

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

На правах рукописи



Колганов Леонид Александрович

**ИНФОРМАЦИОННО-ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА
ОПРЕДЕЛЕНИЯ КООРДИНАТ ДЛЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА
ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ГОРОДСКОЙ АЭРОМОБИЛЬНОСТИ**

2,2.11. «Информационно-измерительные и управляющие системы (технические науки)»

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Научный руководитель

к.т.н. Антонов Д.А.

Москва — 2024

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
Глава 1. Структура и процедура работы информационно-измерительной системы обеспечения качества определения координат.....	15
1.1 Структура информационно-измерительной системы.....	15
1.2 Процедура работы информационно-измерительной системы.....	16
1.3 Выводы по главе 1.....	18
Глава 2. Информационный базис информационно-измерительной системы обеспечения качества определения координат	20
2.1 Обобщенные характеристики БЛА-ВВП.....	20
2.2 Требования к качеству определения координат для БЛА-ВВП	21
2.3 Определение координат для БЛА-ВВП	22
2.4 Виды искажений измерений псевдодальностей до НКА	24
2.4.1 Непреднамеренные искажения измерений псевдодальностей до НКА.....	24
2.4.2 Преднамеренные искажения измерений псевдодальностей до НКА	25
2.4.3 Волновое представление искажений измерений псевдодальностей до НКА	27
2.5 Выводы по главе 2.....	28
Глава 3. Алгоритмические средства обеспечения качества определения координат	31
3.1 Описание унифицированной структуры алгоритма КЦ.....	32
3.2 Оценитель.....	36
3.3 Обнаружение скачкообразных искажений в измерениях псевдодальностей до НКА	42
3.4 Обнаружение медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА	49
3.5 Выводы по главе 3.....	50
Глава 4. Методические средства обеспечения качества определения координат	54
4.1 Общие положения для методики настройки алгоритма КЦ и методики исследования качества определения координат.....	54
4.2 Методика настройки алгоритма КЦ.....	57
4.2.1 Оценка параметров алгоритмов обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА.....	57
4.2.2 Формирование опорной траектории.....	58
4.2.3 Формирование опорных измерений	59
4.2.4 Формирование искажения измерений псевдодальности до НКА	64
4.3 Методика исследования качества определения координат.....	68

4.3.1 Формирование опорной траектории.....	68
4.3.2 Формирование опорных измерений	69
4.4 Выводы по главе 4.....	73
5 Исследование качества определения координат с использованием программных средств информационно-измерительной системы.....	75
5.1 Анализ результатов настройки алгоритма контроля целостности.....	75
5.1.1 Результаты применения метода Монте-Карло в настройке алгоритма КЦ.....	75
5.2 Анализ результатов исследования качества определения координат.....	84
5.2.1 Исследование свойств алгоритма КЦ на примере случайной итерации	87
5.2.2 Исследование свойств алгоритма КЦ в условиях воздействия уведящего искажения	92
5.3 Анализ соответствия качества определения координат существующим требованиям	95
5.4 Выводы по главе 5.....	97
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	100
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ	104
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	105
ПРИЛОЖЕНИЕ А Методы и средства обеспечения требований к качеству определения координат аппаратуры спутниковой навигации	120
ПРИЛОЖЕНИЕ Б Обзор существующих образцов беспилотных летательных аппаратов вертикального взлёта и посадки	125
ПРИЛОЖЕНИЕ В Существующие и перспективные требования к качеству определения координат для беспилотных летательных аппаратов вертикального взлёта и посадки	134

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность работы

Одним из инновационных направлений развития воздушного транспорта является реализация городской аэромобильности (ГАМ), Urban Aero Mobility [1]. ГАМ предлагает создание и внедрение нового безопасного и доступного средства мобильности, основанного на использовании воздушного транспорта, в том числе беспилотных летательных аппаратов для аварийных служб, перевозки пассажиров и доставки товаров в условиях плотной городской застройки.

По мнению международной организации гражданской авиации — International Civil Aviation Organization (ICAO), реализация ГАМ [2] поможет в решении острого вопроса развития крупных городов — возрастающей загруженности транспортных сетей. В дальнейшем внедрение ГАМ может распространиться на область коммерческих грузопассажирских перевозок как внутри стран, так и между ними. Перед ICAO стоят задачи формирования сертификационной основы и правил эксплуатации такого вида воздушного транспорта, при этом воздушные суда ГАМ [3] могут подпадать под различные сочетания чётко определенных сертификационных категорий: авиация общего назначения, легкие, средние вертолёты [2]. Также тщательной проработки требуют вопросы эксплуатации воздушных судов в беспилотном режиме, прежде всего в части обеспечения безопасного использования воздушного пространства, под которым понимается «комплексная характеристика установленного порядка использования воздушного пространства, определяющая его способность обеспечить выполнение всех видов деятельности по использованию воздушного пространства без угрозы жизни и здоровью людей, материального ущерба государству, гражданам и юридическим лицам» [4].

Реализация ГАМ предполагает использование беспилотных летательных аппаратов, в том числе вертикального взлета и посадки (БЛА-ВВП) [5, 6]. Это обусловлено широким спектром возможных режимов работы и условий эксплуатации летательных аппаратов подобной схемы. В литературе известен ряд разработок гражданских БЛА-ВВП, предназначенных для аэротакси, курьерских и медицинских служб [7, 8, 9]. Одновременно с этим ведётся проработка вопросов по сертификации таких БЛА. Агентство авиационной безопасности Европейского Союза [10] опубликовало документ «SC-VTOL-01: Special Condition for VTOL aircraft», который содержит требования к безопасности для БЛА-ВВП. Федеральное управление гражданской авиации США в 2009 году издало рекомендации к разработке и сертификации БЛА-ВВП. Поэтому для исследования свойств рассмотренной в работе информационно-измерительной системы обеспечения качества определения координат для БЛА используется БЛА-ВВП, как наиболее востребованный тип БЛА при реализации городской аэромобильности. Обзор БЛА-ВВП,

находящихся на этапах прототипирования и единичной эксплуатации приведён в Приложении А и в главе 1 диссертационной работы. Следует отметить, что к настоящему моменту БЛА-ВВП серийно не выпускаются, отсутствует их единый облик, и для обеспечения безопасного использования воздушного пространства необходимо учитывать возможные различия эксплуатационных характеристик, состава комплекса бортового оборудования и условий выполнения полёта БЛА-ВВП, а также значительно влияющие на безопасность полётов особенности их применения: высокодинамичное маневрирование на малых высотах в непосредственной близости от людей и элементов городской инфраструктуры — например, линий электропередач. Также следует отметить особенности использования БЛА-ВВП воздушного пространства совместно с другими воздушными судами [11].

Для обеспечения безопасного использования воздушного пространства пилотируемой авиацией сформированы правила и требования, в том числе к качеству определения координат летательных аппаратов. Эти требования зависят от зоны и режима выполнения полёта [12]. В настоящее время одним основным источником координат является аппаратура спутниковой навигации (АПСН) глобальной спутниковой навигационной системы (ГНСС). Для определения координат АПСН используются измерения псевдодальностей до навигационных космических аппаратов (НКА). В измерениях псевдодальностей возможно присутствие искажений, вызванных влиянием различных факторов, например: сбоями в работе бортового оборудования НКА, искажениями в приёмном тракте АПСН, задержками распространения сигнала в ионосфере и тропосфере, влиянием переотрожения сигналов НКА и др. [13]. Искажения в измерениях псевдодальностей АПСН приводят к снижению качества определения координат [12], что влияет на безопасность использования воздушного пространства. Одним из способов нивелирования влияния искажений в измерениях псевдодальностей на безопасность использования воздушного пространства является контроль целостности определения координат АПСН ГНСС [14].

Под термином качество определения координат в авиационной отрасли понимается точность и надёжность определения координат, выдаваемых потребителю. При этом надёжность определения координат может включать в себя такие характеристики как непрерывность, доступность, целостность определения координат. ГОСТ Р 52928-2010 «Система спутниковая навигационная глобальная. Термины и определения.» [15] вводит следующие термины:

- погрешность определения координат — «статистическая характеристика разности между найденным местоположением потребителя ГНСС и истинными координатами для произвольной точки в зоне обслуживания ГНСС в течение заданного интервала времени»;
- целостность ГНСС — «способность глобальной навигационной спутниковой системы за заданный интервал времени и с заданной вероятностью обеспечивать потребителей ГНСС сигналами тревоги о недостоверности навигационных сигналов ГНСС»;

- мониторинг целостности ГНСС — «контроль состояния глобальной навигационной спутниковой системы и параметров создаваемого ею радионавигационного поля для своевременного оповещения потребителей ГНСС о снижении качества навигационных определений»;
- обеспечение целостности ГНСС — «комплекс мероприятий по мониторингу состояния радионавигационного поля ГНСС и своевременному оповещению потребителей ГНСС о снижении качества навигационного обслуживания потребителей ГНСС»;
- автономный контроль целостности ГНСС — «метод контроля целостности глобальной навигационной спутниковой системы в навигационной аппаратуре потребителя ГНСС, основанный на сравнительной оценке параметров принимаемых навигационных сигналов ГНСС».

В контексте применения БЛА при реализации ГАМ также следует использовать термины из «РУКОВОДСТВА ПО ТРЕБУЕМЫМ НАВИГАЦИОННЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ (RNP)» [16]:

- точность координат — степень соответствия расчетного или измеренного местоположения (определения координат) и/или значения скорости платформы в данный момент времени истинному местоположению (координатам) или значению скорости;
- целостность координат — способность своевременно выдавать пользователям предупреждения в тех случаях, когда система не должна использоваться для навигации;
- требуемые навигационные характеристики — показатель точности выдерживания навигационных характеристик, необходимой для выполнения полётов в пределах установленного воздушного пространства.

Для БЛА при реализации ГАМ требования к качеству определения координат не сформулированы — как и сама ГАМ, они все еще находятся в стадии разработки. Тем не менее, уже сейчас можно выделить факторы, которые, вероятно, будут влиять на формирование этих требований:

- недостаточная проработка сертификационной основы и правил эксплуатации БЛА в виду отсутствия нормативной базы, включая применимые термины и определения, а также недостаточный опыт внедрения БЛА и реализации ГАМ;
- возможность подпадания некоторых видов или различных режимов БЛА (БЛА-ВВП) под различные сочетания сертификационных категорий;
- существование БЛА (БЛА-ВВП) различных типов и назначения;
- существенное отличие динамики и режимов полёта, массогабаритных характеристик и состава бортового оборудования БЛА (БЛА-ВВП) схожих типов;
- наличие особенностей эксплуатации БЛА (БЛА-ВВП) в городской среде, а также в общем

воздушном пространстве с другими воздушными судами.

Ввиду неполного покрытия ГАМ терминами и определениями, в том числе в части качества определения координат, в диссертационной работе используются следующие термины и определения для БЛА при реализации ГАМ:

- точность определения координат — степень соответствия расчетного местоположения (определения координат) в данный момент времени истинному местоположению (координатам);
- целостность определения координат — способность формировать в установленный интервал времени предупреждение о несоответствии координат требуемым навигационным характеристикам;
- контроль целостности определения координат — контроль (мониторинг) определения координат для своевременного формирования признака недостаточного качества определения координат;
- обеспечение качества определения координат — комплекс методических, алгоритмических и программных средств для контроля точности и целостности определения координат;
- алгоритм контроля целостности — алгоритмическое обеспечение контроля целостности определения координат.

Как и в пилотируемой авиации, в большинстве существующих БЛА в качестве одного из базовых источников информации о навигационном решении используется АПСН ГНСС [17, 18]. Это связано с текущими уровнем развития технологии и широким распространением различных дополнений и сервисов ГНСС [19]. Однако, в отличие от пилотируемой авиации, условия эксплуатации БЛА (БЛА-ВВП) в рамках концепции ГАМ предполагаются более строгими. Например — более выраженное проявление многолучёвого искажения радиосигнала в измерениях псевдодальностей, которое может затрагивать все наблюдаемые НКА. На точность определения координат влияют естественные и преднамеренные искажения измерений АПСН различной природы, вида, интенсивности, времени начала действия и продолжительности [20, 21]. Несмотря на многообразие причин и источников искажений, их общее влияние на измерения АПСН в первом приближении можно представить, как суперпозицию функций скачкообразного, медленно нарастающего и шумового видов. Под скачкообразным понимается существенное увеличение искажения между соседними эпохами. Источником такого вида искажения может быть, например, многолучёвость [22]. Медленно нарастающее искажение отличается малым приростом от эпохи к эпохе измерений по сравнению со скачкообразным. Источником такого вида искажения может быть, например, преднамеренное уведующее искажение [23].

Вторым по распространенности источником координат для БЛА (БЛА-ВВП) являются

инерциальные навигационные системы (ИНС), обеспечивающие решение навигационной задачи на основе измерений, от датчиков угловых скоростей и акселерометров. У ИНС есть несколько значительных для БЛА достоинств, в том числе автономность, помехозащищенность и высокий темп определения координат. В качестве основного недостатка ИНС следует выделить накопление ошибки формируемых определений координат. Следует также учитывать, что в беспилотной авиации часто применяются ИНС невысокого класса точности, что снижает точность определения координат, в связи с чем применяется комплексная обработка инерциальных и спутниковых измерений, достоинствами которого является улучшение качества определения координат [24].

Существует множество методов и средств обеспечения качества определения координат, к ним можно отнести методы контроля целостности, часть из которых описана в Приложении А диссертационной работы. При выборе метода (средства) обеспечения качества определения координат для БЛА (БЛА-ВВП) при реализации ГАМ необходимо учитывать множество факторов, в том числе:

- фактор «искажения неизвестной природы» отражает способность обнаружения и компенсации искажений, для которых заранее не определены: интенсивность, тип источника искажения, число отказавших навигационных космических аппаратов (НКА) или любые другие сведения об искажении;
- фактор «особенности типа БЛА-ВВП» учитывает возможность использования информации о конструктивных и эксплуатационных особенностях, характерных для БЛА-ВВП как типа БЛА;
- фактор «режимы полёта» учитывает возможность использования информации о режиме, динамике полёта, текущих требованиях к точности и целостности определения координат;
- фактор «БЛА-ВВП» отражает возможность использования информации о характеристиках и свойствах конкретного БЛА-ВВП, вплоть до уникальных особенностей каждого аппарата, например, аэродинамические параметры, информация о составе и характеристиках бортового оборудования БЛА-ВВП;
- фактор «нормативная база» показывает степень охвата каждого метода (средства) нормативными актами, признающимися на общемировом или государственном уровнях. Этот фактор обобщает существующие требования, например, требования к точности и целостности, величины критических уровней искажений, регламенты действий для внештатных ситуаций, в том числе при сигнализации об обнаружении искажений в измерениях АПСН.

На рисунке 1 приводится авторский анализ охвата некоторыми методами (средствами) обеспечения качества определения координат для АПСН.

Например, использование помехозащищенных антенных систем (ПАС) относится к категории аппаратных средств. ПАС показали свою эффективность в случаях наличия естественных и искусственных искажений [25]. Однако ПАС сложно применить в БЛА-ВВП в силу их специфики — формирование диаграммы направленности антенны влияет на оценки псевдодальностей до НКА. Эти искажения меняются от эпохи к эпохе измерений, а их величина приводит к увеличению погрешности определения координат в разы по сравнению с неспециализированными антеннами в случае отсутствия искажения [26]. Таким образом, при наличии искажения этот метод не обеспечит качество определения координат. При отсутствии искажения использование ПАС даст значительное снижение точности определения координат по сравнению с антеннами с фиксированной диаграммой направленности. Кроме того, применение ПАС затрудняет применение дифференциальных поправок в АПСН [27]. В результате этот способ не обеспечивает «покрытие» выделенных факторов, влияющих на качество определения координат для БЛА при реализации ГАМ.

В основе средств, обозначенных как «Отношение сигнал/шум», лежит контроль отношения мощностей полезного сигнала и шума измерений. Анализ отношения сигнал/шум часто используется в алгоритмах допускового контроля [28].

Каскады оценщиков применяются в различных методах обнаружения и исключения искажений — Fault Detection and Exclusion (FDE) [29, 30]. Ключевым недостатком каскада оценщиков является ограничение количества НКА — не более одного в каждой эпохе измерений АПСН — для которых возможно выполнить обнаружение и исключение измерений псевдодальностей при определении координат АПСН.

Сглаживание несущей [31, 32] для осреднения ошибок кодовых измерений АПСН может осуществляться с учетом информации о режимах полёта и особенностей типа БЛА-ВВП [33, 34]. Однако, уменьшение влияния многолучевости не происходит [22].

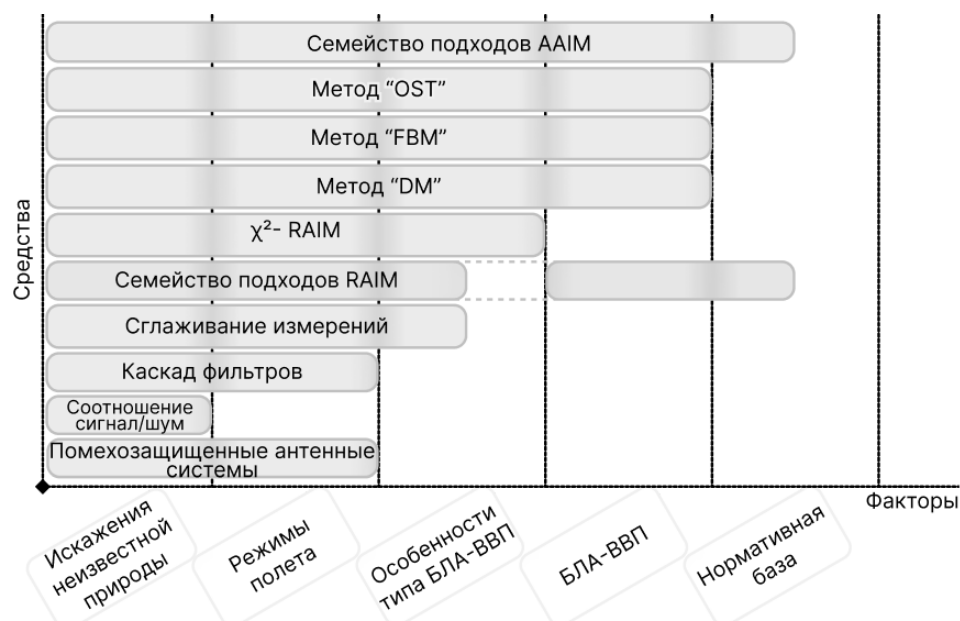


Рисунок 1 — Анализ охвата некоторыми средствами обнаружения и компенсации влияния искажений в измерениях АПСН для выделенных факторов

Автономный контроль целостности приёмника — Receiver Autonomous Integrity Monitoring (RAIM) [35], использует избыточность измерений. На рисунке 1 показано перекрытие приведенных факторов средствами RAIM, а которые отсылаются нормативные документы [13, 36, 37], а так же несколькими примерами вариантов исполнения: χ^2 – RAIM, тест подмножества наблюдений «Observation Subset Testing», (OST), прямой-обратный метод «Forward Backward Method», (FBM), «Danish Method» (DM) [38]. Описание этих методов приведено в приложении А диссертационной работы. Следует отметить, что для RAIM также предполагается возможным отказ единственного НКА на каждую эпоху измерений АПСН.

Методы бортового интегрального контроля целостности — airborne autonomous integrity monitoring (AAIM) — основаны на использовании комплексной обработки измерений. Так же в них может использоваться информация о текущем режиме, требованиях и учитываться особенности типа БЛА-ВВП и характеристики отдельных изделий [39]. Применение ААИМ для БЛА-ВВП ограничивается недостаточной проработкой специализированной нормативной базой, включающей правила и требования для процедуры сертификации [2]. Однако методы ААИМ и синтезированные на их основе алгоритмы контроля целостности определения координат можно выделить как наиболее гибкие с точки зрения учёта особенностей БЛА-ВВП при реализации ГАМ.

Основываясь на анализе рассмотренных методов и средств к решению задачи обеспечения качества определения координат измерениях псевдодальностей АПСН можно сделать вывод о том, что они имеют ограниченную применимость для БЛА-ВВП при реализации ГАМ. Одним из вариантов расширения границ применимости прежде всего методов ААИМ с учетом

рассмотренных выше особенностей применения БЛА-ВВП при реализации ГАМ является использование комплекса методических, алгоритмических и программных средств обеспечения существующих и перспективных требований к точности и целостности определения координат [40].

Поэтому **актуальной проблемой** является обеспечение безопасного использования воздушного пространства при реализации городской аэромобильности, в том числе с использованием информационно-измерительной системы обеспечения качества определения координат, включающей методические, алгоритмические и программные средства обеспечения существующих и перспективных требований к точности и целостности определения координат на основе инерциальных и спутниковых измерений.

Поэтому **целью диссертационной работы** является обеспечение качества определения координат беспилотного летательного аппарата при реализации городской аэромобильности с использованием информационно-измерительной системы, включающей методические, алгоритмические и программные средства обеспечения существующих и перспективных требований к точности и целостности определения координат на основе инерциальных и спутниковых измерений.

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

- провести анализ факторов, влияющих на качество определения координат, сформулировать существующие и перспективные требования к качеству определения координат для беспилотного летательного аппарата при реализации городской аэромобильности;

- разработать структуру и процедуру работы информационно-измерительной системы обеспечения качества определения координат для беспилотного летательного аппарата при реализации городской аэромобильности;

- разработать алгоритм контроля целостности определения координат, включая: оценщик на основе дискретного стохастического фильтра Калмана, способ формирования входных измерений для оценщика и областей их неопределенности, критерии и правила принятия решения о возможном наличии скачкообразных и медленно нарастающих искажений в измерениях псевдодальностей аппаратуры спутниковой навигации;

- разработать методику, программно-математическое обеспечение и провести настройку параметров разработанного алгоритма контроля целостности координат под существующие и перспективные требования к качеству определения координат;

- разработать методику, программно-математическое обеспечение и провести исследование на соответствие качества определения координат как существующим в авиационной отрасли требованиям, так и перспективным требованиям для беспилотного летательного аппарата при

реализации городской аэромобильности.

Объект исследования. Информационно-измерительная система обеспечения качества определения координат для беспилотного летательного аппарата при реализации городской аэромобильности.

Предмет исследования. Методические, алгоритмические и программные средства обеспечения существующих и перспективных требований к точности и целостности определения координат с использованием инерциальных и спутниковых измерений.

Методы исследования. Методы статистического анализа, корреляционная теория случайных процессов, теория оптимальной фильтрации, метод имитационного моделирования.

