС в воздухе	20	$R_c < 7,5 \text{ м}$	11	$HPL < 7,5 \text{ м}$	Геометрическая высота над эллипсоидом (НАЕ)
	21	$R_c < 25 \text{ м}$	10	$HPL < 25 \text{ м}$	
	22	$R_c \geq 25 \text{ м}$ или не определен	0	$HPL \geq 25 \text{ м}$ или не определена	
Прочие сообщения	23–31	Не применимо	Не применимо	Не применимо	Не применимо

Категория NIC назначается из условия $HPL < R_c$, поэтому границы граф R_c и HPL таблицы А.4 совпадают. Одному коду типа сообщения может отвечать несколько пар значений R_c и NIC; конкретная пара определяется значениями дополнительных разрядов

NIC Supplement (NIC_A, NIC_B, NIC_C), передаваемых в сообщении о режиме и состоянии ВС. Тем самым соответствие между кодом типа сообщения и категорией NIC не является взаимно однозначным.

Таблица А.5 – Связь категории NAC_v со скоростными метриками навигационного решения [69]

NAC _v	Граница погрешности определения горизонтальной скорости (метрика HFOMR), вероятность 0,95	Граница погрешности определения вертикальной скорости (метрика VFOMR), вероятность 0,95	Эквивалентное СКО горизонтальной скорости, м/с
4	HFOMR < 0,3 м/с (0,98 фут/с)	VFOMR < 0,46 м/с (1,5 фут/с)	0,12
3	HFOMR < 1 м/с (3,28 фут/с)	VFOMR < 1,52 м/с (5,0 фут/с)	0,41
2	HFOMR < 3 м/с (9,84 фут/с)	VFOMR < 4,57 м/с (15,0 фут/с)	1,23
1	HFOMR < 10 м/с (32,8 фут/с)	VFOMR < 15,24 м/с (50 фут/с)	4,09
0	HFOMR не определена или HFOMR ≥ 10 м/с (32,8 фут/с)	VFOMR не определена или VFOMR ≥ 15,24 м/с (50 фут/с)	Не определено

Условия таблицы А.5 проверяются в порядке убывания жесткости, начиная с NAC_v = 4: если пара значений HFOMR и VFOMR не удовлетворяет условиям для NAC_v = 4, она проверяется на соответствие условиям для NAC_v = 3 и далее по убыванию. Категория назначается по совокупности двух условий, поэтому неудовлетворительная оценка точности вертикальной составляющей скорости понижает категорию и для горизонтальной составляющей.

Значения последней графы получены в предположении о круговом рассеивании погрешности горизонтальной скорости по соотношению $\sigma = \text{HFOMR} / 2,4477$, где 2,4477 это 95-процентный квантиль распределения Рэлея. Для вертикальной составляющей рассеивание одномерное, и переход выполняется по соотношению $\sigma = \text{VFOMR} / 1,96$. Полученное для NAC_v = 2 значение 1,23 м/с согласуется с величиной 1,22 м/с, принятой при построении модели встреч в [11, приложение Q].

Требованиями 14 CFR 91.227 установлена минимально допустимая категория $NAC_v = 1$. Согласно [20, п. 3.2.2.1.2] категории $NAC_v = 3$ и $NAC_v = 4$ не следует назначать по оценке точности скорости, полученной только по измерениям ГНСС, без подтверждения полноты моделирования и испытаний источников погрешности. Тем самым диапазон категорий от $NAC_v = 1$ до $NAC_v = 2$. В опытах главы 5 принята категория $NAC_v = 2$ (табл. 5.22).

Следует учитывать, что стандарт на авиационные ГНСС-приемники [57, приложение U, п. U.5] не устанавливает требований к точности выдаваемой оценки скорости, а способ вычисления соответствующей метрики отнесен к рекомендуемым. Поэтому передаваемая по каналу АЗН-В категория NAC_v не подкреплена сертификационным требованием в той же мере, что и категория NAC_p . Это обстоятельство служит дополнительным основанием для введения в состав ИИФ СПС собственных средств контроля качества скоростных параметров ВС-нарушителя, рассматриваемых в п. 4.3.

Таблица А.6 – Связь категории GVA с метрикой точности определения геометрической высоты [69]

GVA	Граница погрешности определения геометрической высоты (метрика VFOM), вероятность 0,95
0	$VFOM > 150$ м или не определена
1	$VFOM \leq 150$ м
2	$VFOM \leq 45$ м
3	Резерв

Категория GVA используется при формулировании требований к параметрам собственного ВС и ВС-нарушителя (п. 1.5) и закреплена на уровне $GVA = 2$ в опытах п. 5.2.5.

А.4 Переход от категорий качества к среднеквадратическим отклонениям

При задании характеристик кооперативного канала в имитационной модели принятые категории качества пересчитываются в среднеквадратические отклонения погрешностей по следующим соотношениям: для горизонтального положения $\sigma = EPU / 2,4477$; для геометрической высоты $\sigma = VFOM / 1,96$; для горизонтальной скорости $\sigma = HFOMR / 2,4477$; для вертикальной скорости $\sigma = VFOMR / 1,96$. Множитель 2,4477 отвечает 95-процентному квантилю распределения Рэля и применяется к двумерному круговому рассеиванию, множитель 1,96 отвечает 95-процентному квантилю нормального распределения и применяется к одномерному рассеиванию.

Поскольку категория задает верхнюю границу интервала, а не фактическую погрешность, вычисленные таким образом среднеквадратические отклонения являются оценками сверху. При обработке результатов моделирования по оси абсцисс откладывается сама категория, а не отвечающая ей граница, так как шаг шкалы категорий неравномерен и отложение границы дало бы наклон зависимости, отражающий неравномерность шкалы, а не исследуемую связь.