Положения, выносимые на защиту:

- информационно-измерительная система, включающая методические, алгоритмические и программные средства обеспечения качества определения координат на основе инерциальных и спутниковых измерений, позволяет обеспечить существующие требования к точности определения координат 16 м при целостности на уровне $1-2 \cdot 10^{-7}$, со временем выдачи предупреждения до 6 с;

- способ расчета статистических характеристик входных измерений алгоритма контроля целостности для рассмотренного в работе информационного базиса информационно-измерительной системы позволяет обнаруживать за 10 с наличие скачкообразных и медленно нарастающих искажений в измерениях псевдодальностей одновременно для всего рабочего созвездия аппаратуры спутниковой навигации при скорости нарастания искажений от 2,5 м/с и более;

- алгоритм контроля целостности определения координат беспилотного летательного аппарата для рассмотренного в работе информационного базиса информационно-измерительной системы позволяет обнаруживать и оценивать величину искажений в измерениях псевдодальностей, приводящих к скорости нарастания погрешности определения координат от 0,48 м/с и более;

- методика исследования качества определения координат для беспилотных летательных аппаратов при реализации городской аэромобильности позволяет оценить границы применимости разработанных алгоритмов контроля целостности координат для существующих и перспективных требований, в том числе для преднамеренного искажения измерений псевдодальностей до всех навигационных космических аппаратов рабочего созвездия глобальных навигационных спутниковых систем.

Научная новизна полученных результатов состоит в следующем:

- разработана стохастическая модель представления областей неопределенности входных измерений для предложенного способа формирования входных измерений алгоритма контроля

целостности координат на основе учета разностей измерений псевдодальностей аппаратуры спутниковой навигации и их прогнозов по показаниям инерциальной навигационной системы;

- разработаны критерии и правила обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений в измерениях псевдодальностей для разработанного алгоритма контроля целостности координат на основе проверки гипотез об отсутствии в измерениях псевдодальностей искажений, приводящих к невозможности обеспечения качества определения координат;

- разработана методика исследования качества определения координат для беспилотных летательных аппаратов при реализации городской аэромобильности, в том числе, для случая наличия естественных и искусственных искажений в измерениях псевдодальностей до нескольких или всех навигационных космических аппаратов рабочего созвездия глобальных навигационных спутниковых систем.

Практическая значимость результатов исследования:

- разработаны структура и процедура работы информационно-измерительной системы обеспечения качества определения координат для беспилотного летательного аппарата при реализации городской аэромобильности;

- разработаны алгоритмы контроля целостности определения координат на основе инерциальных и спутниковых измерений и программные реализации этих алгоритмов, включая методику и программно-математическое обеспечение настройки параметров разработанных алгоритмов под существующие и перспективные требования к качеству определения координат для беспилотного летательного аппарата при реализации городской аэромобильности;

- разработаны методика, программно-математическое обеспечение и получены результаты исследования качества определения координат для беспилотных летательных аппаратов при реализации городской аэромобильности для нескольких информационных базисов разработанной информационно-измерительной системы.

Реализация и внедрение. Результаты научных исследований, полученных при подготовке диссертационной работы, были использованы в НИОКР АО "КТ — Беспилотные системы" и учебном процессе и учебно-методических материалах кафедры 305 «Пилотажно-навигационные и информационно-измерительные комплексы».

Апробация результатов работы. Материалы диссертации докладывались и обсуждались на: XXXI Международной научно-технической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации», 14 — 20 сентября 2022 г., Алушта; «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» 22 ноября 2021 г., Москва; XXIII конференция молодых ученых «Навигация и управление движением» (XXIII КМУ 2021) 16-19 Марта 2021 г. Санкт-Петербург, Россия; Юбилейная XX конференция молодых ученых «Навигация и

управление движением» (XX КМУ 2018), 20 — 23 марта 2018 г., Санкт-Петербург.

Публикации. По теме диссертации опубликовано 10 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, трех приложений, изложенных на 147 страницах, в том числе 120 страницах — основной части, 3 приложениях на 27 страницах. Работа содержит 45 рисунков и 25 таблиц. Список литературы содержит 113 наименований.

Глава 1. Структура и процедура работы информационно-измерительной системы обеспечения качества определения координат

Основываясь на анализе методов и средств к обеспечению качества определения координат, включая приведённые в приложении А диссертационной работы, можно сделать вывод о том, что они имеют ограниченную применимость для БЛА (БЛА-ВВП) при реализации ГАМ. Однако, методы ААИМ в общем случае больше подходят для решения задачи обеспечения качества определения координат по сравнению с другими методами и средствами, рассмотренными в диссертационной работе. Поэтому в работе предлагается в основе информационно-измерительной системы (ИИС) использовать ААИМ-подобный алгоритм контроля целостности (КЦ) координат на основе оптимального стохастического фильтра Калмана [41]. Для обеспечения качества определения координат в этой главе предлагается структура и процедура работы ИИС, позволяющие для сформированного информационного базиса синтезировать алгоритм КЦ, настроить этот алгоритм под существующие и перспективные требования к точности и целостности определения координат, и провести исследование качества определения координат для БЛА-ВВП при реализации ГАМ.

1.1 Структура информационно-измерительной системы

Качество определения координат, соответствующего установленным требованиям безопасного использования воздушного пространства, может быть обеспечено за счет использования последовательности этапов подготовки информационного базиса, синтеза алгоритма КЦ [42], его настройки под целевую задачу, оценки соответствия перспективным требованиям по точности и целостности навигационного решения БЛА-ВВП, заложенным в информационный базис и последующей оценки соответствия алгоритма КЦ существующим и перспективным требованиям к точности и целостности определения координат, установленным принятыми в авиационной отрасли стандартами и нормативными документами. Заключительный этап — исследование синтезированного алгоритма КЦ на соответствие требованиям с помощью аппаратных средств. Структура ИИС в виде последовательности этапов подготовки, синтеза и исследования характеристик приводится на рисунке 2. Красным цветом на рисунке 2 выделены этапы, в которых используются авторские методические, алгоритмические и программные средства обеспечения качества определения координат. Описание этапов и процедуры работы ИИС приводятся в п.1,2 диссертационной работы.



Рисунок 2 — Структура ИИС для БЛА при реализации ГАМ

1.2 Процедура работы информационно-измерительной системы

Для обеспечения качества определения координат в рамках предложенной структуры ИИС в работе предлагается процедура работы ИИС. К основным особенностям предлагаемой процедуры (рисунок 2) относятся:

- формирование информационного базиса (этап 1) производится выбором факторов (рисунок 1) которые необходимо учитывать при синтезе и исследовании свойств алгоритмов КЦ, включая анализ и выбор существующих и перспективных требований к точности и целостности определения координат;

- синтез алгоритмов КЦ на основе стохастического фильтра Калмана (этап 2);
- настройка синтезированного алгоритма КЦ под информационный базис на основе поиска оптимальных, с точки зрения обеспечения требуемых уровней точности и целостности определения координат, комбинаций параметров алгоритма КЦ с учётом выбранного информационного базиса (этап 3);
- оценка соответствия свойств синтезированных алгоритмов КЦ существующим требованиям к точности и целостности определения координат, заложенным в информационный базис (этап 4);
- оценка соответствия свойств синтезированных алгоритмов КЦ перспективным требованиям к точности и целостности определения БЛА-ВВП при реализации ГАМ, заложенным в информационный базис (этап 5).

Этап 6 является общепринятым в авиационной отрасли и предназначены для исследования свойств синтезированных алгоритмов с использованием аппаратных средств, например, с использованием имитатора спутниковых навигационных сигналов. В диссертационной работе этот этап процедуры работы ИИС не рассматривается.

Этап синтеза алгоритмов КЦ (этап 2) должен обеспечивать возможность настройки алгоритма (этап 3) под конкретную целевую задачу с учетом выбранного информационного базиса (этап 1) и выделенных ранее особенностей применения БЛА-ВВП при реализации ГАМ, но при этом иметь чёткие структуру, правила и логику работы. Это можно обеспечить, применив унифицированную структуру алгоритма КЦ в рамках предложенной ИИС. Унификация структуры алгоритма КЦ заключается в разделении составных частей алгоритмов КЦ на обособленные узлы в рамках общей структуры, правил и логики работы. К таким узлам относятся:

- оценка вида и интенсивности искажений измерений псевдодальностей до НКА;
- расчет порогов принятия решений о наличии искажений в измерениях;
- выбор математической модели представления искажений измерений псевдодальностей неизвестной природы, вида и времени проявления;
- выбор модели динамики БЛА-ВВП;
- выбор оценителя.

При этом отдельные узлы могут обеспечивать «перекрытие» одного, нескольких или всех факторов информационного базиса (рисунок 3).

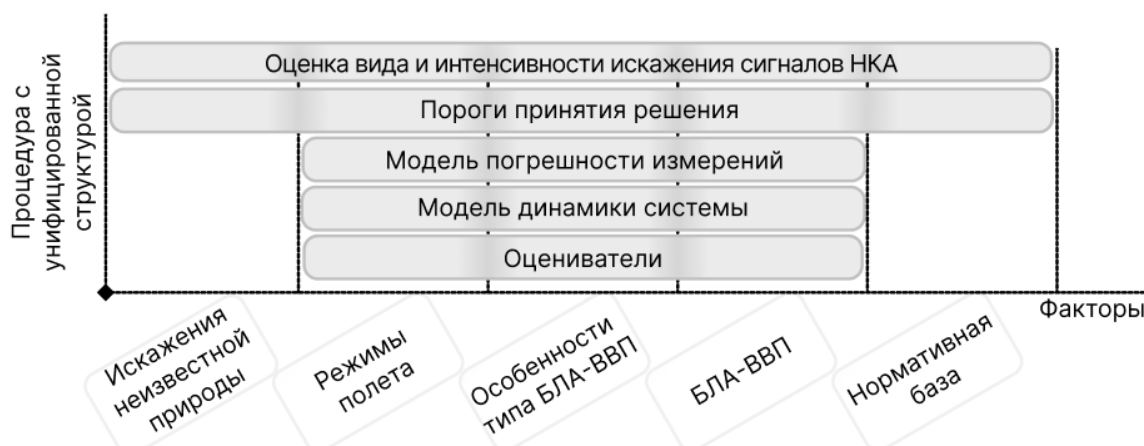


Рисунок 3 — Перекрытия узлами алгоритма КЦ факторов информационного базиса

В силу наличия на этапе 2 большого количества факторов, требующих учета, не представляется возможным аналитически определить значения параметров алгоритма КЦ на соответствие требованиям конкретного информационный базис. Поэтому на этапе 2 определяются начальные значения для таких параметров, а на этапе 3 осуществляется настройка синтезированного алгоритма КЦ под информационный базис. Настройка заключается в поиске экстремальных значений параметров алгоритма КЦ на основе авторской методики. При этом наличие решения экстремальной задачи в рамках принятого информационного базиса не является обязательным — неудачный поиск позволяет уже на этапе 3 сделать вывод о невозможности обеспечить качество определения координат для выбранного информационного базиса, что следует отнести к достоинствам предлагаемой процедуры работы ИИС позволяющая не проводить заведомо неуспешные этапы 4,5 и 6.

На этапе 5 на основе авторской методики и программно-математического обеспечения осуществляется оценка соответствия синтезированного алгоритма КЦ перспективным требованиям к качеству определения координат для БЛА-ВВП при реализации ГАМ.

Далее в работе приводится описание рассмотренных этапов структуры ИИС обеспечения качества определения координат на примере БЛА-ВВП при реализации ГАМ.

1.3 Выводы по главе 1

В главе 1 приводится описание структуры и процедуры ИИС обеспечения качества определения координат для БЛА при реализации ГАМ. Ядром ИИС является этап 2 — этап синтеза алгоритма КЦ. Для обеспечения требований по точности и целостности определения координат БЛА-ВВП предлагается использовать последовательность этапов: этап подготовки информационного базиса, этап синтеза алгоритма КЦ, этап настройки алгоритма КЦ под информационный базис и два последовательных этапа оценки соответствия результатов работы алгоритма КЦ существующим и перспективным требованиям, заложенным в информационный

базис.

В этой главе получены следующие результаты:

1. Разработана структура и процедура работы информационно-измерительной системы обеспечения качества определения координат для беспилотного летательного аппарата при реализации городской аэромобильности;
2. Для этапа синтеза алгоритма КЦ предложено унифицировать структуру алгоритма КЦ и приведено описание перекрытия узлами этой структуры алгоритма КЦ факторов информационного базиса.

Глава 2. Информационный базис информационно-измерительной системы обеспечения качества определения координат

2.1 Обобщенные характеристики БЛА-ВВП

При формировании информационного базиса в работе предлагается использовать основные характеристики БЛА-ВВП и учитывать типовые этапы полёта. На рисунке 4 показаны прототипы БЛА-ВВП.



Рисунок 4 — Примеры разработанных БЛА-ВВП. Слева EHang 216, справа демонстратор технологий Airbus Vahana Alpha Two.

Концепция ГАМ подразумевает полёты БЛА-ВВП в условиях быстро меняющейся обстановки, непосредственной близости от элементов городской застройки, другого транспорта и скоплений людей. В связи с этим можно предположить, что обеспечение качества определения координат (точности и целостности определения координат) [10], при реализации ГАМ, потребует использования наиболее современных и перспективных подходов к разработке и эксплуатации БЛА-ВВП. На текущий момент не существует единого облика и однозначного видения применения БЛА-ВВП, и, как следствие, общепринятых классификаций, стандартов и требований к подсистемам БЛА-ВВП, не сформированы типовые диапазоны характеристик и типовые траектории полёта. Проведя обзор существующих наработок в сфере создания БЛА-ВВП (см. Приложение Б), можно выделить общие для них технические характеристики. Диапазоны этих характеристик приведены в таблице 1.

Таблица 1 — Обобщённые диапазоны технических характеристик БЛА-ВВП

Параметр	Диапазон
Крейсерская скорость	100 км/ч — 230 км/ч
Максимальная скорость	130км/ч — 170км/ч
Дальность	35 км — 96 км
Крейсерская высота	1524 м — 3048 м
Максимальная высота	3000 м
Время полета	21 минута — 4,5 часа

Не включенные в таблицу 1 технические характеристики — например, информация об особенностях конструкции БЛА-ВВП или количестве двигателей — при необходимости также могут быть учтены, но в этой работе не рассматриваются.

Приведённые характеристики (таблица 1) БЛА-ВВП используются при формировании информационного базиса и учитываются в методиках оценки соответствия синтезированных в рамках предложенной процедуры работы ИИС модификаций алгоритмов КЦ требованиям, заложенным в информационный базис.

2.2 Требования к качеству определения координат для БЛА-ВВП

В настоящее время ведутся работы по интеграции БЛА-ВВП в общее воздушное пространство, в результате которых сформированы нормативные требования ICAO Cir328 AN/180 [43] и DO-320 [44]. В этих документах раскрыта концепция эксплуатационного обеспечения БЛА, служащая основой для формирования требований к их применению.

При формировании информационного базиса можно опираться на документ DO-236B [45] в котором вводится понятие минимальных стандартов эксплуатационных характеристик авиационных систем для зональной навигации. При этом предполагается, что летательный аппарат может «выполнять полеты по любой заданной траектории в пределах зоны действия наземных или спутниковых навигационных средств, или в пределах, определяемых возможностями автономных средств, или их комбинации» [46] для выполнения полётного задания, при условии обеспечения, в том числе, точности и целостности определения координат, устанавливаемых текущей зоной. В контексте зональной навигации следует учитывать требования к точности и целостности определения координат, принятые на территории Российской Федерации. Они приводятся в приказе министерства транспорта России от 05.04,2017 №138 [12].

В источнике [47] проведён анализ требований к технологиям интеграции беспилотных авиационных систем в воздушном пространстве РФ. В документе приведены существующие и перспективные требования к точности и целостности для зональной навигации с учётом нормативных документов РФ (таблицы 2 и 3). В работе предлагается опираться на приведенные в этих таблицах значения при формировании информационного базиса для синтеза модификаций алгоритмов КЦ.

Для выделенных в предыдущем параграфе типовых этапов полёта на основе таблицы 2 и 3 можно сформулировать существующие и перспективные требования к точности и целостности определения координат БЛА-ВВП. Например, этап полёта по линии заданного пути вне города может соответствовать RNP-0.3 или RNP AR APCH, а в пределах городской застройки — APVII

или требованиям точного захода на посадку.

Таблица 2 — допустимые значения общей погрешности определения координат летательного аппарата в морских милях

Зона (Требование)	Этапы полёта							
	Полёт по маршруту		Прилёт	Заход на посадку				Вылет
	Удалённые районы	Континентальное Воздушное пространство		Начальный этап	Промежуточный этап	Конечный этап	Прерванный заход на посадку	
RNP APCH	-	-	-	-	1 — 0.1	0.3 — 0.1	1 — 0.1	-
RNP AR APCH	2	2 — 1	2	2	1	0.3	1	2
RNP-0.3	-	0.3	0.3	0.3	0.3	-	0.3	0.3

Таблица 3 — требования к точности и целостности определения координат АПСН при различных режимах посадки

Режим	Точность в горизонтальной плоскости	Точность в вертикальной плоскости	Целостность	Время до предупреждения ¹
Неточный заход на посадку с управлением по вертикали (APV-I)	16 м/ 52 фут	20 м/ 66 фут	$1-2 \cdot 10^{-7}$ за заход	10
Неточный заход на посадку с управлением по вертикали (APV-II)	16 м/ 52 фут	8 м/ 26 фут	$1-2 \cdot 10^{-7}$ за любой заход	6
Точный заход на посадку по категории I	16 м/ 52 фут	6,0-4,0 м/ 20-13 фут	$1-2 \cdot 10^{-7}$ за любой заход	6
Точный заход на посадку по категории II, III	6,2- 3,6 м/ 20-12 фут	2,0-1,0 м/ 6-3 фут	$1-10^{-9}$ за любой заход	2

1 — Под временем до предупреждения принимается допустимый интервал времени между нарушением требований по точности и формированием признака отказа алгоритмов КЦ.

2.3 Определение координат для БЛА-ВВП

В диссертационной работе для определения координат для БЛА-ВВП предлагается использовать инерциальные и спутниковые измерения, как ядра современных навигационных комплексов БЛА [48, 49]. На рисунке 5 приведена обобщённая структурная схема навигационного комплекса БЛА-ВВП.

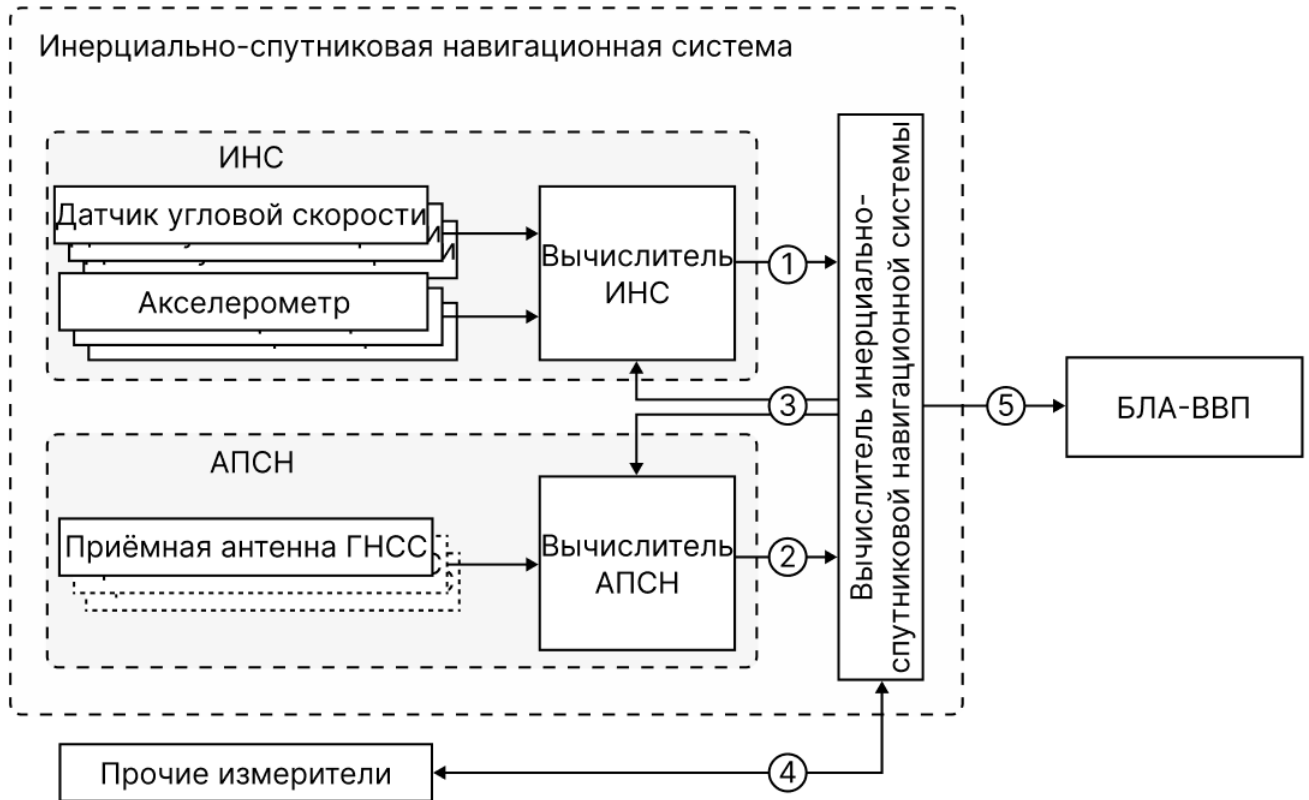


Рисунок 5 — Обобщённая структурная схема навигационного комплекса БЛА-ВВП

Инерциально-спутниковая навигационная система состоит из инерциальной (ИНС) и спутниковой (АПСН) частей, объединенных информационными связями (1, 2, 3). Информационный обмен с другим оборудованием БЛА-ВВП осуществляется по информационной связи 5, а с другими возможными источниками координат и других измерений, отнесенными к «прочим измерителям» по информационной связи 4. К «прочим измерителям» можно отнести: оптико-электронные навигационные системы [50, 51, 52], магнитометры, высотомеры, дальнометры, системы воздушных сигналов и другие. Расширение навигационного комплекса БЛА-ВВП дополнительными измерителями может привести к повышению точности и целостности определения координат.

Инерциальная часть обеспечивает определение координат с использованием датчиков угловых скоростей и акселерометров — измерителей проекций кажущегося ускорения. ИНС обладает рядом существенных для БЛА-ВВП достоинств, среди которых: автономность, помехозащищенность при определении основных пилотажно-навигационных параметров [53], а также высокий темп проведения измерений. Ключевым недостатком ИНС является скорость накопления ошибок формируемых параметров ориентации и навигации при работе в автономном режиме. Ошибка счисления ИНС зависит от характеристик датчиков, входящих в её состав. В классификации ИНС по скорости накопления ошибок определения местоположения выделяются категории «навигационные», «тактические» и «грубые» (микромеханические) [54].

АПСН обеспечивает определение координат по сигналам НКА ГНСС. Определение координат в АПСН осуществляется на основе измерений псевдодальностей до НКА радиотехническим способом. АПСН имеет ряд ограничений, включая низкую, по сравнению с ИНС, частоту измерений и выдачи координат, а также возможность затенения антенн АПСН в результате эволюций БЛА-ВВП, особенно в условиях плотной городской застройки. Следует отметить, что в диссертационной работе предполагается использование “абсолютного” режима АПСН, который реализуется применением единственной приёмной антенны, работающей в одном поддиапазоне сигналов НКА без дифференциальных поправок [31, 32]. Отдельно следует выделить ограничение, связанной с влиянием внешних возмущающих факторов приводящих к искажению измерений псевдодальностей измеряемых АПСН. Эти искажения могут приводить к значительному снижению точности определения координат БЛА-ВВП [55]. В большинстве случаев степень воздействия этих искажений неизвестна, а причины проявления искажений можно разделить на заведомо известные и неизвестные. Поэтому следует исходить из предположения, что искажения в измерениях АПСН вызваны внешними воздействиями неизвестной природы, интенсивности, времени начала и продолжительности. Также искажения можно разделить на преднамеренные и непреднамеренные.

2.4 Виды искажений измерений псевдодальностей до НКА

Искажения измерений псевдодальностей до НКА можно разделить на две основные категории, а именно на непреднамеренные и преднамеренные. К первой категории следует отнести воздействие на сигналы НКА происходящие из-за влияния ионосферы, тропосферы, проявления многолучевости, случайные сбои в работе комплекса бортового оборудования НКА. Вторая категория включает искажения измерений псевдодальностей до НКА, создаваемые с целью снижение точности определения координат, либо нарушения работы/отказа АПСН БЛА-ВВП.

2.4.1 Непреднамеренные искажения измерений псевдодальностей до НКА

Непреднамеренными искажениями измерений псевдодальностей до НКА называются искажения, вызванные тем, что при прохождении пути от НКА до АПСН сигнал претерпевает задержки, связанные с анизотропными свойствами земной атмосферы: тропосферы и ионосферы [56].

Задержка сигнала в тропосфере может составлять около 7 нс (что вызывает ошибку в определении псевдодальностей около 2 м) для НКА, находящихся в зените, и до 85 нс (25 м) для НКА, наблюдаемых с углом места 5° . Компенсация тропосферных погрешностей может производиться путем задания моделей задержек, обусловленных влиянием тропосферы.

Использование моделей тропосферы позволяет компенсировать до 90% общей погрешности так, что остаточная погрешность может составлять $\leq 0,2$ м для сигналов спутников, находящихся в зените.

Задержка сигнала в ионосфере зависит, от концентрации электронов, существенно меняющейся в течение суток, что приводит к изменению времени прохождения сигнала, которое может составлять примерно 10 нс (3 м) ночью и доходить до 50 нс (15 м) днем для НКА, находящегося в зените. Кроме того, на концентрацию электронов в ионосфере так же влияют активность Солнца, геомагнитная активность и ряд других факторов, определяющих уровень ионизации ионосферы. Существуют методы компенсации ионосферной погрешности для одночастотных и двухчастотных приемников. Наиболее просто компенсация ионосферной погрешности достигается в двухчастотном приемнике, использующем зависимость задержки от несущей частоты сигнала. В этом случае определение группового запаздывания в ионосфере определяется как результат сравнения псевдодальностей, полученных для двух различных известных частот сигнала. Остаточная погрешность компенсации влияния ионосферы во многом определяется внутренними шумами приемника, и, как правило, не превышает 2 м. Для одночастотного приёмника такой возможности компенсации влияния ионосферы нет. В этом случае возможно использовать лишь ту или иную модель ионосферы. При использовании таких моделей остаточная погрешность в определении псевдодальностей составляет приблизительно 25% от исходного уровня.

2.4.2 Преднамеренные искажения измерений псевдодальностей до НКА

В соответствии с предлагаемой [57] терминологией, преднамеренные искажения делятся на энергетические («Jamming») и уводящие («Spoofing»). Применение энергетических искажений направлено на полное или частичное подавление сигналов НКА. Отличительной особенностью уводящих искажений является полное воспроизведение спутниковых сигналов источником помех, в результате чего воздействие уводящего искажения позволяет достичь как полного отсутствия определения координат приемником, так и их ошибочного определения координат.

Энергетические искажения

Энергетические искажения нацелены на зашумление широкого спектра сигналов НКА ГНСС, вследствие чего приемник ГНСС не может определить местоположение [58]. На рисунке 6 отображен спектр сигналов, в котором отображены шум, издаваемый генератором шума (красным), полезные сигналы NAVSTAR (GPS) диапазона L2C, ГЛОНАСС диапазона L2.

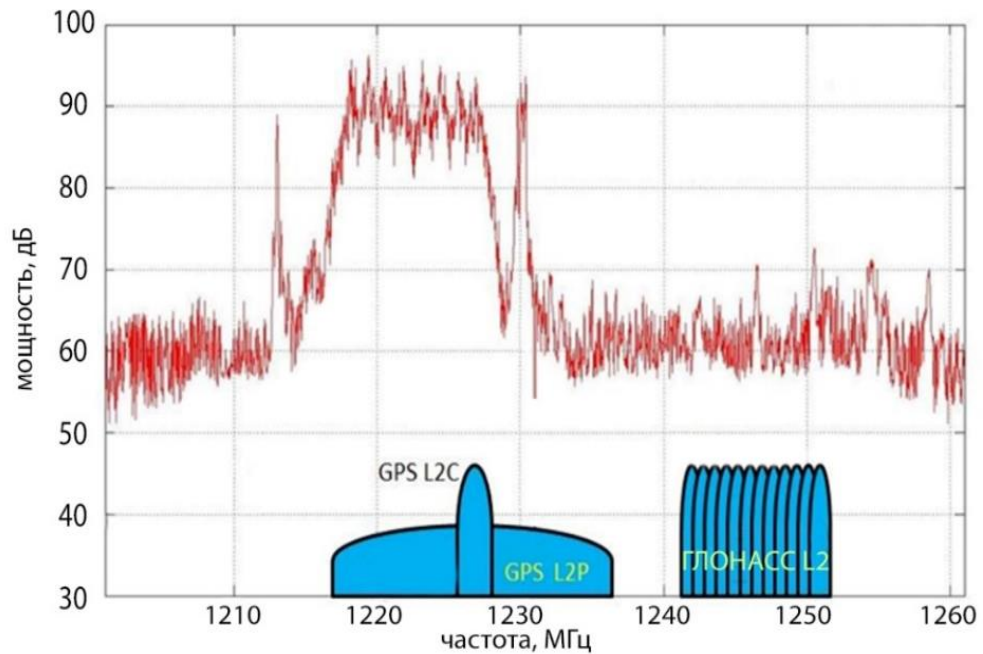


Рисунок 6 — Иллюстрация работы энергетических искажений

Следует отметить, что энергетические искажения не ограничиваются созданием электромагнитного поля с напряженностью, значительно превышающей уровень сигнала НКА [59]. Они так же включают в себя способы формирования низкоэнергетических сигналов, препятствующих нормальному функционированию АПСН, а именно, вызывающих срывы слежения за сигналами НКА [60].

Уводящие искажения

При постановке уводящих искажений воспроизводятся сигналы, аналогичные по виду и структуре сигналам НКА, а результаты их обработки в АПСН используются при определении координат. Искажения формируются таким образом, что АПСН определяет ложные навигационные параметры — координаты и вектор скорости не соответствуют фактическим параметрам движения бортовой приемной антенны БЛА-ВВП.

Развернутые ГНСС, NAVSTAR (США) и ГЛОНАСС (РФ), используют схожие сигналы, базирующиеся на расширении спектра, производимой фазовой модуляцией несущей псевдослучайной последовательностью. Её сигналы полностью описаны в открытых спецификациях сигналов ("интерфейсных контрольных документах") GPS [31] и ГЛОНАСС [32], в том числе приводится и полный состав т.н. "навигационного сообщения" — информационной последовательности, содержащей в том числе эфемериды (параметры зависимости координат НКА от времени), используемые при определении координат. При формировании уводящих искажений помимо формирования ошибочных измерений дальностей до НКА, возможны также и манипуляции с содержанием навигационного сообщения.

В качестве технической базы, применяемой для синтеза уводящих искажений, возможно

использование серийных широкодоступных покупных изделий — имитаторов сигналов НКА, дооборудованных усилителями мощности и передающими антеннами.

Использование комбинации энергетических и уводящих искажений

Существенным достоинством существующих ГНСС является отсутствие требования к непрерывному поддержанию высокоточной шкалы времени до начала использования АПСН по назначению, синхронизация производится после подачи питания. После установления синхронизации в режиме поиска сигналов (занимающего в условиях нормальной эксплуатации, как правило, первые 30 — 60 сек после начала работы), цепи слежения захватывают сигналы НКА и устойчивость АПСН к искажениям измерений псевдодальностей до НКА существенно возрастает. Воздействие уводящего искажения в таких условиях требует существенного превышения ее уровня над уровнем нормально принимаемых сигналов.

Одним из сценариев проведения атаки является двухстадийная: сначала формируется энергетическое искажение, после чего — уводящее. При этом, энергетическое искажение вызывает полный отказ АПСН, она переходит в режим поиска сигналов (эта ситуация является вполне штатной — временная недоступность спутникового сигнала возможна для всех условий применения) и входит в синхронизацию с сигналом, содержащим уводящее искажение, а не с настоящим сигналом ГНСС.

2.4.3 Волновое представление искажений измерений псевдодальностей до НКА

Одним из вариантов описания суперпозиции преднамеренной и непреднамеренной компонент искажений измерений псевдодальностей до НКА является их представление в виде неопределённого возмущения в момент времени t некоторой взвешенной линейной комбинацией известных функций $f_i, i = \overline{1, n}$, имеющих неизвестные весовые коэффициенты, которые могут изменять свои значения случайным кусочно-постоянным образом [61, 62, 63]. Пример волнового представления искажения до одного НКА приведен на рисунке 7.

Волновые составляющие искажений измерений псевдодальностей до НКА $\delta\rho_i^w$ для i -го НКА представляются в виде:

$$\delta\rho_i = \Delta\rho_i + a_i + b_i \cdot t + c_i \cdot t^2 \quad (1)$$

где $\delta\rho_i$ — суперпозиция искажения измерения псевдодальности до i -ого НКА;

$\Delta\rho_i$ — квазипостоянная составляющая искажения измерения псевдодальности i -ого НКА;

a_i, b_i, c_i — коэффициенты постоянной, линейной и квадратической составляющих искажения измерения псевдодальности до i -ого НКА;

t — время с момента проявления искажения измерений псевдодальности до i -го НКА.

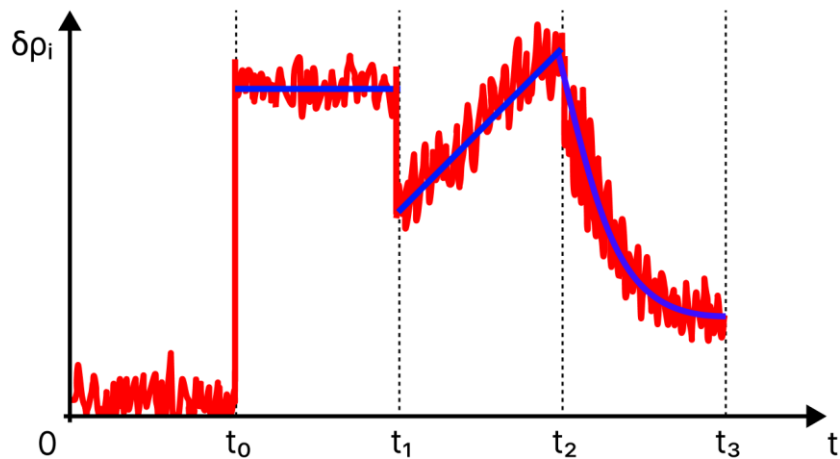


Рисунок 7 — Пример волнового описания искажения измерения псевдодальности

Идентификация и оценка параметров предлагаемой математической модели искажений измерений псевдодальностей до НКА в виде волновой структуры позволяет, в том числе, снизить влияние компонент, вызванных полным или частичным неучетом в модели ошибок измерений АПСН отклонений эфемеридных данных, ошибок бортового хранителя времени НКА, ионосферных и тропосферных задержек, ошибок многолучевого приёма, а также внешних воздействий на сигнал НКА.

2.5 Выводы по главе 2

Глава посвящена формированию информационного базиса для предложенной структуры и процедуры работы ИИС. В ИИС информационный базис включает в себя основные сведения о характерных параметрах динамики движения и этапах полёта, существующих требованиях к качеству определения координат (точности и целостности определения координат), видах искажений измерений псевдодальности до НКА, которые могут проявляться во время работы БЛА-ВВП (приведенные в таблицах 1,2,3).

На текущий момент не существует серийно выпускаемых БЛА-ВВП, а также значительного опыта их коммерческой эксплуатации. В результате отсутствуют единый облик, общепринятая классификация, стандарты и требования к подсистемам БЛА-ВВП. Для формирования информационного базиса в части режимов и динамики полёта БЛА-ВВП проведён обзор существующих решений, выявлены общие для них диапазоны характеристик.

Поскольку процедуры коммерческого применения концепции ГАМ находятся на этапе разработки, для БЛА-ВВП остаются неопределёнными требуемые урони точности и целостности определения координат в различных режимах полёта. В работе делается предположение о том, что они могут соответствовать существующим требованиям, предъявляемым к режимам летательных аппаратов, соответствующих полётам вблизи аэродромов и к автоматической

посадке.

В качестве ядра навигационного комплекса БЛА-ВВП предлагается использовать инерциально-спутниковую навигационную систему. В главе приведена обобщенная структура навигационного комплекса БЛА-ВВП, предусматривающая комплексную обработку информации от ИНС и АПСН БЛА-ВВП.

При синтезе алгоритмов КЦ должны учитываться такие свойства искажений измерений псевдодальностей до НКА рабочего созвездия АПСН, как различная природа, вид, интенсивность, время начала действия и продолжительность. В главе рассмотрены основные источники искажений, выделены категории непреднамеренных и преднамеренных искажений. Непреднамеренные искажения АПСН могут быть вызваны, например, аномалиями в ионосфере и тропосфере, шумами задающего генератора приёмника и многолучевостью. Преднамеренные искажения, которые делятся на энергетические и уводящие, формируются с целью нарушения работы АПСН. Первый вид характеризуется формированием такого искажения, при котором АПСН формирует отказ — невозможность определения координат. Назначение уводящих искажений формирование таких измерений для АПСН, которые позволяют АПСН определять координаты, но эти координаты могут сколь угодно сильно отличаться от истинных значений координат БЛА-ВВП. Приводится вариант описания суперпозиции преднамеренной и непреднамеренной искажений измерений псевдодальностей до НКА с использованием их волнового представления.

В главе 2:

1. Определены диапазоны характеристик, типовые этапы полёта, а также требования к качеству определения координат для БЛА-ВВП. Полученная составляющая информационного базиса используется при синтезе и исследовании свойств алгоритмов КЦ (таблица 1,2,3);
2. Предложено использовать инерциально-спутниковую навигационную систему в качестве ядра навигационного комплекса БЛА-ВВП. В главе приведена обобщенная структурная схема навигационного комплекса БЛА-ВВП.
3. Рассмотрены варианты источников искажений измерений псевдодальностей до НКА. Эти искажения можно разделить на две основные категории, а именно на непреднамеренные и преднамеренные. Предлагается вариант волнового представления описания суперпозиции преднамеренной и непреднамеренной компонент искажений измерений псевдодальностей до НКА в виде взвешенной линейной комбинации параметрических функций.

Таким образом, в главе 2 сформулированы элементы используемого в работе информационного базиса, проведен анализ факторов, влияющих на качество определения

координат, сформулированы существующие и перспективные требования к качеству определения координат для беспилотного летательного аппарата при реализации городской аэромобильности.

Глава 3. Алгоритмические средства обеспечения качества определения координат

В главе приводится описание унифицированной структуры алгоритма КЦ для инерциально-спутникового определения координат БЛА-ВВП. Как было отмечено выше, эта структура является одним из важных компонентов предложенной ИИС. Приведенная структура содержит в себе такие узлы, как алгоритм оценки вектора состояния качества определения координат БЛА-ВВП (оценитель), алгоритмы обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА. В результате работы алгоритмов обнаружения, НКА распределяются по группам «рабочие», «проблемные» и «сопровождаемые». Первые две образуют рабочее созвездие АПСН. Глава содержит описание авторских методик расчета порогов принятия решения о наличии искажения в измерениях АПСН.

Некоторые замечания по главе

В алгоритмах обнаружения используется *нулевая гипотеза об отсутствии скачкообразных и медленно нарастающих искажений в измерениях псевдодальностей до НКА*. В этом случае, «благоприятными» можно считать два исхода работы алгоритма КЦ: формирование признака отказа при наличии искажений, приводящих к нарушению требуемой точности определения координат или признака готовности при отсутствии таких искажений в измерениях АПСН. Тогда ошибкой первого рода «ложное срабатывание» является формирование признака отказа до проявления искажения измерений, а ошибкой второго рода «пропуск события» — формирование признака готовности после истечения допустимого порога по времени обнаружения искажения, при условии, что, отклонение оценки местоположения превысило величину горизонтальной и вертикальной областей предупреждения Horizontal/Vertical Alert Limit (HAL и VAL). «HAL — это радиус круга в горизонтальной плоскости (локальная плоскость, касательная к эллипсоиду WGS-84), при этом его центр находится в истинном положении, что описывает требуемую область, содержащую указанное горизонтальное положение с необходимой вероятностью для конкретного режима навигации (например, 10^{-7} на час полета на маршруте), предполагая, что вероятность нарушения целостности НКА, включенная в решение о местоположении, меньше или равна 10^{-4} в час», «VAL — половина длины сегмента на вертикальной оси (перпендикулярной горизонтальной плоскости референц-эллипсоида) с центром в истинном положении, который описывает область, которая должна содержать указанное вертикальное положение с вероятностью $1 - 2 \cdot 10^{-7}$ за подход, для определенного режима навигации, предполагая, что вероятность нарушения целостности спутников GPS, включенных в решение о положении, меньше или равна 10^{-4} в час»

[13].

Одним из результатов работы алгоритма КЦ является признак состояния этих алгоритмов. Признак состояния может принимать два состояния: «отказ» или «готовность». Первый формируется, если выдвигается предположение о нарушении *гипотезы* для $N - 4$ НКА, где N — размер рабочего созвездия АПСН. Иначе, формируется признак готовности. В диссертационной работе предполагается, что при формировании признака отказа алгоритма КЦ, дальнейшее использование АПСН для определения координат БЛА-ВВП невозможно.

3.1 Описание унифицированной структуры алгоритма КЦ

Унифицированная структура алгоритма КЦ связывает между собой узлы алгоритма КЦ [64]. Обобщенное представление этой структуры приведено на рисунке 8.

Информационная связь (1) на рисунке 8 отражает передачу вектора выходной информации ИНС (2) в узел «Прогноз измерений псевдодальностей и псевдоскоростей». Информационный обмен между ИНС и другими подсистемами БЛА-ВВП, не рассматриваемыми в этой работе, показан на рисунке 8 пунктирной линией (информационная связь 10). Вектор выходной информации ИНС показан в (2).

$$\bar{Y}_i^{\text{ИНС}} = \{\lambda_i^{\text{ИНС}}, \phi_i^{\text{ИНС}}, H_i^{\text{ИНС}}, V_{E_i}^{\text{ИНС}}, V_{N_i}^{\text{ИНС}}, V_{H_i}^{\text{ИНС}}, \psi_i^{\text{ИНС}}, \theta_i^{\text{ИНС}}, \gamma_i^{\text{ИНС}}\}, \quad (2)$$

где $\bar{Y}_i^{\text{ИНС}}$ — вектор выходной информации ИНС;

$\lambda_i^{\text{ИНС}}, \phi_i^{\text{ИНС}}, H_i^{\text{ИНС}}$ — широта, долгота и высота, рассчитанные ИНС на i -ом шаге;

$V_{E_i}^{\text{ИНС}}, V_{N_i}^{\text{ИНС}}, V_{H_i}^{\text{ИНС}}$ — проекции вектора скорости на направления на восток, север и вертикаль, рассчитанные ИНС на i -ом шаге;

$\psi_i^{\text{ИНС}}, \theta_i^{\text{ИНС}}, \gamma_i^{\text{ИНС}}$ — углы курса, крена и тангажа, рассчитанные ИНС на i -ом шаге.

Информационная связь (2) показывает передачу измерений АПСН для формирования невязки измерений псевдодальностей и псевдоскоростей для каждого НКА [32], который соответствует заданным критериям допускового контроля, уровня мощности соотношения «сигнал/шум» и угла возвышения (3).

$$\bar{Y}_i^{\text{АПСН}} = \{\rho_1^{\text{АПСН}}{}_i, \rho_2^{\text{АПСН}}{}_i, \dots, \rho_n^{\text{АПСН}}, \dot{\rho}_1^{\text{АПСН}}{}_i, \dot{\rho}_2^{\text{АПСН}}{}_i, \dots, \dot{\rho}_n^{\text{АПСН}}{}_i\}^T \quad (3)$$

где $\bar{Y}_i^{\text{АПСН}}$ — вектор выходных параметров АПСН на i -ой эпохе измерений;

$\rho_{n_i}^{\text{АПСН}}$ — измерение псевдодальности до n -ого НКА на i -ой эпохе измерений;

$\dot{\rho}_{n_i}^{\text{АПСН}}$ — измерение псевдоскорости до n -ого НКА на i -ой эпохе измерений.

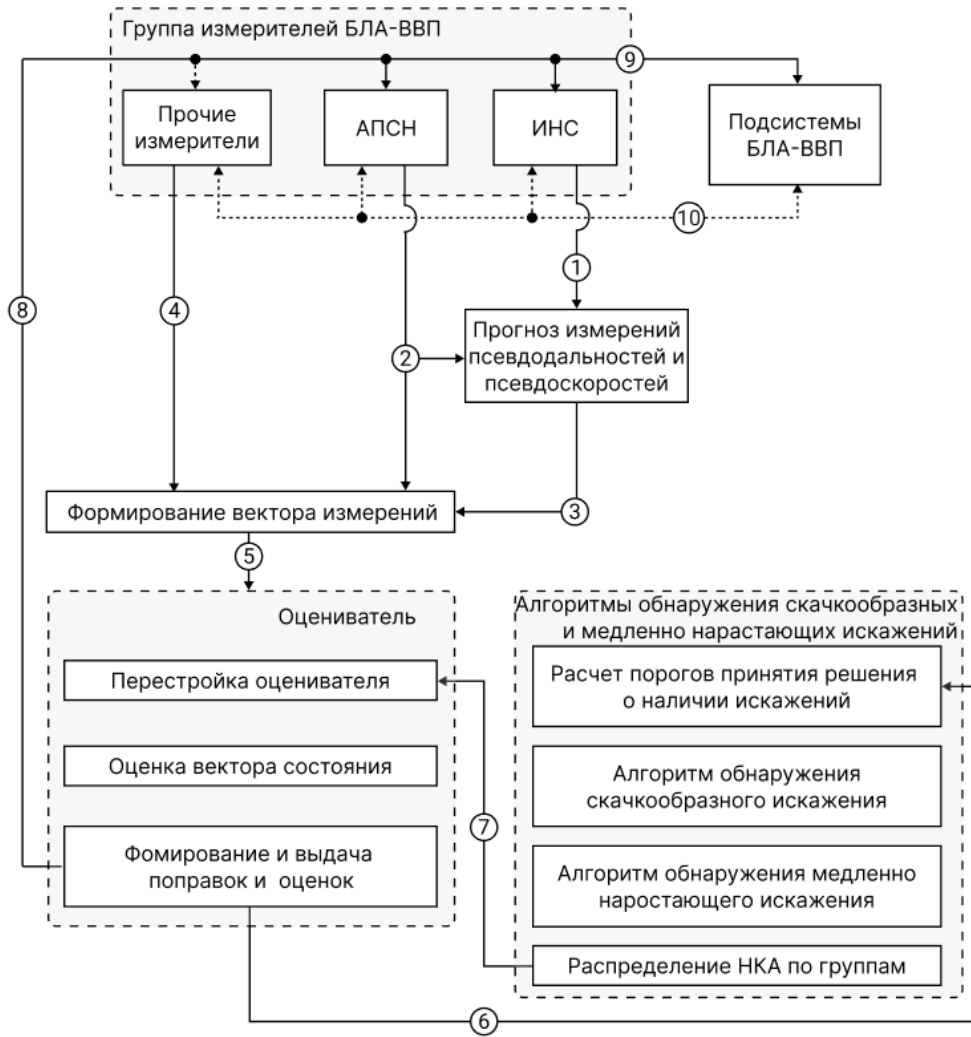


Рисунок 8 — Обобщенное представление унифицированной структуры алгоритма КЦ

В узле «Прогноз измерений псевдодальностей и псевдоскоростей» выполняется расчет величин $\rho_n^{\text{ИНС}}$, $\dot{\rho}_n^{\text{ИНС}}$ для каждого НКА видимого АПСН созвездия на основе выходной информации ИНС (информационная связь 1), эфемерид этих НКА и другой служебной информации, передаваемой АПСН (информационная связь 2).

Информация от других измерителей — например, высотомеров — используется для ввода дополнительной информации в алгоритм КЦ (информационная связь 4). В диссертационной работе информация от дополнительных измерителей не используется.

Информационная связь 5 показывает передачу вектора измерений \bar{Z}_i , который включает в себя разности измерений ИНС, АПСН и других измерителей соответственно (4):

$$\bar{Z}_i = \begin{bmatrix} \{\rho_1^{\text{ИНС}} - \rho_1^{\text{АПСН}}, \rho_2^{\text{ИНС}} - \rho_2^{\text{АПСН}}, \dots, \rho_n^{\text{ИНС}} - \rho_n^{\text{АПСН}}\}^T \\ \{\dot{\rho}_1^{\text{ИНС}} - \dot{\rho}_1^{\text{АПСН}}, \dot{\rho}_2^{\text{ИНС}} - \dot{\rho}_2^{\text{АПСН}}, \dots, \dot{\rho}_n^{\text{ИНС}} - \dot{\rho}_n^{\text{АПСН}}\}^T \\ \bar{Z}_{\text{ИНС}}^{\text{ПР}} \end{bmatrix} \quad (4)$$

где $\bar{Z}_{\text{ПР}}^{\text{ИНС}}$ – вектор разностей измерений ИНС и других измерителей параметров ориентации и навигации БЛА-ВВП при их наличии.

Связь 6 отражает передачу в алгоритмы обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА необходимой информации для расчета порогов о принятии решения о возможном наличии искажений в измерениях АПСН.

По результатам выполнения алгоритмов обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА обновляется состав групп «рабочих», «проблемных» и «сопровождаемых» НКА, информация о которых передается в оценитель [24] (информационная связь 7). В виду невозможности одновременной оценки параметров волновой структуры для всех НКА рабочего созвездия [62] предлагается использовать оценитель перестраиваемой структуры. При этом под перестраиваемой структурой подразумевается возможность изменения вектора состояния оценителя по результатам работы алгоритмов обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений измерений псевдодальности до НКА и работы самого оценителя. Это позволяет использовать, вплоть до некоторого порога принятия решения об исключении НКА, измерения «проблемных» НКА, что должно повысить непрерывность и доступность навигационного решения БЛА-ВВП даже в случае наличия значительных искажений измерений псевдодальности нескольких НКА рабочего созвездия в текущей эпохе. Что является достоинством синтезированных по предложенной процедуре работы ИИС обеспечения качества определения координат алгоритмов КЦ по сравнению с RAIM/AAIM-подобными алгоритмами [65].

Информационная связь 8 включает в себя передачу оценок ошибок параметров ориентации и навигации ИНС, оценки сдвига и скорости дрейфа опорного генератора приёмника и представляет собой обратную связь алгоритма КЦ. Также может передаваться дополнительная информация — например, оценки параметров модели погрешности инерциальных датчиков.

Связи 9 и 10 показывают передачу оценок параметров ориентации и навигации от группы измерителей и другими системам БЛА-ВВП. Отдельно стоит отметить, что информационная связь 9 включает в себя признак отказа алгоритма КЦ.

Логика распределения НКА по группам «рабочие», «проблемные» и «сопровождаемые», в рамках узла «Алгоритм КЦ» и информационной связи 7 рисунка 8 приводится на рисунке 9.

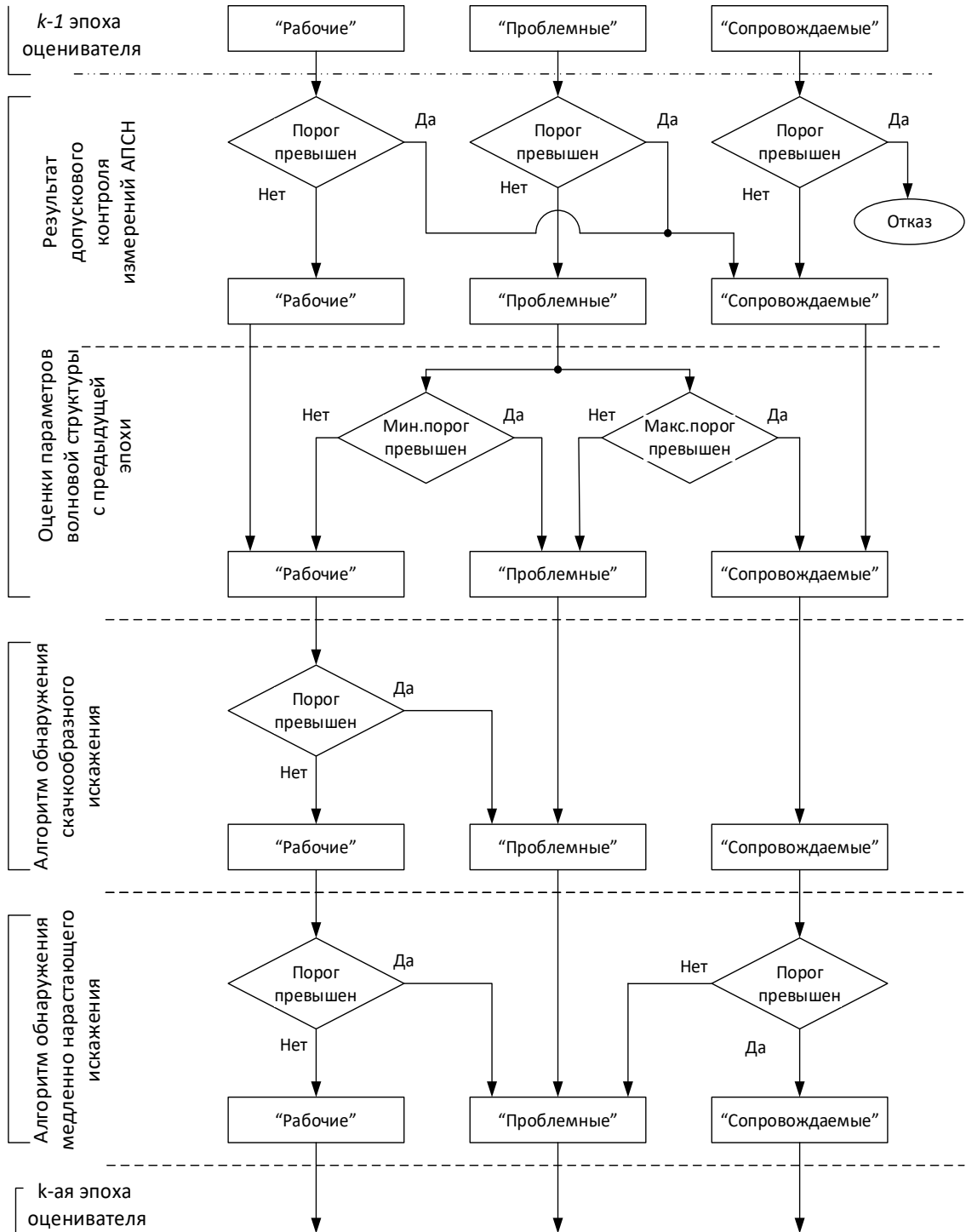


Рисунок 9 — Обобщённая структура распределения НКА по группам «рабочие», «проблемные» и «сопровождаемые»

Измерения псевдодальностей (псевдоскоростей) НКА группы «рабочие» используются при формировании вектора измерений оценителя. Измерения псевдодальностей (псевдоскоростей) НКА группы «проблемные» также используются при формировании вектора измерений оценителя. Для НКА, входящих в эту группу, выполняется расширение вектора состояния путем включения волновых коэффициентов математической модели искажения

псевдодальности с целью оценки величины возможных непреднамеренных или преднамеренных искажений в измерениях.

Измерения НКА группы «сопровождаемых» не используются для определения координат. Также для этой группы не производится расширения вектора состояния волновыми коэффициентами математической модели искажения. В таблице 4 показано использование НКА в зависимости от выбранной группы.

Таблица 4 — Использование НКА в зависимости от выбранной группы

Группа НКА	Вектор измерений	Расширение вектора состояния
«Рабочие»	+	–
«Проблемные»	+	+
«Сопровождаемые»	–	–

В группу «рабочих» включаются НКА, прошедшие допусковый контроль. Так же в эту группу переходят НКА из группы «проблемных», если параметры волновых коэффициентов модели искажения превысили установленный порог принятия решения о переводе НКА из группы «проблемных» в группу «рабочих» по результатам работы алгоритма КЦ.

В группу «проблемных» также включаются НКА, прошедшие допусковый контроль. Как было показано выше, на основе предыдущего такта работы алгоритма КЦ, НКА из группы «проблемных» может быть определен в группу «рабочих». При превышении максимальных порогов оценками волновых коэффициентов НКА переводится в группу «сопровождаемых». Если оценки волновых коэффициентов остаются внутри диапазона минимального и максимального порогов, то НКА остается в группе «проблемных» — параметры волнового представления искажения измерения псевдодальности для этого НКА остаются включенными в вектор состояния, а измерения псевдодальностей (псевдоскоростей) используются при формировании вектора измерений.

Приведенная на рисунке 9 обобщенная структура и описание логики распределения из НКА по группам «рабочие», «проблемные» и «сопровождаемые» являются частью правил обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений в измерениях псевдодальностей.

Узлы «Алгоритм обнаружения скачкообразного искажения», «Алгоритм обнаружения медленно нарастающего искажения», «Оценитель» рассмотрены в соответствующих разделах.

3.2 Оценитель

В качестве оценителя в унифицированной структуре алгоритма КЦ определения координат предлагается использовать оптимальный фильтр Калмана. Уравнение динамики

системы и уравнение измерений имеют вид [24]:

$$\begin{aligned}\bar{\dot{X}} &= F \cdot \bar{X} + B \cdot \bar{U} + G \cdot \bar{W}, \\ \bar{Z} &= H \cdot \bar{X} + \bar{V},\end{aligned}\quad (5)$$

где \bar{X} — вектор состояния;

F — матрица динамики;

B — матрица управления;

\bar{U} — вектор управляющих;

G — матрица шумов;

\bar{W} — вектор шумов;

\bar{Z} — вектор измерений;

H — матрица связи вектора состояния и вектора измерений;

\bar{V} — вектор шумов измерений.

Вектор состояния переменной структуры, дополненный вектором $\bar{X}_{\text{АПСН}}^P$, который содержит параметры волнового представления модели искажений измерений псевдодальностей до НКА из группы «проблемные», примет вид:

$$\bar{X} = \begin{bmatrix} \bar{X}_{\text{И}} \\ \bar{X}_{\text{АПСН}} \\ \bar{X}_{\text{АПСН}}^P \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_1, x_2, x_3, x_4, x_5, x_6, \alpha, \beta, \gamma, \Delta\Omega_{X,Y,Z}, \Delta K_{\Omega_{X,Y,Z}}, \Delta n_{X,Y,Z}, \Delta K_{n_{X,Y,Z}} \\ \delta\rho_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}}, \delta\dot{\rho}_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}} \\ \Delta\rho_1, a_1, b_1 \dots, \Delta\rho_l, a_l, b_l \end{bmatrix}, \quad (6)$$

где x_1, x_2, x_3 — оценки ошибки определения местоположения БЛА-ВВП;

x_4, x_5, x_6 — оценки ошибки определения проекций линейной скорости БЛА-ВВП;

α, β, γ — оценки ошибки определения базового трёхгранника БЛА-ВВП;

$\Delta\Omega_{X,Y,Z}, \Delta n_{X,Y,Z}, \Delta K_{\Omega_{X,Y,Z}}, \Delta K_{n_{X,Y,Z}}$ — оценки параметров модели погрешности измерений инерциальных датчиков;

$\delta\rho_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}}, \delta\dot{\rho}_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}}$ — оценки ошибки и скорости изменения ошибки опорного генератора;

$\Delta\rho_1, a_1, b_1 \dots, \Delta\rho_l, a_l, b_l$ — параметры волной модели искажений измерений псевдодальностей до «проблемных» НКА.

Модель погрешности измерений инерциальных датчиков ИНС имеет вид:

$$\begin{aligned}\sigma\Omega_{X,Y,Z} &= \Delta\Omega_{X,Y,Z} + \Delta K_{\Omega_{X,Y,Z}} \cdot \Omega_{X,Y,Z} + \Omega_{X,Y,Z}^{\text{III}}, \\ \sigma n_{X,Y,Z} &= \Delta n_{X,Y,Z} + \Delta K_{n_{X,Y,Z}} \cdot n_{X,Y,Z} + n_{X,Y,Z}^{\text{III}},\end{aligned}\quad (7)$$

где $\Delta\Omega_{X,Y,Z}$ — «сдвиг нулевого сигнала» датчиков угловых скоростей;

$\Delta n_{X,Y,Z}$ – «сдвиг нулевого сигнала» акселерометров;

$\Delta K_{\Omega_{X,Y,Z}}$ – ошибка масштабного коэффициента датчиков угловых скоростей;

$\Delta K_{n_{X,Y,Z}}$ – ошибка масштабного коэффициента акселерометров

$\Omega_{X,Y,Z}$ – «идеальное» измерение датчиков угловых скоростей;

$n_{X,Y,Z}$ – «идеальное» измерение акселерометров;

$\Omega_{X,Y,Z}^{\text{III}}$ – шумовая составляющая погрешности измерения датчиков угловых скоростей;

$n_{X,Y,Z}^{\text{III}}$ – шумовая составляющая погрешности измерения акселерометров.

Матрица динамики F имеет вид:

$$F_{(21+3l) \times (21+3l)} = \begin{bmatrix} F^{И/h} & \dots & 0 \\ 21 \times 21 & \dots & 21 + 3l \times 21 \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & \dots & 0 \\ 21 \times 21 + 3l & \dots & 3l \times 3l \end{bmatrix} \quad (8)$$

где l — количество «проблемных» НКА (при отсутствии «проблемных» НКА $l = 0$);

Матрица шумов системы G имеет вид:

$$G_{(21+3l) \times 6} = \begin{bmatrix} G^{И/h} \\ 21 \times 6 \\ 0 \\ 3l \times 6 \end{bmatrix}, \quad (9)$$

$$G^{И/h} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{1,1} & C_{1,2} & C_{1,3} \\ 0 & 0 & 0 & C_{2,1} & C_{2,2} & C_{2,3} \\ C_{1,1} & C_{1,2} & C_{1,3} & 0 & 0 & 0 \\ C_{2,1} & C_{2,2} & C_{2,3} & 0 & 0 & 0 \\ C_{3,1} & C_{3,2} & C_{3,3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 12 \times 6 \end{bmatrix}$$

Описание матрицы динамики $\begin{bmatrix} F^{И/h} \\ 21 \times 21 \end{bmatrix}$ с учетом погрешностей вертикального канала ИНС/АПСН в векторе $\bar{X}_И$ приводится в [24]. Матрица управления [B] и вектор управляющих сигналов \bar{U} полагаются нулевой матрицей и нулевым вектором соответственно.

Вектор шумов системы \bar{W} имеет вид:

$$\bar{W} = [\delta\Omega^{\text{б.ш.}}_x, \delta\Omega^{\text{б.ш.}}_y, \delta\Omega^{\text{б.ш.}}_z, \delta n^{\text{б.ш.}}_x, \delta n^{\text{б.ш.}}_y, \delta n^{\text{б.ш.}}_z]^T \quad (10)$$

Вектор измерений \bar{Z} соответствует вектору (12). Матрица связи H примет вид:

$$H^T = [H^{И/С}, H^{И/т}], \quad (11)$$

где $H^{И/С}$ — матрица связи вектора состояния и вектора измерений $\bar{Z}_{И/С}$, приведённая в [24] («жестко связанная схема комплексирования»).

Матрица $H^{И/т}$ имеет вид:

$$H^{И/т} = \begin{bmatrix} -1 & 0 & & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & & -1 & -t_j & -t_j^2 & 0 & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \vdots & \vdots & & 0 & 0 & 0 & -1 & -t_{j+1} & -t_{j+1}^2 \\ -1 & 0 & & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ & & [0] & & & & & & \\ & & 2m \times 3 & & & & & & \\ 0 & 1 & & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \\ \vdots & \vdots & & \vdots & \vdots & \vdots & \dots & 0 & 0 \\ 0 & 1 & & 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (12)$$

где t_j — время, прошедшее с момента расширения вектора состояния параметрами волновой структуры для j — НКА из группы «проблемные»;

j — номер канала «проблемного» НКА, для которого был расширен вектор состояния волновыми коэффициентами;

m — количество НКА рабочего созвездия.

Вектор шумов измерений \bar{V} , имеет вид:

$$\bar{V}_{И/С}^T = \{\delta\rho_1^{\text{б.ш.}}, \dots, \delta\rho_m^{\text{б.ш.}}, \delta\dot{\rho}_1^{\text{б.ш.}}, \dots, \delta\dot{\rho}_m^{\text{б.ш.}}\}, \quad (13)$$

На статистические характеристики шумов системы, шумов измерений и начальное значение вектора состояния накладываются ограничения, приведённые в материалах [63].

При формировании $R_V(t)$ погрешностей АПСН на основе математических моделей погрешностей ввиду отсутствия на борту информации о текущих значениях интенсивностей следует использовать допущения вида:

$$R_V(t)_{i,i} \cong \frac{\sigma_{\delta\rho}^2 \text{АПСН}_i}{\Delta\tau^C}, \quad (14)$$

где $\sigma_{\delta\rho}^c_i$ – текущее (прогнозируемое) значения среднеквадратического отклонения (СКО) искажения измерений псевдодальностей до i -ого НКА; $\Delta\tau^C$ — интервал времени между текущей и предыдущей эпохой измерений АПСН.

$$R_V(t)_{(m+i),(m+i)} \cong \frac{\sigma_{\delta\rho}^2 \text{АПСН}_i}{\Delta\tau^C}, \quad (15)$$

где $\sigma_{\delta\rho}^c_i$ – текущее (прогнозируемое) значения СКО ошибки определения псевдоскорости до i -ого НКА.

При формировании $Q_V(t)$ инструментальных и методических погрешностей ИНС на основе предложенных математических моделей погрешностей ввиду отсутствия на борту информации о текущих значениях интенсивностей следует использовать допущения вида:

$$Q_W(t)_{i,i} \cong \frac{\sigma_{\delta\Omega}^2 \text{б.ш.}^B_i}{\Delta\tau^B}, \quad (16)$$

где $\sigma_{\delta\Omega}^{\text{б.ш.}^B}$ – прогнозируемое значения СКО шумов датчиков угловых скоростей (ДУС); $\Delta\tau^B$ — интервал времени между текущей и предыдущей эпохой измерений ДУС, где $i = \overline{1,3}$.

$$Q_W(t)_{i,i} \cong \frac{\sigma_{\delta n}^2 \text{б.ш.}^B_i}{\Delta\tau^B}, \quad (17)$$

где $\sigma_{\delta n}^{\text{б.ш.}^B}$ – прогнозируемое значения СКО шумов акселерометров; $\Delta\tau^B$ — интервал времени между текущей и предыдущей эпохой измерений акселерометра, $i = \overline{4,6}$;

При условии выполнения наложенных ограничений ОФК строит оптимальную оценку вектора состояния на основе минимизации квадратичного критерия [63]:

$$J = M \left[(\bar{X}(t) - \hat{X}(t)), (\bar{X}(t) - \hat{X}(t))^T \right] = M \left[\text{Tr} \{ (\bar{e}(t)), (\bar{e}(t))^T \} \right] = \text{Tr}([P(t)]) = \sum_{i=1}^n \sigma_{i,i}^2, \quad (18)$$

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

При формировании дискретного оценителя в ОФК реализуются функции оценки, прогноза и управления. Для повышения вычислительной устойчивости алгоритмов оценителя, в случае использования на БЛА-ВВП, являющимся высокодинамичным объектом, необходимо увеличение частоты решения задачи прогнозирования поведения оценки вектора состояния. Также следует учитывать то, что частота решения задачи управления параметрами оценителя по выработанным оценкам может не совпадать с частотой решения задачи оценивания [63]. В этом случае целесообразно разделить функции прогноза и оценки. Временная диаграмма дискретного алгоритма ОФК в общем виде приведена на рисунке 10.

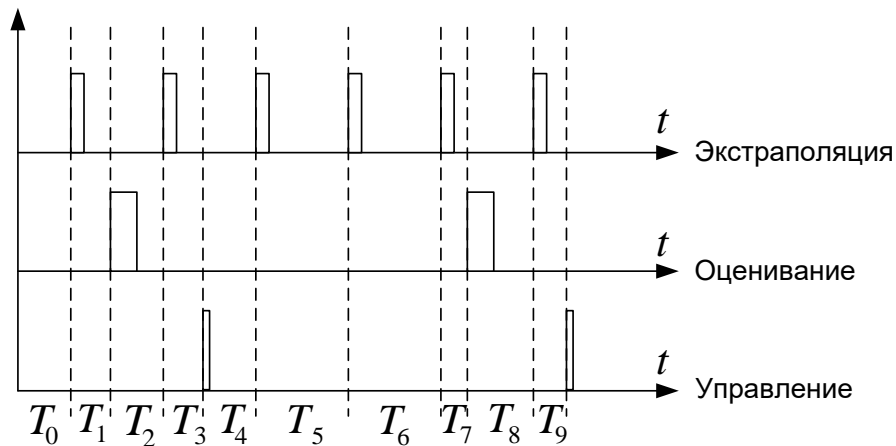


Рисунок 10 – Временная диаграмма дискретного алгоритма ОФК

Реализация ОФК в таком виде обеспечивает гибкость построения и вычислительную устойчивость. При этом на каждом такте работы вне зависимости от выполняемой функции необходимо переопределять шаг дискретизации T . На рисунке 8 шаги дискретизации — $T_0 \dots T_9$. Из этого следует, что дискретные представления матриц матрицы F, B, G в общем случае нестационарные.

Предлагаемая схема построения оценителя с использованием волнового представления в описании искажений измерений псевдодальностей до НКА позволяет оценивать искажения измерений псевдодальностей (и, при необходимости, исключать из решения) до $(m - 4)$ НКА **одновременно**. Это ограничение определяется двумя факторами. Во-первых, минимальное количество НКА рабочего созвездия для функционирования оценителя без дополнительных ограничений на траекторию и поведение задающего генератора приёмника равно 4. Во-вторых, одновременная оценка параметров волновых функций для количества НКА, превышающего $(m - 4)$, приведёт к совместной наблюдаемости комбинации элементов вектора состояния вида [62]:

если $(l > m - 4)$ тогда:

1. $\frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \delta \rho_i^w$ наблюдается совместно с $\delta \rho_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}}$
2. $\frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \delta \dot{\rho}_i^w$ наблюдается совместно с $\delta \dot{\rho}_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}}$

В случае выполнения указанного условия задача плохо обусловлена:

1. Если $(l = m - 4)$ тогда:

$\delta \rho_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}}$ — оценивается совместно с $\frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \delta \rho_i^w$, что приводит к ошибке оценки фазы задающего генератора приёмника, проявляющейся в виде среднего:

$$e_{\delta \hat{\rho}_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}}} = f\left(\frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \delta \rho_i^w, P_k, Q_{k-1}, R_{k-1}, \text{GDOP}_k\right) \quad (19)$$

$\delta \dot{\rho}_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}}$ — оценивается совместно с $\frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \delta \dot{\rho}_i^w$, что приводит к ошибке оценки частоты задающего генератора, проявляющейся в виде среднего:

$$e_{\delta \hat{\dot{\rho}}_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}}} = f\left(\frac{1}{l} \sum_{i=1}^l \delta \dot{\rho}_i^w, P_k, Q_{k-1}, R_{k-1}, \text{GDOP}_k\right) \quad (20)$$

2. Если $(l > m - 4)$ тогда:

Отсутствует оценка параметров вектора состояния \bar{X}_i (рост диагональных элементов матрицы ковариации P_k) — x_1, x_2, x_3, x_4 . Наличие среднего в ошибках оценок параметров вектора состояния — $\delta \rho_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}}$ и $\delta \dot{\rho}_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}}$ в случае наличия волновых составляющих в кодовых и доплеровских измерениях некоторых НКА рабочего созвездия.

Перед синтезом оценителя с переменной структурой необходимо сделать замечание: невозможно **одновременно** включить в расширенный вектор состояния $\bar{X}_{\text{АПСН}}^P$ коэффициенты волновой составляющей искажений измерений псевдодальностей до всех НКА рабочего созвездия (в общем случае расширить вектор состояния для всех каналов слежения АПСН). Алгоритм позволяет одновременно контролировать значения их волновых и статистических свойств для $(m - 4)$ НКА, где m — количество НКА рабочего созвездия.

3.3 Обнаружение скачкообразных искажений в измерениях псевдодальностей до НКА

Обнаружения скачкообразных искажений измерений псевдодальностей до НКА строится на основе контроля приращения псевдодальностей между текущей и предыдущей эпохами измерений. Возможность обнаружения скачкообразных искажений измерений псевдодальностей

зависит от характеристик АПСН, в частности от наличия или отсутствия обратной связи по оценке ошибки и оценке скорости изменения ошибки ($\delta\rho_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}}_i, \delta\dot{\rho}_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}}_i$) опорного генератора. На рисунке 11 приводится схематичное представление поведения ошибки часов приёмника с обратной связью и без нее.

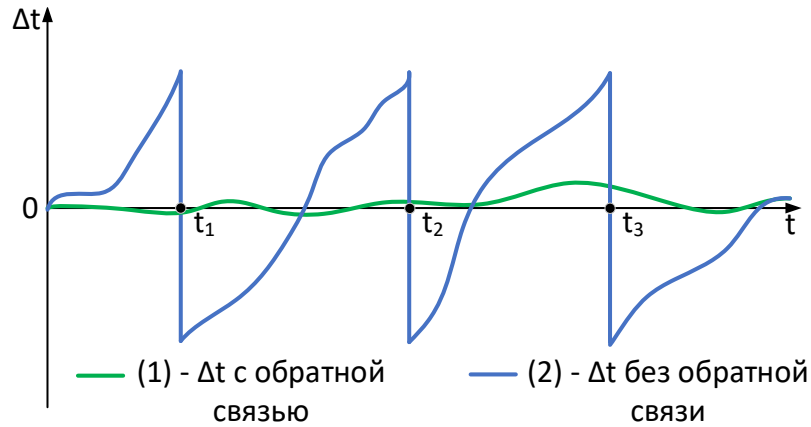


Рисунок 11 — Схематичное представление ошибки определения времени

На рисунке 11 график 1 — схематичное представление ошибки определения времени, характерное для АПСН с обратной связью по оценкам ошибки и скорости изменения ошибки опорного генератора. Для такого типа АПСН свойственно отсутствие скачкообразных изменений оценок ухода местного генератора от общесистемного времени.

График 2 отображает характерное поведение ошибки определения времени АПСН без обратной связи по $\delta\rho_{\Delta\tau}^c$ и $\delta\dot{\rho}_{\Delta\tau}^c$. Для обеспечения работоспособности этот тип приёмников выполняет периодическую коррекцию шкалы времени (моменты времени «t₁», «t₂», «t₃»), следствием которого является скачкообразное изменение метки времени и измерений псевдодальностей до НКА между двумя последовательными эпохами.

Основываясь на описанных различиях в аппаратном и алгоритмическом обеспечении АПСН, предложены две возможные модификации алгоритма обнаружения скачкообразного искажения измерений псевдодальностей до НКА в рамках структуры алгоритма КЦ:

1. без опорного НКА: для АПСН с обратной связью из оценщика по оценкам ошибки опорного генератора. Так же эта модификация может применяться на АПСН, в которой обеспечивается непрерывная компенсация ошибки определения времени.
2. с использованием опорного НКА: для АПСН без обратной связи из оценщика по оценкам ошибки опорного генератора.

Обнаружение скачкообразного искажений измерений псевдодальностей до НКА с обратной связью по ошибке опорного генератора включает в себя следующие этапы:

1. Для компенсации изменения псевдодальности из-за движения НКА и БЛА-ВВП,

строятся первые разности между измеренными и прогнозируемыми псевдодальностями (21):

$$\Delta\rho_i^{\text{АПСН}}(t_k) = \rho_i^{\text{АПСН}}(t_k) - \rho_i^{\text{ИНС}}(t_k), \quad (21)$$

где $\Delta\rho_i^{\text{АПСН}}(t_k)$ – первые разности псевдодальностей до i -ого НКА;

$\rho_i^{\text{АПСН}}(t_k)$ – измеренные псевдодальность до i -ого НКА;

$\rho_i^{\text{ИНС}}(t_k)$ – прогнозируемые псевдодальность до i -ого НКА.

2. Исходя из предположения о квазипостоянном характере погрешностей часов НКА между соседними эпохами измерений АПСН, ионосферной и тропосферной задержках на интервале $[t_{k-1}, t_k]$ строятся вторые разности по времени вида:

$$\begin{aligned} \nabla\Delta\rho_i^{\text{АПСН}}(t_k, t_{k-1}) &= \Delta\rho_i^{\text{АПСН}}(t_k) - \Delta\rho_i^{\text{АПСН}}(t_{k-1}) \approx \\ &\approx \Delta\rho_i^{\text{АПНС}}(t_k, t_{k-1}) + \left[\delta\rho_i^{\text{АПНС}}(t_k) - \delta\rho_i^{\text{АПНС}}(t_{k-1}) \right] \end{aligned} \quad (22)$$

где $\delta\rho_w^{\text{АПСН}}, (\delta\dot{\rho}_w^{\text{АПСН}})$ — остаточные искажения измерений псевдодальностей, соответственно, без учета ошибок опорного генератора АПСН, погрешностей часов и эфемеридных данных НКА, тропосферных и ионосферных погрешностей.

3. Завершающим этапом контроля приращений является проверка критерия (23) — сравнение модуля полученных уточненных вторых разностей (22) с порогом принятия решения о включении i -го НКА в группу «проблемных» НКА, исходя из предположения о виде $\nabla\Delta\tilde{\rho}_i^{\text{АПСН}}(t_k, t_{k-1})$, как реализаций случайного процесса. Проверка условия допуска на приращении псевдодальности на основе измерений ИНС:

$$|\nabla\Delta\tilde{\rho}_i^{\text{АПСН}}(t_k, t_{k-1})| < \min\left(\sqrt{HAL_{\rho_i}^2 + VAL_{\rho_i}^2}, K_\rho \cdot \sqrt{D_{\rho_i}(t_k, t_{k-1})}\right), \quad (23)$$

где K_ρ , — коэффициент усиления обнаружения скачкообразного искажения измерения псевдодальности до i -ого НКА, определяющие вероятность превышения заданного порога;

$HAL_{\rho_i}, VAL_{\rho_i}$ — величины горизонтального (HAL) и вертикального предела предупреждения — Vertical Alert Limit (VAL) [13, 36, 37] в пространстве измерений АПНС.

Для предложенного варианта формирования вторых разностей псевдодальностей дисперсия измерений примет вид:

$$D_{\rho_i}(t_k, t_{k-1}) \approx D_{\rho_i}^{\text{АПСН}}(t_k) + D_{\rho_i}^{\text{АПСН}}(t_{k-1}) + D_{\rho_i}^{\text{ИНС}}(t_k) + D_{\rho_i}^{\text{ИНС}}(t_{k-1}) \quad (24)$$

$$D_{\rho_i}^{\text{ИНС}}(t_k) \approx D_{\delta\lambda, \delta\varphi_i} + D_{\delta h_i}$$

где $D_{\rho_i}(t_k, t_{k-1})$ – дисперсия второй разности измерения псевдодальности до i -ого НКА;

$D_{\rho_i}^{\text{АПСН}}$ – дисперсия шумов измерений псевдодальности АПСН i -ого НКА;

$D_{\rho_i}^{\text{ИНС}}$ – дисперсия прогноза измерений псевдодальности i -ого НКА;

$D_{\delta\lambda, \delta\varphi_i}$ – прогноз дисперсии определения планового местоположения БЛА-ВВП;

$D_{\delta h_i}$ – прогноз дисперсии определения высоты БЛА-ВВП.

Дисперсии шумов измерений псевдодальностей до НКА определяются производителем АПСН. В рамках этой работы их значения принимаются неизменными.

Так как получение численных значений ковариаций в режиме реального времени затруднительно, вид дисперсии ошибки измерений псевдодальностей для модификации обнаружения скачкообразных искажений измерений псевдодальности с опорным НКА имеет вид:

$$D_{\rho_i}(t_k, t_{k-1}) = 2D_{\rho_i}^{\text{АПСН}} + D_{\rho_i}^{\text{ИНС}}(t_k) + D_{\rho_i}^{\text{ИНС}}(t_{k-1}) \quad (25)$$

$$D_{\rho_i}^{\text{ИНС}} = D_{\delta V_E, \delta V_{N_i}} + D_{\delta V_i}$$

В виду коррелированности ошибок оценок параметров движения БЛА-ВВП на моменты времени t_k и t_{k-1} прогноз дисперсии разности $D_{\delta\lambda, \delta\varphi_i}(t_k, t_{k-1})$ представляется функцией вида:

$$D_{\delta\lambda, \delta\varphi_i}(t_k, t_{k-1}) = f[D_{\delta\lambda}^{\text{И}}(t_k, t_{k-1}), D_{\delta\varphi}^{\text{И}}(t_k, t_{k-1})] \quad (26)$$

Чтобы вычислить $D_{\delta\lambda}^{\text{ИНС}}(t_k, t_{k-1})$ и $D_{\delta\varphi}^{\text{ИНС}}(t_k, t_{k-1})$ необходимо рассчитать корреляционную матрицу $S(t_k, t_{k-1})$ между $\bar{\epsilon}_k$ – вектором ошибок прогноза погрешности оценок (экстраполированной оценки) вектора прогноза состояния системы \hat{X}_k и $\bar{\epsilon}_{k-1}$ – вектором ошибок оценок вектора состояния \hat{X}_{k-1} на предыдущую эпоху (t_{k-1}). Для дискретного оптимального фильтра Калмана связь между $\bar{\epsilon}_k$ и $\bar{\epsilon}_{k-1}$ имеет следующий вид [66]:

$$\bar{\epsilon}_k = \Phi_{k/k-1} \cdot \bar{\epsilon}_{k-1} + \Gamma_{k/k-1} \cdot \bar{\omega}_{k-1}, \quad (27)$$

где $\bar{\omega}_{k-1}$ – вектор шумов системы – шумовых составляющих ошибок гироскопов и акселерометров, представленных в виде несмещенного Гауссовского случайного процесса типа «белый шум».

Тогда матрица $C(t_k, t_{k-1})$ будет иметь вид:

$$C(t_k, t_{k-1}) = M[(\bar{\varepsilon}_k - \bar{\varepsilon}_{k-1}), (\bar{\varepsilon}_k - \bar{\varepsilon}_{k-1})^T] = S_k + P_{k-1} + 2M[\bar{\varepsilon}_k, \bar{\varepsilon}_{k-1}^T], \quad (28)$$

где $M[\bar{\varepsilon}_k, \bar{\varepsilon}_{k-1}^T] = \Phi_{k/k-1} M[\bar{\varepsilon}_{k-1}, \bar{\varepsilon}_{k-1}^T] + \Gamma_{k/k-1} M[\bar{\omega}_{k-1}, \bar{\varepsilon}_{k-1}^T] = \Phi_{k/k-1} P_{k-1}$ при условии некоррелированности вектора шумов системы $\bar{\omega}_{k-1}$ и ошибок оценок $\bar{\varepsilon}_{k-1}$ на момент времени t_{k-1} .

Отсюда:

$$\begin{aligned} C(t_k, t_{k-1}) &= S_k + P_{k-1} + 2\Phi_{k/k-1} P_{k-1} = \\ &= \Phi_{k/k-1} P_{k-1} \Phi_{k/k-1}^T + \Gamma_{k/k-1} Q_1 \Gamma_{k/k-1}^T + P_{k-1} + 2\Phi_{k/k-1} P_{k-1} = \\ &= \Phi_{k/k-1} P_{k-1} \Phi_{k/k-1}^T + (E + 2\Phi_{k/k-1}) P_{k-1} + \Gamma_{k/k-1} Q_1 \Gamma_{k/k-1}^T, \end{aligned} \quad (29)$$

где Q_1 — определяется как $M[\bar{\omega}_i \bar{\omega}_j^T] = Q_1 \delta_{ij}$, δ_{ij} — символ Кронекера.

В описывающем синтез оценителя разделе показано, что вектор состояния включает погрешности кодовых и доплеровских измерений приёмника ГНСС, вызванные уходом начальной фазы задающего генератора, $\delta\rho_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}}$ и ошибки определения радиальной скорости, вызванной отличием от номинальной частоты генератора приёмника $\dot{\delta\rho}_{\Delta\tau}^{\text{АПСН}}$.

Как было показано, вектор \bar{X}_p является вектором переменной размерности и включает в себя параметры искажения измерения псевдодальности волновой структуры опорного НКА и группы «проблемных» НКА.

Для приведенного вектора состояния $D_{\delta\lambda, \delta\varphi_i}(t_k, t_{k-1})$ будет иметь следующий вид:

$$\begin{aligned} D_{\delta\lambda, \delta\varphi_i}(t_k, t_{k-1}) &= \left\{ \frac{\partial \rho_i^{\text{ИНС}}}{\partial \lambda^{\text{ИНС}}}(t_k) \quad \frac{\partial \rho_i^{\text{ИНС}}}{\partial \varphi^{\text{ИНС}}}(t_k) \right\} \cdot C^1(t_k, t_{k-1}), \\ C^1(t_k, t_{k-1}) &= \begin{bmatrix} C(t_k, t_{k-1})_{1,1} & C(t_k, t_{k-1})_{1,2} \\ C(t_k, t_{k-1})_{2,1} & C(t_k, t_{k-1})_{2,2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} D_{\delta\lambda}^{\text{ИНС}}(t_k, t_{k-1}) & C(t_k, t_{k-1})_{1,2} \\ C(t_k, t_{k-1})_{2,1} & D_{\delta\varphi}^{\text{ИНС}}(t_k, t_{k-1}) \end{bmatrix}. \end{aligned} \quad (30)$$

где $\frac{\partial \rho_i^{\text{ИНС}}}{\partial \lambda^{\text{ИНС}}}(t_k)$, $\frac{\partial \rho_i^{\text{ИНС}}}{\partial \varphi^{\text{ИНС}}}(t_k)$ — коэффициенты «направляющие косинусы», их вывод и полное описание приведены в [63].

Таким образом соотношения (24) — (31) являются стохастической моделью представления областей неопределенности входных измерений для предложенного способа формирования входных измерений (22) для алгоритма контроля целостности координат в случае наличия обратной связи по ошибке опорного генератора АПСН.

Обнаружение скачкообразного искажений измерений псевдодальностей до НКА без обратной связи по ошибке опорного генератора АПСН включает в себя следующие этапы:

1. Выбирается опорный НКА (номер «0») удовлетворяющий, например, следующему критерию:

$$num(0) = num \left(\text{НКА} \left[\max \left(\frac{\text{сигнал}}{\text{шум}} \right) \right] \right). \quad (31)$$

2. Для компенсации изменения псевдодальностей из-за движения НКА и БЛА-ВВП строятся первые разности между измеренными и прогнозируемыми псевдодальностями аналогично (21).

3. Исходя из предположения о квазипостоянном характере погрешностей часов НКА, ионосферной и тропосферной задержках на интервале $[t_{k-1}, t_k]$ строятся вторые разности по времени вида:

$$\begin{aligned} \nabla \Delta \rho_i^{\text{АПСН}}(t_k, t_{k-1}) &= \Delta \rho_i^{\text{АПСН}}(t_k) - \Delta \rho_i^{\text{АПСН}}(t_{k-1}) \approx \\ &\approx \Delta \rho_i^{\text{АПСН}}_M(t_k, t_{k-1}) + \left[\delta \rho_i^{\text{АПСН}}_w(t_k) - \delta \rho_i^{\text{АПСН}}_w(t_{k-1}) \right] \end{aligned} \quad (32)$$

где $\nabla \Delta \rho_i^{\text{АПСН}}(t_k)$ – вторые разности псевдодальности для i -ого НКА.

4. Для исключения ошибки ухода опорного генератора строятся третьи разности псевдодальностей на текущую эпоху (t_k) для НКА, входящих в группы «рабочих» и «проблемных»:

$$\begin{aligned} \Delta \nabla \Delta \rho_i^{\text{АПСН}}(t_k, t_{k-1}) &= \nabla \Delta \rho_i^{\text{АПСН}}(t_k) - \nabla \Delta \rho_0^{\text{АПСН}}(t_k) \approx \\ &\approx \nabla \Delta \rho_{M_i}^{\text{АПСН}}(t_k, t_{k-1}) + \left[\delta \rho_{w_i}^{\text{АПСН}}(t_k) - \delta \rho_{w_i}^{\text{АПСН}}(t_{k-1}) \right] - \\ &- \nabla \Delta \rho_{M_0}^{\text{АПСН}}(t_k, t_{k-1}) - \left[\delta \rho_{w_0}^{\text{АПСН}}(t_k) - \delta \rho_{w_0}^{\text{АПСН}}(t_{k-1}) \right] \end{aligned} \quad (33)$$

где $\nabla \Delta \rho_i^{\text{АПСН}}(t_k)$ – вторая разность псевдодальности для i -ого НКА;

$\delta \rho_w^{\text{АПСН}}$, — остаточные искажения измерений псевдодальностей, соответственно, без учета ошибок опорного генератора АПСН, погрешностей часов и эфемеридных данных НКА, тропосферных и ионосферных погрешностей.

5. Завершающим этапом контроля приращений является проверка критерия (35) — сравнение модуля полученных уточненных третьих разностей (34) с порогом принятия решения

о включении i -го НКА в группу «проблемных» НКА, исходя из предположения о виде $\Delta \nabla \tilde{\rho}_i^{\text{АПЧН}}(t_k, t_{k-1})$, как реализаций случайного процесса. Проверка условия допуска на приращение псевдодальности i -ого НКА на основе измерений ИНС:

$$|\Delta \nabla \tilde{\rho}_i^{\text{АПЧН}}(t_k, t_{k-1})| < \min \left(\sqrt{HAL_{\rho_i}^2 + VAL_{\rho_i}^2}, K_{\rho} \cdot \sqrt{D_{\rho_i}(t_k, t_{k-1})} \right), \quad (34)$$

где K_{ρ} , — коэффициент усиления для обнаружения скачкообразного искажения измерений псевдодальности до i -ого НКА, определяющий вероятность превышения заданного порога;

$HAL_{\rho_i}, VAL_{\rho_i}$ — величины горизонтального (HAL) и вертикального (VAL) предела предупреждения в пространстве измерений АПЧН.

Для формирования разностей псевдодальностей дисперсия измерений примет вид:

$$\begin{aligned} D_{\rho_i}(t_k, t_{k-1}) \approx & D_{\rho_i}^{\text{АПЧН}}(t_k) + D_{\rho_0}^{\text{АПЧН}}(t_k) + D_{\rho_i}^{\text{АПЧН}}(t_{k-1}) + D_{\rho_0}^{\text{АПЧН}}(t_{k-1}) + \\ & + D_{\rho_i}^{\text{ИНС}}(t_k) + D_{\rho_0}^{\text{ИНС}}(t_k) + D_{\rho_i}^{\text{ИНС}}(t_{k-1}) + D_{\rho_0}^{\text{ИНС}}(t_{k-1}) \end{aligned} \quad (35)$$

$$D_i^{\text{ИНС}} \approx D_{\delta\lambda, \delta\varphi_i} + D_{\delta h_i}$$

где $D_{\rho_i}(t_k, t_{k-1})$ — дисперсия третьей разности измерений псевдодальности до i -ого;

$D_i^{\text{АПЧН}}$ — дисперсия шумов измерений псевдодальности АПЧН i -ого НКА;

$D_i^{\text{ИНС}}$ — дисперсия прогноза измерений псевдодальности i -ого НКА;

$D_0^{\text{ИНС}}$ — дисперсия прогноза измерений псевдодальности опорного НКА;

$D_{\delta\lambda, \delta\varphi_i}$ — прогноз дисперсии определения планового местоположения БЛА-ВВП;

$D_{\delta h_i}$ — прогноз дисперсии определения высоты БЛА-ВВП.

Так как получение численных значений ковариаций в режиме реального времени затруднительно, а дисперсия измерений псевдодальностей принимается постоянной, вид дисперсии ошибки измерений псевдодальностей для модификации обнаружения скачкообразного искажения измерений псевдодальности с опорным НКА имеет вид:

$$D_{\rho_i}(t_k, t_{k-1}) = 4D_{\rho_i}^{\text{АПЧН}} + D_{\rho_i}^{\text{ИНС}}(t_k) + D_{\rho_0}^{\text{ИНС}}(t_k) + D_{\rho_i}^{\text{ИНС}}(t_{k-1}) + D_{\rho_0}^{\text{ИНС}}(t_{k-1}) \quad (36)$$

Соотношения (33) — (37) являются стохастической моделью представления областей неопределенности входных для алгоритма контроля целостности координат для случая отсутствия обратной связи по ошибке опорного генератора АПЧН.

Построение алгоритма обнаружения скачкообразных искажений измерений псевдодальностей для варианта с опорным НКА отличается от варианта без опорного НКА в части формирования разностей псевдодальностей. Добавление третьей разности влечет за собой увеличение конечной дисперсии разности. При этом, прогноз дисперсии разности $D_{\delta\lambda, \delta\varphi_i}(t_k, t_{k-1})$ и $D_{\delta h_i}(t_k, t_{k-1})$ идентичен для рассматриваемых вариантов формирования.

В случае нулевой гипотезы об отсутствии превышающих заданный порог искажений в измерениях псевдодальностей, коэффициенты K_p выбираются из априорной информации о вероятности ложного срабатывания (ошибка первого рода) и пропуска искажений (ошибка второго рода). В силу того, что алгоритмы КЦ, синтезированные в рамках предложенной ИИС, даже в случае ложного срабатывания не исключают измерения из вектора измерений псевдодальностей до НКА, а только вводят НКА в группу «проблемных», алгоритм менее чувствителен к ложным срабатываниям в отличие от РАИМ-подобных алгоритмов.

Коэффициент K_p является варьированным и влияет на чувствительность алгоритма обнаружения скачкообразных искажений. Поэтому в работе предлагается уточнять значение коэффициента K_p с использованием методики и ПМО настройки синтезированного алгоритма под конкретный информационный базис. Описание методики настройки и примеры настройки приводятся в главе 4 и 5 диссертационной работы, соответственно.

Рассмотренный в параграфе подход позволяет выявлять скачкообразные и быстро нарастающие искажения измерений псевдодальности, но может не выявлять медленно нарастающие искажения измерений псевдодальностей до НКА.

3.4 Обнаружение медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА

Для обнаружения медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА, как уже отмечено, в рассматриваемом варианте алгоритма КЦ используется предположение о возможной ненулевой величине среднего в невязках $\nabla\Delta\tilde{\rho}_i^{\text{АПСН}}(t_k, t_{k-1})$, для АПСН с обратной связью по оценкам ошибки и скорости изменения ошибки опорного генератора и $\Delta\nabla\Delta\tilde{\rho}_i^{\text{АПСН}}(t_k, t_{k-1})$ для АПСН без обратной связи. Перераспределение НКА по группам «рабочих», «проблемных» и «сопровождаемых» происходит на основе проверки статистической гипотезы о равенстве нулю средних значений массива (кольцевых буферов) последних $\nabla\Delta\tilde{\rho}_i^{\text{АПСН}}(t_j, t_{j-1})$ или $\Delta\nabla\Delta\tilde{\rho}_i^{\text{АПСН}}(t_j, t_{j-1})$, где $j = \overline{k, k-d}$, d — размер массива (число эпох измерений на основе которых осуществляется проверка гипотезы). Размер массива (параметр d) прежде всего определяется такими факторами, как динамика полёта БЛА-ВВП, класс точности ИНС, ошибками начальной выставки ИНС, априорной информации о точности корректора,

составом дополнительных источников измерений (прежде всего для вертикального канала), требованиями к качеству определения координат (точности и целостности определения координат), частотой работы ИНС. Представляется более обоснованным получать зависимость размера массива от указанных и других возможных факторов не аналитически, а с использованием методов имитационного и полунатурного моделирования с подтверждением по результатам камеральной обработки реальных данных. Таким образом, параметр d является варьируемым и влияет на чувствительность алгоритма обнаружения медленно нарастающих искажений. В силу не возможности определить значение d аналитически необходимо разработать методику и ПМО, позволяющие на основе информационного базиса оценить значение параметра d . Или другими словами провести настройку синтезированного алгоритма КЦ под информационный базис по параметру d . Описание методики настройки и примеры настройки приводятся в главе 4 и 5 диссертационной работы, соответственно.

Для обнаружения медленно нарастающих искажений измерений псевдодальности до НКА формируются выборки невязок $\Delta\tilde{r}_i^{\text{АПСН}}(t_j, t_{j-1})$ для «рабочих» и «проблемных» НКА. На основе полученных выборок рассчитываются (скользящие) средние значения $\overline{\Delta\tilde{r}_i^{\text{АПСН}}}$. Далее осуществляется проверка гипотезы о равенстве нулю средних значений, например, на основе критерия Стьюдента [67].

По результатам проверки осуществляется апостериорное перераспределение НКА по группам, а также перестройка структуры непосредственно оценителя на следующей эпохе вычислений. При этом в силу наличия в алгоритме КЦ второго контура контроля — алгоритма обнаружения медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА» — синтезированный по предложенной процедуре работы ИИС алгоритм КЦ менее чувствителен и к пропуску превышения искажений заданных порогов, так как в этом случае искажения могут быть диагностированы на следующих эпохах измерений.

3.5 Выводы по главе 3

В главе приводится описание унифицированной структуры алгоритма КЦ БЛА. Описаны связи между элементами структуры и её ключевые узлы: алгоритмом оценителя и обнаружением скачкообразных и медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА.

Использование унифицированной структуры алгоритма КЦ даёт возможность синтезировать различные модификации алгоритма КЦ для разных типов БЛА без изменения самой структуры, возможность изменения узлов структуры для обеспечения качества определения координат для БЛА, соответствующих требованиям, заложенным в

информационный базис. Также приведённая унифицированная структура может быть расширена для использования дополнительной информации других источников измерений координат для БЛА-ВВП.

Распределение НКА по группам позволяет построить гибкую структуру оценителя, которая адаптируется под возможные изменения искажений псевдодалностей. Наличие группы «проблемных» НКА позволяет не отбрасывать измерения в отличие от других RAIM/AAIM алгоритмов. Это достигается за счет расширения вектора состояния параметрами математической модели волновой структуры представления искажений. Условия и правила перевода НКА из группы «проблемных» в группу «сопровождаемых» и обратно в этой работе не рассматриваются. Но стоит обратить внимание, что эти правила и условия должны учитывать суммарные значения оценок параметров волновой структуры для проблемных НКА и диагональные элементы апостериорной матрицы ковариации для них же. Чем больше по абсолютной величине суммарные значения оценок параметров волновой структуры, тем больше влияние на ошибки оценки параметров вектора состояния элементов, не учтенных в этой математической модели. Этот фактор может приводить к расходимости оценителя.

В главе предлагаются варианты исполнения алгоритма обнаружения скачкообразных искажений измерений псевдодалности до НКА для АПСН с наличием и отсутствием обратной связи по оценке ошибки и оценке скорости изменения ошибки опорного генератора. Обнаружение скачкообразных искажений обеспечивается благодаря использованию вторых или третьих разностей псевдодалностей измерений до НКА в зависимости от наличия или отсутствия обратной связи. Динамический расчет порогов принятия решения для обнаружения базируется на требованиях к точности и целостности определения координат, оценках и дисперсиях оценок ошибок определения координат. Обнаружение медленно нарастающих искажений в измерениях псевдодалностей до НКА основывается на проверке гипотезы о нулевом среднем в невязках разностей псевдодалностей до НКА. У предложенных подходов к обнаружению искажений предусмотрены варьируемые параметры K_p и d , имеющие значительное влияние на чувствительность алгоритма КЦ и на вероятность ошибок первого и второго рода при проверке нулевой гипотезы об отсутствии искажений в измерениях АПСН, снижающих качество определения координат.

Обобщая полученные в главе результаты:

1. В главе приведено описание унифицированной структуры алгоритма КЦ (рисунок 8). Достоинством использования унифицированной структуры алгоритма КЦ обеспечения качества определения координат для БЛА при реализации ГАМ можно считать: возможность синтеза модификаций алгоритма КЦ для разных типов БЛА путем модификации и замены отдельных узлов без изменения структуры и других

узлов. Также приведённая унифицированная структура может быть расширена для использования дополнительной информации от других возможных источников координат БЛА;

2. Представлены правила распределения НКА (п.3,1) на группы «рабочие», «проблемные» и «сопровождаемые». НКА первых двух групп используются для определения координат, при этом, для НКА группы «проблемные» расширяется вектор состояния оценителя параметрами коэффициентами волнового представления погрешности;
3. Приводится описание подхода для обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений измерений псевдодальности до НКА для АПСН с наличием и отсутствием обратной связи по оценке ошибки и оценке скорости изменения ошибки опорного генератора. Пороги принятия решения о наличии искажений в измерениях АПСН формируются на основе прогноза размера областей неопределённости входных измерений и могут меняться от эпохи к эпохе измерений в зависимости от вида априорной и апостериорной информации для алгоритма КЦ. Критерии принятия решения имеют варьируемые параметры (K_p и d), изменение которых позволяет произвести настройку алгоритма КЦ под конкретный информационный базис ИИС обеспечения качества определения координат.
4. Для обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений предложены два варианта формирования входных измерений (22) и (33) алгоритма КЦ в зависимости от наличия или отсутствия обратной связи от оценителя для компенсации ухода опорного генератора АПСН.
5. Для каждого варианта входных измерений (22) и (33) разработаны стохастические модели (24) — (31) и (34) — (37), соответственно, представления областей неопределённости входных измерений.
6. На основе стохастических моделей представления областей неопределённости входных измерений для обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений в псевдодальностях разработаны критерии для правил распределения НКА по группам.

Таким образом в главе 3 приводится описание алгоритмических средств ИИС обеспечения качества определения координат и решена задача разработки алгоритма контроля целостности определения координат, включая разработку: оценителя на основе дискретного стохастического фильтра Калмана, способа формирования входных измерений для оценителя и областей их неопределённости, разработки критериев и правил принятия решения о возможном наличии скачкообразных и медленно нарастающих искажений в измерениях псевдодальностей

аппаратуры спутниковой навигации.

Глава 4. Методические средства обеспечения качества определения координат

В главе приводится обобщенное описание методики настройки синтезированного по предложенной процедуре работы ИИС алгоритма КЦ под информационный базис ИИС и обобщенное описание методики исследования качества определения координат для БЛА при реализации городской аэромобильности.

Методика настройки алгоритма КЦ включает в себя выбор оптимальной с точки зрения обеспечения точности и целостности навигационного решения БЛА комбинации параметров (K_p и d) алгоритмов обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений в измерениях псевдодальностей. Коэффициент K_p и параметр d влияют на вероятности пропуска события и ложного срабатывания алгоритмов обнаружения скачкообразного и медленно нарастающего искажений измерений псевдодальностей до НКА.

Методика исследования качества определения координат позволяет исследовать свойства синтезированного алгоритма КЦ в условиях, соответствующих возможному сценарию применения БЛА (БЛА-ВВП).

В методиках настройки и исследования качества применяется метод статистических испытаний (метод Монте-Карло). В связи с этим, для описания результатов используются следующие термины:

1. «методика» — совокупность операций, выполнение которых обеспечивает получение результатов измерений с установленными показателями точности и целостности [68]. Методика в этой работе может иметь вариативную часть, например, характеристики инерциально-спутниковой навигационной системы БЛА-ВВП;
2. «сценарий» — вариант представления методики, в котором однозначно описаны условия исследования, а диапазоны исследуемых параметров ограничены;
3. «итерация» — вариант выполнения сценария исследования, для которого однозначно определены все вариативные части сценария. Каждой итерации соответствует результат исследования, который подлежит дальнейшей классификации и обработке;
4. «такт» — обособленный дискретный момент времени в рамках одной итерации.

4.1 Общие положения для методики настройки алгоритма КЦ и методики исследования качества определения координат

Для настройки алгоритма КЦ и оценки его соответствия заложенным в информационный базис требованиям, необходимо определить условия классификации результатов работы алгоритма. Для этого, на рисунке 12 приведено схематическое представление условий работы

алгоритмов КЦ.

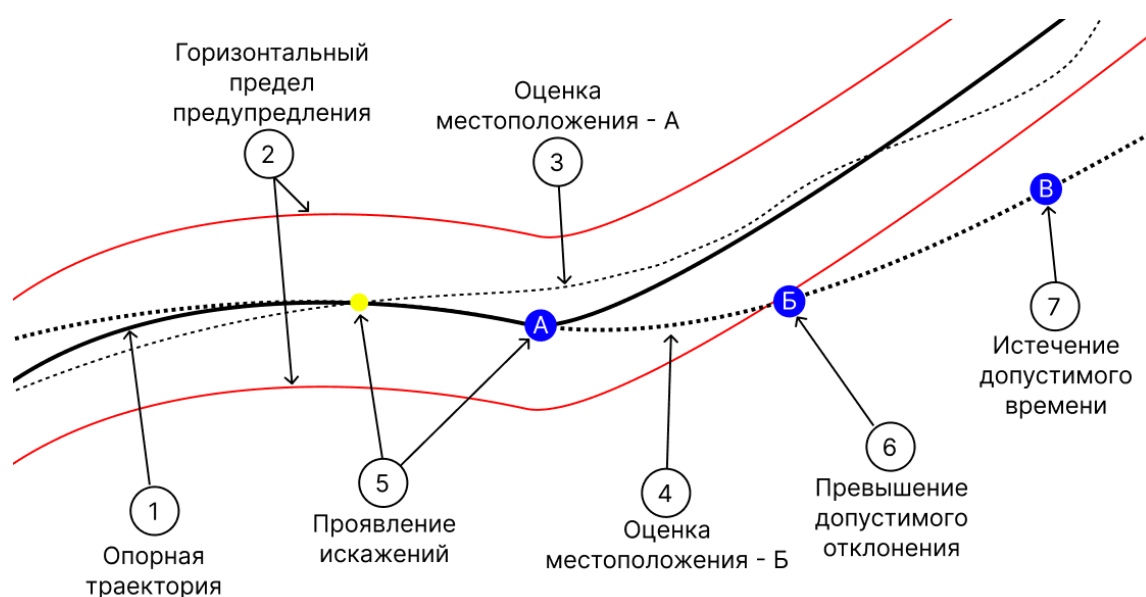


Рисунок 12 — Представление условий работы алгоритмов КЦ

На рисунке 12 использованы следующие условные обозначения:

1. «Опорная траектория» — траектория движения БЛА;
2. «Горизонтальная область предупреждения», HAL — допустимая величина отклонения оценки местоположения от опорной траектории. Величина HAL определяется режимом полёта БЛА;
3. «Оценка местоположения — А» — пример оценки траектории движения БЛА, при котором не превышает допустимый HAL ;
4. «Оценка местоположения — Б» — пример оценки траектории движения БЛА, при котором превышает допустимый HAL ;
5. «Проявление искажения», точка (А) — момент начала воздействия искажения измерений АПСН;
6. «Превышение допустимого отклонения», точка (Б) — момент времени, в который оценка местоположения БЛА отклоняется от опорной траектории на величину HAL ;
7. «Истечение допустимого времени», точка (В) — момент, в который истекает допустимое время формирования признака наличия искажения в измерениях АПСН (признака отказа алгоритма КЦ).

На рисунке 12 показано два примера оценки местоположения БЛА относительно опорной траектории. Отклонение оценки местоположения — А (3) не превышает величину HAL . В связи с этим, при проверке гипотезы об отсутствии искажения в измерениях АПСН, для этой оценки возможны следующие исходы:

1. Формируется признак готовности в течение всего сценария исследования — предложенная гипотеза принята верно;
2. Формируется признак отказа до момента проявления искажения в измерениях АПНС до точки (А) — предложенная гипотеза отвергнута не верно, произошло «ложное срабатывание»;
3. Формируется признак отказа после момента проявления искажения в измерениях АПНС после точки (А) — предложенная гипотеза отвергнута верно.

При рассмотрении условного сценария исследования алгоритма КЦ, которой соответствует оценка местоположения (4), на рисунке 12 можно выделить следующие исходы:

1. Формируется признак готовности до точки (А) — предложенная гипотеза принята верно;
2. Формируется признак отказа до точки (А) — предложенная гипотеза отвергнута не верно (ошибка первого рода);
3. Формируется признак отказа между точками (А) и (В) — предложенная гипотеза отвергнута верно;
4. После точки (В) не сформирован признак отказа — предложенная гипотеза принята не верно (ошибка второго рода).

Следует отдельно рассмотреть исходы с формированием признака отказа алгоритма КЦ, в которых на момент формирования признака отклонение оценки местоположения от опорной траектории не превысило величину HAL [13, 36, 37]. Для «опорной траектории — А» это любой такт после события «проявление искажения», а для «опорной траектории — Б» — такты между точками (А) и (В). При этом для обеих траекторий гипотеза принимается отвергнутой верно, несмотря на введение дополнительных ограничений на использование БЛА. Это решение обосновывается стремлением к обеспечению безопасного использования воздушного пространства в рамках концепции ГАМ в целом и эксплуатации БЛА в частности — при функционировании вблизи людей, другой техники и элементов городской застройки.

Важно отметить, что применение методики настройки алгоритма КЦ требует проведения значительного объёма исследований, что влечет за собой достаточно жесткие требования к вычислительным ресурсам. В диссертационной работе методика настройки алгоритма КЦ для моделирования измерений включает определённый в нормативных документах способ синтеза опорных траекторий, регламентирующих процедуру сертификации АПНС для применения в гражданской авиации [13, 36, 37]. А в методике исследования качества определения координат алгоритмов КЦ, в силу необходимости большего приближения к реальной динамике движения БЛА-ВВП и, в том числе, возможности использования полунатурных и натурных измерений, предлагается способ, основанный на описании опорной траектории как гладкой непрерывной с набором заданных промежуточных пунктов маршрута, моделируемой с использованием

параметрических кривых.

4.2 Методика настройки алгоритма КЦ

В приведенных алгоритмах обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА показано, что их свойства могут изменяться исходя из требований, ограничений, аппаратных особенностей БЛА и других факторов, описанных в информационном базисе. В этом параграфе приводится методика определения коэффициента усиления (K_p) для алгоритма обнаружения скачкообразных искажений и размера выборки (d) для алгоритма обнаружения медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА. Учитывая специфику концепции ГАМ и предполагаемых условий эксплуатации БЛА, выбор предела HAL и времени до предупреждения в основное время полёта, предлагается основывать на категориях ИСАО «Точный заход на посадку по категории II, III (предварительные данные)» [47] и APV-I, «Неточный заход на посадку с управлением по вертикали» [69]. Второй вариант отражает перспективные требования, которые могут быть применимы к БЛА.

4.2.1 Оценка параметров алгоритмов обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА

Для описания и сравнения результатов разных итераций, в методике настройки, вводится понятие «чувствительности» алгоритмов обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА. Под «чувствительностью» понимается свойство алгоритма КЦ обнаружить искажение определённой величины за установленное время. Понятие «чувствительности» принимается качественным и может быть интерпретировано следующим образом: «бóльшей чувствительностью» обладает та модификация алгоритма КЦ, по результатам работы которого сформирован признак отказа при меньшей величине искажения и за меньшее время по сравнению с другими модификациями алгоритма КЦ. «Бóльшая чувствительность» принимается положительным качеством до того момента, пока результат работы алгоритма КЦ соответствует требованиям по вероятности «ложного срабатывания».

В содержащей описание алгоритма обнаружения скачкообразных искажений измерений псевдодальностей до НКА главе 3 диссертационной работы показано, что «чувствительность» алгоритма может быть адаптирована для обеспечения заданных требований и ограничений диапазон требований путём изменения коэффициентов усиления K_p (34). Диапазон поиска искомых значений следует ограничить, но вместе с тем он должен значительно превышать ожидаемую область их нахождения. В качестве примера в диссертационной работе выбран

достаточно широкий диапазон поиска коэффициента усиления K_p — от 1 до 13. Это сделано чтобы продемонстрировать границы применимости алгоритма настройки и его особенности. В алгоритме обнаружения медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА изменяемым параметром является размерность массива вторых (третьих) разностей — параметр d . Для этого параметра установлен диапазон поиска: [5, 200]. Этот диапазон выбирался таким образом, что он превышает диапазоны поиска соответствующих исследований [70]. Полученные результаты применения метода Монте-Карло могут стать априорной информацией для настройки алгоритмов КЦ. При этом могут применяться и другие методы поиска комбинации параметров, например основанные на генетических алгоритмах [71].

4.2.2 Формирование опорной траектории

Для каждого сценария методики настройки алгоритма КЦ задаётся одна из траекторий: прямолинейный полёт и маневр по углу курса. Параметры движения — скорость и направление полёта — задаются случайным образом в диапазоне от нуля до максимального значения соответствующего параметра, определённого в главе 1 информационного базиса (таблица 1,2,3). При этом модуль скорости принимается постоянным. В исследовании использовались эллипсоид и модель гравитационного поля Земли ПЗ-90.11 [72].

Сетка пространственно-временных точек возможных начальных значений координат БЛА-ВВП определяется согласно следующим правилам:

- Время задаётся с шагом 5 минут в диапазоне от 00:00:00 до 12:00:00 в шкале всемирного координированного времени (Universal Time Coordinated) без привязки к дате. Всего определяется 144 временные точки;
- По широте сетка точек накладывается с шагом $3[^\circ]$ в диапазоне от $-90[^\circ]$ до $90[^\circ]$;
- По долготе сетка точек вводится согласно выражению:

$$\lambda_{step} = \frac{360}{\left(\frac{360}{\min\left(\frac{3[^\circ]}{\cos(\phi)}, 360\right)} \right)}$$

где λ_{step} — шаг сетки точек по долготе для текущей широты;

ϕ — текущая широта.

Представленная сетка точек содержит 2353 точки, что даёт $2353 \cdot 144 = 338832$ пространственно-временных точек, соответствующих возможным начальным значениям.

Опорная траектория может быть представлена двумя профилями: движение по линии заданного пути и разворот с заданной скоростью разворота. Исследование строится так, чтобы

вероятности использования каждого из профилей для каждой итерации были равны. Для итераций с разворотом значение угловой скорости разворота устанавливается случайным, в диапазоне от -1,5 до 1,5 [°/с] [13, 36, 37].

4.2.3 Формирование опорных измерений

В исследованиях используются математические модели погрешности инерциальной и спутниковых частей навигационной системы приведенные в [67], формирование опорных измерений осуществляется согласно схеме и описанию рисунка 8.

4.2.3.1 Моделирование измерений ИНС

Примененный способ моделирования измерений ИНС обеспечивает возможность синтеза измерений ИНС для приведенного вида опорных траекторий, с учетом их вариативности.

Уравнение, описывающее угловую скорость базового трёхгранника в нормальной СК [73] приведено в (37).

$$\begin{aligned}\Omega_E &= -\frac{V_N}{\rho_1} = -\dot{\phi} \\ \Omega_N &= \frac{V_E}{\rho_1} = \dot{\lambda} \cos(\phi) \\ \Omega_H &= \frac{V_E}{\rho_2} \operatorname{tg}(\phi)\end{aligned}\quad (37)$$

где $\Omega_E, \Omega_N, \Omega_H$ – проекции угловой скорости базового трёхгранника на оси нормальной СК;

V_E, V_N – восточная и северная проекции скорости на оси нормальной системы координат;

ϕ, λ – широта и долгота БЛА-ВВП;

ρ_1, ρ_2 — радиусы меридионального и перпендикулярного сечений.

Для формирования массива показаний ДУС следует использовать уравнение (38).

$$[\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3]^T = C_{\text{СВ}}^H [\Omega_E, \Omega_N + u_n, \Omega_H + u_H]^T + [\dot{\theta}, \dot{\gamma}, \dot{\psi}]^T \quad (38)$$

где $\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3$ – показания ДУС;

$C_{\text{СВ}}^H$ – матрица направляющих косинусов для пересчета из нормальной в связанную с БЛА-ВВП СК;

$\Omega_E, \Omega_N, \Omega_H$ – угловая скорость базового трёхгранника;

u_N, u_H – проекции угловой скорости вращения Земли.

Матрица $C_{\text{СВ}}^H$ формируется согласно (39):

$$\begin{aligned}
C_{CB}^H &= C_{CB}^{-1} = C_{CB}^T \\
C_{H,1,1}^{CB} &= \sin(\psi) \cdot \cos(\vartheta) \\
C_{H,1,2}^{CB} &= -\sin(\psi) \cdot \sin(\vartheta) \cdot \cos(\gamma) + \cos(\psi) \cdot \sin(\gamma) \\
C_{H,1,3}^{CB} &= \sin(\psi) \cdot \sin(\vartheta) \cdot \sin(\gamma) + \cos(\psi) \cdot \cos(\gamma) \\
C_{H,2,1}^{CB} &= \cos(\psi) \cdot \cos(\vartheta) \\
C_{H,2,2}^{CB} &= -\cos(\psi) \cdot \sin(\vartheta) \cdot \cos(\gamma) - \sin(\psi) \cdot \sin(\gamma) \\
C_{H,2,3}^{CB} &= \cos(\psi) \cdot \sin(\vartheta) \cdot \sin(\gamma) - \sin(\psi) \cdot \cos(\gamma) \\
C_{H,3,1}^{CB} &= \sin(\vartheta), C_{H,3,2}^{CB} = \cos(\vartheta) \cdot \cos(\gamma), C_{H,3,3}^{CB} = -\cos(\vartheta) \cdot \sin(\gamma)
\end{aligned} \tag{39}$$

где C_{CB}^H – матрица направляющих косинусов пересчета из нормальной в связанную СК;
 C_{H}^{CB} – матрица направляющих косинусов пересчета из связанную в нормальной СК;
 ψ, θ, γ – эталонные курс, крен, тангаж.

Для моделирования показаний акселерометров необходимо задать модель ускорения свободного падения [72]. Уравнение, описывающее кажущиеся ускорения в нормальной системе координат, описываются уравнением (40):

$$\begin{bmatrix} n_E \\ n_N \\ n_H \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{V}_E \\ \dot{V}_N \\ \dot{V}_H \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & \Omega_H + 2u_H & -(\Omega_N + 2u_N) \\ -(\Omega_H + 2u_H) & 0 & \Omega_E \\ (\Omega_N + 2u_N) & -\Omega_E & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_E \\ V_N \\ V_H \end{bmatrix} \tag{40}$$

где n_e, n_n, n_H – кажущиеся ускорения в нормальной системе координат;
 V_e, V_n, V_H – проекции скорости объекта на оси нормальной системы координат;
 $\Omega_E, \Omega_N, \Omega_H$ – угловая скорость базового трёхгранника;
 u_N, u_H – проекции угловой скорости вращения Земли;
 g_N, g_H – проекции ускорения свободного падения на оси связанной системы координат.

Для формирования массива показаний акселерометров следует использовать уравнение (41):

$$[d_1, d_2, d_3]^T = C_{CB}^H ([n_E, n_N, n_H]^T + [0, g_N, g_H]^T) \tag{41}$$

где d_1, d_2, d_3 – показания акселерометров;
 n_E, n_N, n_H – проекции кажущиеся ускорения на оси нормальной СК;
 g_N, g_H – проекции ускорения свободного падения на оси нормальной СК;
 C_{CB}^H – матрица направляющих косинусов пересчета из нормальной в связанную СК.

Точность моделируемой ИНС определяется характеристиками инерциальных датчиков, входящих в её состав и точностью начальной выставки системы. Модель погрешности измерений инерциальных датчиков приведена в выражении (42):

$$\begin{aligned}\Delta\Omega_{1,2,3_i} &= \delta\Omega_{1,2,3} + \Delta K_\omega \cdot \Omega_{1,2,3_i} + \Omega_{1,2,3_i}^{noise} \\ \Delta n_{1,2,3_i} &= \delta n_{1,2,3} + \Delta K_n \cdot n_{1,2,3_i} + n_{1,2,3_i}^{noise}\end{aligned}\quad (42)$$

где $\Delta\Omega_{1,2,3_i}, \Delta n_{1,2,3_i}$ – величина ошибки измерений ДУС и акселерометров в связанной БЛА-ВВП системы координат (СК) [73] на i -ый такт итерации исследования, соответственно;

$\delta\Omega_{1,2,3}, \delta n_{1,2,3}$ – величина сдвига нуля ДУС и акселерометров, соответственно. Величина сдвига нуля, в рамках итерации исследования, принята постоянной;

$\Delta K_\omega, \Delta K_n$ – ошибка масштабного коэффициента ДУС и акселерометров, соответственно. Величина ошибки масштабного коэффициента, в рамках итерации исследования, принята постоянной;

$\Omega_{1,2,3_i}, n_{1,2,3_i}$ – величина опорного измерения ДУС и акселерометров на i -ый такт итерации исследования;

$\Omega_{1,2,3_i}^{noise}, n_{1,2,3_i}^{noise}$ – шумовая составляющая ошибки измерения ДУС и акселерометров на i -ый такт итерации исследования.

Исследование свойств алгоритма КЦ производилось для инерциальных датчиков с приведённых в таблице 5 характеристиками, которые также следует включить в информационный базис ИИС.

Таблица 5 – Характеристики инерциальных датчиков БЛА-ВВП

Параметр	Значение
Сдвиг нуля ДУС ($\delta\Omega_{1,2,3}$)	$2,6 \cdot 10^{-3} [^\circ/c]$
Ошибка масштабного коэффициента ДУС (ΔK_ω)	$5 \cdot 10^{-4}$
Шумовая составляющая ошибки измерения ДУС ($\Omega_{1,2,3_i}^{noise}$)	$1,5 \cdot 10^{-4} [^\circ/c]$
Сдвиг нуля акселерометров ($\delta n_{1,2,3}$)	$0.004 [м/с^2]$
Ошибка масштабного коэффициента акселерометров ΔK_n	$3 \cdot 10^{-4}$
Шумовая составляющая ошибки измерения акселерометров ($n_{1,2,3_i}^{noise}$)	$1 \cdot 10^{-4} [м/с^2]$

Характеристики датчиков ИИС соответствуют «тактическому» классу точности. Это решение представляется наиболее подходящим для БЛА-ВВП благодаря малым габаритам и весу таких систем при приведенной точности измерений.

4.2.3.2 Моделирование измерений АПСН

Моделирование созвездия ГНСС осуществляется с использованием альманахов [31, 32]. В качестве источника информации используется альманах, содержащий параметры кеплеровских орбит НКА. Последовательность моделирования измерений псевдодальности до i -

ого НКА включает в себя:

Вычисление шага времени:

$$\Delta t = 86400(t - t_0) \quad (43)$$

где Δt – шаг времени;

t – текущее время;

t_0 – время начала.

Средняя аномалия орбиты $M(t)$:

$$M(t) = M_0 + \Delta t \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (44)$$

где $\mu = \mu_0 = 3,986004418 * 10^{14} (\pm 1 * 10^{10}) \frac{m^3}{c^2}$ – коэффициент аномалии;

В начальный момент времени: $M(t) = M_0$

При $t \neq t_0$: $M(t)$ нормализуется в диапазоне $[0, 2\pi]$.

Вычисление эксцентрической аномалии в уравнении Кеплера:

$$f(E) = E - e * \sin(E) - M$$

$$E_{j+1} = E_j - \frac{f(E_j)}{\frac{d}{dE_j} f(E_j)} = E_j - \frac{E_j - e * \sin(E_j) - M}{1 - e * \cos(E_j)}, E_0 = M \quad (45)$$

Расчет истинной аномалии:

$$v(t) = 2 * \arctan2\left(\sqrt{1+e} * \sin\left(\frac{E(t)}{2}\right), \sqrt{1-e} * \cos\left(\frac{E(t)}{2}\right)\right) \quad (46)$$

Определение расстояния до центра системы координат, используя эксцентрическую аномалию:

$$r_c(t) = a (1 - e * \cos(E(t))) \quad (47)$$

Пересчет положения НКА в прямоугольную систему координат:

$$\begin{aligned}
o(t) &= \begin{pmatrix} o_x(t) \\ o_y(t) \\ o_z(t) \end{pmatrix} = r_c(t) \begin{pmatrix} \cos(v(t)) \\ \sin(v(t)) \\ 0 \end{pmatrix}; \\
\dot{o}(t) &= \begin{pmatrix} \dot{o}_x(t) \\ \dot{o}_y(t) \\ \dot{o}_z(t) \end{pmatrix} = \frac{\sqrt{\mu a}}{r_c(t)} \begin{pmatrix} -\sin(E) \\ \sqrt{1-e^2} \cos(E) \\ 0 \end{pmatrix}
\end{aligned} \tag{48}$$

1. Пересчет $o(t)$, $\dot{o}(t)$ в инерциальную систему координат:

$$\begin{aligned}
r(t) &= R_z(-\Omega)R_x(-i)R_z(-\omega)o(t) \\
o_z(t) &= \\
&\begin{pmatrix} o_x(t) (\cos(\omega) \cos(\Omega) - \sin(\omega) \cos(i) \sin(\Omega) - o_y(t) (\sin(\omega) \cos(\Omega) + \cos(\omega) \cos(i) \sin(\Omega))) \\ o_x(t) (\cos(\omega) \sin(\Omega) + \sin(\omega) \cos(i) \cos(\Omega) + o_y(t) (\sin(\omega) \cos(i) \cos(\Omega) - \sin(\omega) \sin(\Omega))) \\ o_x(t) (\sin(\omega) \sin(i)) + o_y(t) (\cos(\omega) \sin(i)) \end{pmatrix} \\
\dot{r}(t) &= R_z(-\Omega)R_x(-i)R_z(-\omega)\dot{o}(t) \\
\dot{o}_z(t) &= \\
&\begin{pmatrix} \dot{o}_x(t) (\cos(\omega) \cos(\Omega) - \sin(\omega) \cos(i) \sin(\Omega) - \dot{o}_y(t) (\sin(\omega) \cos(\Omega) + \cos(\omega) \cos(i) \sin(\Omega))) \\ \dot{o}_x(t) (\cos(\omega) \sin(\Omega) + \sin(\omega) \cos(i) \cos(\Omega) + \dot{o}_y(t) (\sin(\omega) \cos(i) \cos(\Omega) - \sin(\omega) \sin(\Omega))) \\ \dot{o}_x(t) (\sin(\omega) \sin(i)) + \dot{o}_y(t) (\cos(\omega) \sin(i)) \end{pmatrix}
\end{aligned} \tag{49}$$

Выражения (49) позволяют получить координаты НКА в прямоугольной СК, в которой ось OZ перпендикулярна орбитальной плоскости, ось OX направлена на перицентр орбиты, OY дополняет СК до правой.

В приведенных выражениях, e, ω, Ω, i — параметры кеплеровских орбит для каждого НКА, хранящиеся в альманахе.

Местоположение НКА в геоцентрической СК определяется согласно:

$$\begin{aligned}
A &= \begin{bmatrix} \cos(U * t) & -\sin(U * t) & 0 \\ \sin(U * t) & \cos(U * t) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}^{-1} \\
\begin{bmatrix} X_i^c \\ Y_i^c \\ Z_i^c \end{bmatrix} &= A * r(t)
\end{aligned} \tag{50}$$

где U — угловая скорость вращения Земли;

t — время с момента получения альманаха. В случае камеральной обработки и имитационного моделирования, время с начала испытаний.

Величина псевдодальности (расстояния от антенны-излучателя i -ого НКА и антенны

АПСН) определяется согласно:

$$\begin{aligned}\rho_i &= \rho_i^H + \delta\rho_i \\ \rho_i^H &= \sqrt{o_x^2 + o_y^2 + o_z^2} \\ \rho_i &= \delta\rho_i^{\Delta t} + \delta\rho_i^m + \delta\rho_i^{trop} + \delta\rho_i^{ion} + \delta\rho_i^{noise} \\ \dot{\rho}_i &= \frac{(o_x - X) * (\dot{o}_x - V_x) + (o_y - Y) * (\dot{o}_y - V_y) + (o_z - Z) * (\dot{o}_z - V_z)}{\rho_i}\end{aligned}\quad (51)$$

где $\rho_i^H, \dot{\rho}_i^H$ – величины псевдодальности и псевдоскорости до i -ого НКА без искажений;
 $\delta\rho_i^{trop}, \delta\rho_i^{ion}$ – искажения измерения псевдодальности до i -ого НКА, вызванные влиянием ионосферы и тропосферы;

$\delta\rho_i^{\Delta t}$ – искажение измерения псевдодальности до i -ого НКА, вызванные ошибками опорного генератора;

$\delta\rho_i^m$ – искажения измерения псевдодальности до i -ого НКА, вызванные многолучевостью;

$\delta\rho_i^{noise}$ – шумовая составляющая искажения псевдодальности;

X, Y, Z – координаты антенны АПСН в инерциальной прямоугольной системе координат;

V_x, V_y, V_z – проекции скорости антенны АПСН.

Для каждого НКА рассчитываются углы азимута и возвышения:

$$\begin{aligned}\sin(El_i) &= \frac{Z_i^{\text{НКА}} - Z^{\text{ИНС}}}{(X_i^{\text{НКА}} - X^{\text{ИНС}})^2 + (Y_i^{\text{НКА}} - Y^{\text{ИНС}})^2 + (Z_i^{\text{НКА}} - Z^{\text{ИНС}})^2} \\ \cos(El_i) &= \sqrt{1 - \sin(El_i)^2} \\ El_i &= \text{atan}\left(\frac{\sin(El_i)}{\cos(El_i)}\right) \\ Az_i &= \text{atan}\left(\frac{(X_i^{\text{НКА}} - X^{\text{ИНС}})}{(Y_i^{\text{НКА}} - Y^{\text{ИНС}})}\right)\end{aligned}\quad (52)$$

где El_i – возвышение i -ого НКА;

Az_i – азимут i -ого НКА;

$X_i^{\text{НКА}}, Y_i^{\text{НКА}}, Z_i^{\text{НКА}}$ – координаты i -ого НКА;

$X^{\text{ИНС}}, Y^{\text{ИНС}}, Z^{\text{ИНС}}$ – координаты объекта.

4.2.4 Формирование искажения измерений псевдодальности до НКА

Вклад в общее искажение измерения псевдодальности до i -ого НКА вносят множество

факторов, включая сбои бортовых систем НКА, атмосферные воздействия, многолучевость и др. Одновременно с этим существует множество вариантов представления искажения измерения. В этой работе использован вариант, приведенный документе радиотехнической авиационной комиссии — Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA) DO-229. Предложенная модель искажения приведена в выражении (534):

$$\sigma_i^2 = \sigma_{i_{URA}}^2 + \sigma_{i_{UIRE}}^2 + \sigma_{i_{air}}^2 + \sigma_{i_{тропо}}^2 \quad (53)$$

где σ_i^2 — СКО измерения псевдодальности i -ого НКА;

$\sigma_{i_{URA}}^2$ — суммарное искажения измерений, вызванная ошибками НКА и АПСН. Задаётся равной 5,7 м;

$\sigma_{i_{UIRE}}^2$ — модель ионосферного искажения измерения псевдодальности i -ого НКА;

$\sigma_{i_{air}}^2$ — шумовая составляющая искажения измерения псевдодальности i -ого НКА;

$\sigma_{i_{тропо}}^2$ — тропосферная составляющая искажения измерения псевдодальности i -ого НКА.

Модель ионосферного искажения измерения псевдодальности представляется в виде (54)

$$\sigma_{i_{UIRE}}^2 = F_{pp} \cdot \tau_{vert} \quad (54)$$

где F_{pp} — коэффициент наклонной дальности, определяемого согласно (55);

τ_{vert} — задержка распространения сигнала в вертикальном направлении.

$$F_{pp} = \left[1 - \left(\frac{R_e \cos(\Theta_i)}{R_e + h_i} \right)^2 \right]^{-\frac{1}{2}} \quad (55)$$

где Θ_i — угол возвышения i -ого НКА;

$R_e = 6378136.0$ [м], $h_i = 350000$ м — коэффициенты модели ионосферного искажения.

Величина τ_{vert} может быть определена согласно (57):

$$\begin{aligned} \psi &= \frac{0.0137}{(\Theta_i + 0.11)} + 0.022 \\ \phi_i &= \phi_u + \psi \cos(\alpha_i) \\ \begin{cases} \phi_i = 0.416, & \text{если } \phi_i > 0.416 \\ \phi_i = -0.416, & \text{если } \phi_i < -0.416 \end{cases} \\ \lambda_i &= \lambda_u + \frac{\psi \sin(\alpha_i)}{\cos(\phi_i)} \end{aligned} \quad (56)$$

где ϕ_U – широта антенны АПСН;

α_i – угол азимута i -ого НКА.

$$\begin{aligned} \phi_m &= \phi_i + 0.064 \cos(\lambda_i - 1,617) \\ \phi_m &= \phi_m \cdot 180[^\circ] \\ \left\{ \begin{array}{l} \tau_{vert}^2 = 81, \text{ если } |\phi_m| \leq 20 \\ \tau_{vert}^2 = 20.25, \text{ если } |\phi_m| \in (20, 55) \\ \tau_{vert}^2 = 36, \text{ если } |\phi_m| \geq 55 \end{array} \right. \end{aligned} \quad (57)$$

Компонента $\sigma_{i_{air}}^2$ представляет собой сумму влияния многолучёвости и шума приёмника АПСН. Она представляется как несмещенный Гауссовский процесс типа белого шума (58):

$$\begin{aligned} \sigma_{i_{air}} &= \sqrt{\sigma_{i_{noise}}^2 + \sigma_{i_{multipath}}^2 + \sigma_{i_{divg}}^2} \\ \sqrt{\sigma_{i_{noise}}^2 + \sigma_{i_{divg}}^2} &= 0.36[\text{м}] \\ \sigma_{i_{multipath}}^2 &= 0.13 + 0.53e^{-\Theta_i/10[^\circ]} \end{aligned} \quad (58)$$

где $\sigma_{i_{noise}}^2$ – шум измерений псевдодальностей АПСН;

$\sigma_{i_{divg}}^2$ – методическая составляющая искажений измерений псевдодальностей АПСН;

$\sigma_{i_{multipath}}^2$ – влияние многолучевости.

Влияние тропосферы ($\sigma_{i_{tropo}}^2$) на искажение измерения псевдодальности НКА представлено в следующем виде (59):

$$\begin{aligned} m(\Theta_i) &= \frac{1.001}{\sqrt{0.002001 + \sin^2(\Theta_i)}} \\ \sigma_{i_{tropo}} &= (\sigma_{TVE} \cdot m(\Theta_i))[\text{м}] \end{aligned} \quad (59)$$

где $\sigma_{TVE} = 0.12$ м.

Следует отметить, что приведенные численные значения компонент модели искажения измерений псевдодальности до НКА приводятся для АПСН, работающей в абсолютном режиме, который заключается в применении одной приёмной антенны, использовании одного поддиапазона частот сигналов НКА без дифференциальных поправок псевдодальностей [31, 32].

В рамках этой методики предлагается формировать три варианта искажения измерения псевдодальности до НКА. Скачкообразное искажение представляется выражением вида (60):

$$\begin{cases} \sigma_{i_{step}} = rnd(0, 300), T \geq t^{step}; \\ \sigma_{i_{step}} = 0, T \leq t^{step} \end{cases} \quad (60)$$

где $\sigma_{i_{step}}$ – величина искажения измерения псевдодальности до i – ого НКА;

T – заданное время моделирования;

$rnd()$ – функция выбора случайного значения из заданного диапазона по равномерному закону распределения;

t_{step} – момент начала формирования скачкообразного искажения измерений псевдодальности до i -ого НКА. Определяется случайно, в диапазоне $(0, T]$.

Медленно нарастающее искажение измерение псевдодальности до НКА формируется согласно (61):

$$\begin{cases} \sigma_{i_{ramp}} = rnd(0, 5) \cdot t, T \geq t^{ramp} \\ \sigma_{i_{ramp}} = 0, T \leq t^{ramp} \end{cases} \quad (61)$$

где $\sigma_{i_{ramp}}$ – величина искажения измерения псевдодальности до i -ого НКА;

t^{ramp} – момент начала проявления скачкообразного искажения измерений.

Определяется случайно, в диапазоне $(0, T]$.

Примечание: выбор диапазонов интенсивности скачкообразного и медленно нарастающего искажений измерений псевдодальности до НКА основан на соответствующих методиках исследования свойств алгоритмов КЦ, приведённых в DO-229 [13].

Суммарное искажение измерение псевдодальности i -ого НКА может быть представлено в виде (62):

$$\delta\rho_i = rndn(\sigma_{i_{URA}}^2 + \sigma_{i_{UIRE}}^2 + \sigma_{i_{air}}^2 + \sigma_{i_{тропо}}^2) + (\sigma_{i_{ramp}} \parallel \sigma_{i_{step}}) \quad (62)$$

где $rndn()$ – функция выбора случайного значения из заданного диапазона по нормальному закону распределения;

« \parallel » — логическое «или».

В ходе имитационного моделирования, случайным образом выбирается тип воздействия и соответствующая модель искажения. При этом, учитывается возможность исключения или добавления НКА в рабочее созвездие. Для каждого НКА формируется уникальное воздействие.

4.3 Методика исследования качества определения координат

4.3.1 Формирование опорной траектории

Учитывая анализ существующих и перспективных разработок БЛА-ВВП, а также концепцию ГАМ, в диссертационной работе предлагается следующая опорная траектория полёта. За точку отправления принята вертолётная площадка, расположенная на территории аэропорта Шереметьево имени А.С. Пушкина, Московская область. Точкой прибытия выбрана вертолётная площадка вблизи от Московского международного делового центра Москва-Сити. В таблице 6 приведены параметры опорной траектории.

Таблица 6 — параметры опорной траектории

Параметр	Значение
Время полёта	20 мин
Крейсерская высота полёта	600 м
Максимальная скорость полёта	135 км/ч

Вид в плане и вертикальный профиль предложенной опорной траектории показан на рисунках 13 и 14.

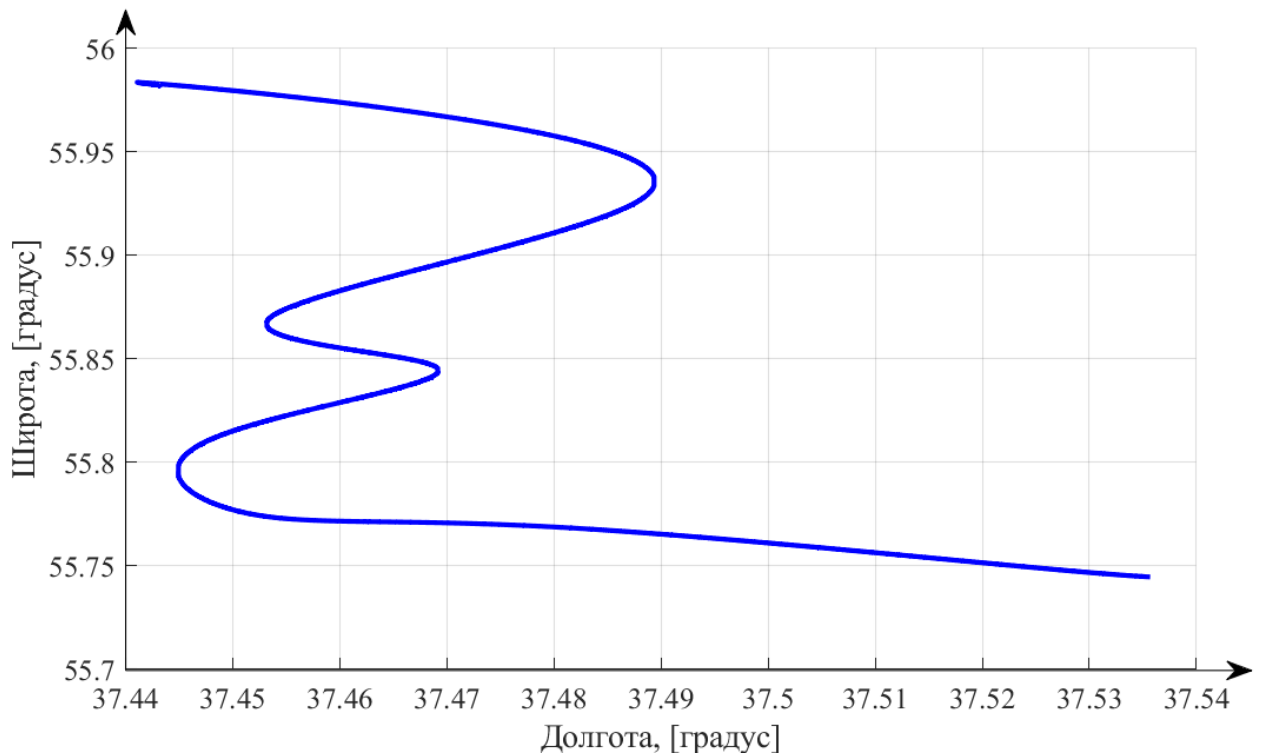


Рисунок 13 — Опорная траектория — вид в плане

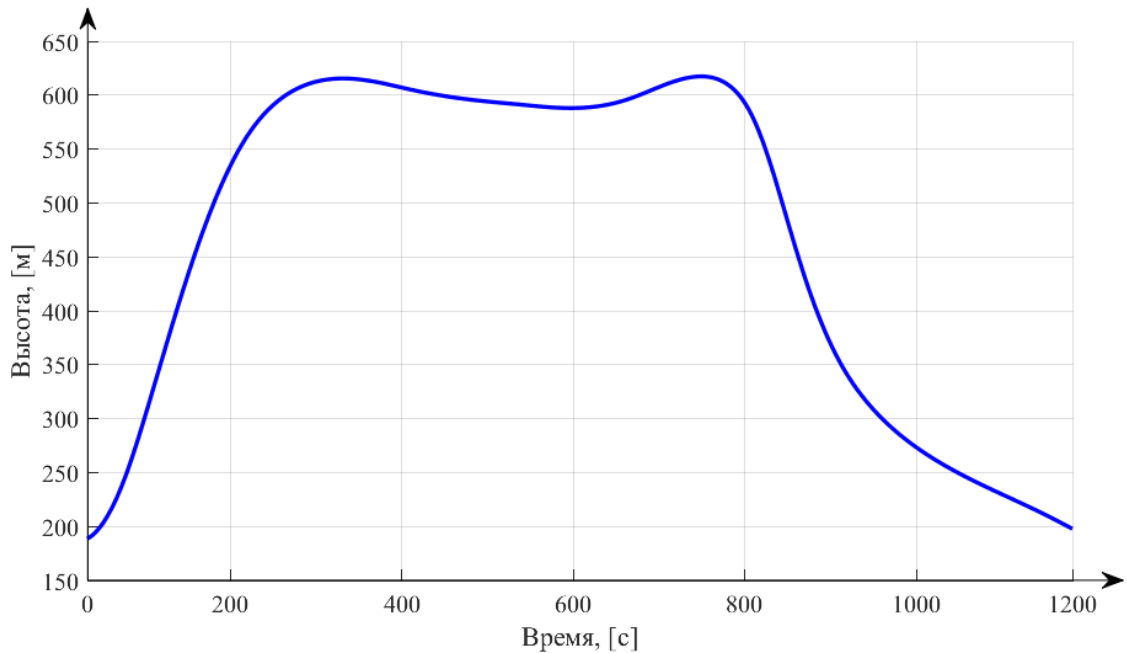


Рисунок 14 — Вертикальный профиль опорной траекторий
 Для наглядности на рисунке 15 приводится вид опорной траектории, наложенный на спутниковый снимок местности.

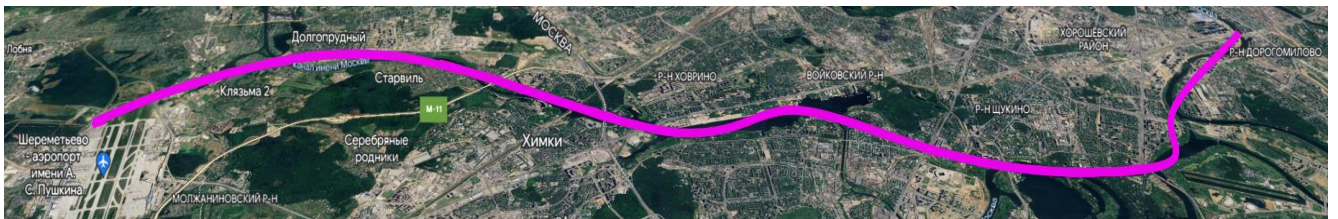


Рисунок 15 — Опорная траектория

4.3.2 Формирование опорных измерений

Для исследования качества определения координат — исследования свойств синтезированных алгоритмов — необходимо решить задачу моделирования измерений инерциальных датчиков и АПСН при движении БЛА-ВВП по опорной траектории. Следует отметить, что в этой методике используется вариант моделирования измерений АПСН, аналогичный применяемому в методике настройки алгоритма КЦ. А применение в этой методике альтернативного изложенному в п.4,2.3,1 способа формирования измерений инерциальных датчиков обусловлено тем, что, опорная траектория должна иметь сложный профиль, приближенный к возможному сценарию применения БЛА при реализации ГАМ.

Для формирования опорной траектории, приближенной к реальной динамике движения БЛА-ВВП выполняются следующие этапы:

- формирование гладкой непрерывной траектории из набора заданных промежуточных пунктов маршрута с использованием параметрических кривых;

- численное дифференцирование аналитических траекторий с расчетом ускорений и угловых скоростей в каждой точке траектории БЛА-ВВП;

- расчет гравитационного поля в соответствии с математической моделью гравитационного поля Земли.

В предложенной методике оценки соответствия алгоритма КЦ требованиям, заложенным в информационных базис построение опорной траектории, выполняется при следующих ограничениях:

- при расчетах БЛА-ВВП рассматривается как материальная точка, его массогабаритные и аэродинамические характеристики не учитываются;

- вектор скорости БЛА-ВВП сонаправлен с продольной строительной осью БЛА-ВВП.

В соответствии с методикой был разработан алгоритм моделирования параметров движения БЛА-ВВП. Его входными параметрами являются: координаты промежуточных пунктов маршрута (ППМ) в географической СК (широта, долгота, высота над средним уровнем моря), время прохождения ППМ и шаг дискретизации решения задачи моделирования. Выходными величинами алгоритма моделирования движения на каждом такте работы являются:

- линейные ускорения центра масс БЛА-ВВП в связанной с объектом СК;

- угловые скорости БЛА-ВВП в связанной с объектом СК;

- скорость БЛА-ВВП в связанной СК;

- углы истинного курса, крена и тангажа [24];

- координаты БЛА-ВВП;

- метка времени.

Во время моделирования происходит циклический расчет параметров движения БЛА-ВВП относительно Земли в соответствии с траекторией, заданной ППМ. Измерения инерциальных датчиков рассчитываются на основе набора данных о координатах объекта путем численного дифференцирования траектории движения.

Для формирования массива измерений с учетом установленной частоты моделирования параметров ориентации и навигации с заданной частотой используется аппроксимация траектории с применением квадратичных кривых Безье, описываемых выражением:

$$B(t) = (1 - t)^2 P_0 + 2t(1 - t)P_1 + t^2 P_2, \quad (63)$$

где $B(t)$ – кривая Безье;

t – аргумент функции. В рамках этой работы аргументом является время;

P_0, P_1, P_2 – опорные точки кривой.

При дифференцировании траекторий движения возникает проблема непрерывности

первой и второй производных, которые используются при формировании ускорений и угловых скоростей. Не все гладкие траектории движения обладают непрерывными производными первого и второго порядков, что делает невозможным их использование для моделирования инерциальных измерений. При моделировании измерений используются специальные траектории, сформированные с учетом этих ограничений.

Пусть имеется набор ППМ P_0, P_1, P_2, P_3 и набор векторов D_0, D_1, D_2, D_3 , которые указывают направление вектора скорости в каждой из точек, тогда для данного случая можно записать уравнения контрольных точек для кривых Безье третьего порядка:

$$\begin{aligned} V_0 &= P_0 & W_0 &= P_1 \\ V_1 &= P_0 + \frac{1}{3}D_0 & W_1 &= P_1 + \frac{1}{3}D_1 \\ V_2 &= P_1 - \frac{1}{3}D_1 & W_2 &= P_1 - \frac{1}{3}D_2 \\ V_3 &= P_1 & W_3 &= P_2 \end{aligned} \quad (64)$$

Условие непрерывности второй производной в точке соединения двух отрезков кривой может быть представлено в следующем виде:

$$\begin{aligned} Q_V''(1) &= Q_V''(0) \\ 6(V_1 - 2V_2 + V_3) &= 6(W_0 - 2W_1 + W_2) \end{aligned} \quad (65)$$

Делая подстановку выражений, получаем:

$$\begin{aligned} Q_V''(1) &= Q_V''(0) \\ D_0 - 4D_1 + D_2 &= 3(P_2 - P_0) \end{aligned} \quad (66)$$

Аналогично получаем $m-1$ выражений:

$$\begin{aligned} D_0 - 4D_1 + D_2 &= 3(P_2 - P_0) \\ D_1 - 4D_2 + D_3 &= 3(P_3 - P_1) \\ &\vdots \\ D_{m-2} - 4D_{m-1} + D_m &= 3(P_m - P_{m-2}) \end{aligned} \quad (67)$$

Также запишем условия для первой и последней ППМ:

$$\begin{aligned} Q_V''(0) &= 6(V_0 - 2V_1 + V_2) = 0 \\ Q_U''(1) &= 6(U_0 - 2U_1 + U) = 0 \end{aligned} \quad (68)$$

Из чего следует, что:

$$\begin{aligned} 2D_0 + D_1 &= 3(P_1 - P_0) \\ D_{m-1} + 2D_m &= 3(P_m - P_{m-1}) \end{aligned} \quad (69)$$

Таким образом получаем систему линейных уравнений, из которой можем найти необходимые параметры кривых траектории, заданной набором ППМ:

$$\begin{bmatrix} 2 & 1 & & & & & \\ 1 & 4 & 1 & & & & \\ & 1 & 4 & & & & \\ & & & \ddots & & & \\ & & & & 4 & 1 & \\ & & & & 1 & 2 & \end{bmatrix} \begin{bmatrix} D_0^T \\ D_0^T \\ D_0^T \\ \vdots \\ D_0^T \\ D_0^T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 3(P_1 - P_0)^T \\ 3(P_2 - P_0)^T \\ 3(P_3 - P_0)^T \\ \vdots \\ 3(P_1 - P_0)^T \\ 3(P_1 - P_0)^T \end{bmatrix} \quad (70)$$

Дифференцирование координат производится методом двусторонней разности и для координат имеет вид:

$$\begin{aligned} x_i' &= (x_{i+1} - x_{i-1}) \frac{1}{2h} \\ x_i'' &= [(x_{i+1} - x_i) - (x_i - x_{i-1})] \frac{1}{h^2} \end{aligned} \quad (71)$$

где x_i — координата БЛА-ВВП на шаге i ;

h — шаг дифференцирования, устанавливается фиксированным для всего интервала моделирования.

Для расчета угловых скоростей БЛА-ВВП используется комбинация известных преобразований. Пусть матрица поворота, связывающая два соседних состояния объекта рассчитывается как:

$$\begin{aligned} dR_i &= R_{i+1} R_{i-1}^{-1} \\ dR_i R_{i-1} &= R_{i+1} R_{i-1}^{-1} R_{i-1} = R_{i+1} \end{aligned} \quad (72)$$

Такую матрицу можно представить в виде вектора и угла поворота:

$$\begin{aligned} \theta &= \arccos \left([trace(dR_i) - 1] \frac{1}{2} \right) \\ \vec{v} &= \frac{1}{2\sin\theta} \begin{bmatrix} dR_{i21} - dR_{i12} \\ dR_{i02} - dR_{i20} \\ dR_{i10} - dR_{i01} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (73)$$

Полученный угол и вектор используются для расчета угловых скоростей с учетом шага моделирования:

$$\bar{\omega} = \bar{v}\theta \frac{1}{2h} \quad (74)$$

Из приведенных выражений видно, что при дифференцировании используются предположения о постоянности угловых скоростей, линейных скоростей и линейных ускорений объекта в периоды между тактами моделирования. Накопленные методические погрешности корректируются и контролируются на этапе контроля измерений путем сравнения полученных угловых скоростей и ускорений с параметрами опорной траектории.

4.4 Выводы по главе 4

В главе приводятся обобщенное описание методики настройки алгоритма КЦ под информационный базис ИИС и обобщенное описание методики исследования качества определения координат, в том числе оценки соответствия перспективным требованиям, заложенным в информационный базис. В главе приведена классификация результатов, полученных в процессе применения методик.

Задачей применения методики настройки алгоритма КЦ является получение таких параметров алгоритмов обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА, при которых обеспеченные точности и целостности определения координат БЛА соответствуют установленным требованиям. Решение этой задачи основывается на методиках формирования опорной траектории и искажений измерений АПНС, вариации начальных условий исследований, которые включены в состав информационного базиса как существующие требования к точности и целостности определения координат БЛА в части процессов сертификации АПСН для гражданской авиации [13, 36, 37].

Методика исследования качества определения координат позволяет оценить соответствие синтезированных модификаций алгоритма КЦ выбранному информационному базису в части существующих и перспективных требований к точности и целостности определения координат БЛА (БЛА-ВВП).

Применение альтернативного способа формирования опорной траектории в методике исследования качества определения координат по сравнению с методикой настройки позволяет исследовать свойства синтезированных модификаций алгоритма КЦ в условиях, приближенных к реальным, в том числе для высокодинамичного объекта и в условиях действия уводящей помехи для сигналов ГНСС. Кроме того, такой способ позволяет исследовать качество

определения координат на другой модели формирования траектории и измерений для БЛА по сравнению с моделью на которой осуществляется настройка алгоритма КЦ. Обобщая полученные в главе результаты:

1. Разработана методика настройки алгоритма КЦ для определения коэффициента усиления (K_p) алгоритма обнаружения скачкообразных искажений и размера выборки (d) алгоритма обнаружения медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА. Настройка алгоритма КЦ выполняется с учетом нормативных документов, регламентирующих процесс сертификации АПСН для гражданской авиации;

2. Разработана методика исследования качества определения координат для беспилотных летательных аппаратов при реализации городской аэромобильности, в том числе, для случая наличия естественных и искусственных искажений в измерениях псевдодальностей до нескольких или всех навигационных космических аппаратов рабочего созвездия глобальных навигационных спутниковых систем

5 Исследование качества определения координат с использованием программных средств информационно-измерительной системы

На основе предложенной структуры и процедуры работы информационно-измерительной системы обеспечения качества определения координат, а также рассмотренных выше методических и алгоритмических средств и для предложенного вида информационного базиса (таблицы 1,2,3,5) было разработано программное обеспечение реализующее алгоритм КЦ, методику его настройки и методику исследования свойств синтезированного алгоритма КЦ на соответствие существующий и перспективным требованиям к точности и целостности определения координат для БЛА при реализации городской аэромобильности. Анализ результатов имитационного моделирования и оценка качества определения координат с использованием разработанных программных средств информационно-измерительной системы приведены в этой главе.

5.1 Анализ результатов настройки алгоритма контроля целостности

5.1.1 Результаты применения метода Монте-Карло в настройке алгоритма КЦ

Настройка алгоритма КЦ в рамках предложенной методики заключается в поиске оптимальной, с точки зрения обеспечения установленным требованиям точности и целостности определения координат БЛА, комбинации параметров (K_p и d), влияющих на вероятности пропуска события и ложного срабатывания алгоритмов обнаружения скачкообразного и медленно нарастающего искажений измерений псевдодальностей до НКА (требуемой «чувствительности» алгоритма КЦ).

Графическое представление обобщения и классификации результатов применения метода Монте-Карло в методике настройки алгоритма КЦ приведены на рисунке 16. Показанные на этом рисунке результаты можно интерпретировать следующим образом: чем меньше число отказов в точке, тем точнее настроен под целевую задачу БЛА алгоритм КЦ. По результатам применения метода Монте-Карло (рисунок 16) была построена аппроксимирующая поверхность, общий вид которой приведен на рисунке 17. Средствами автоматического проектирования [74] получен полином, описывающий полученную криволинейную поверхность (75).

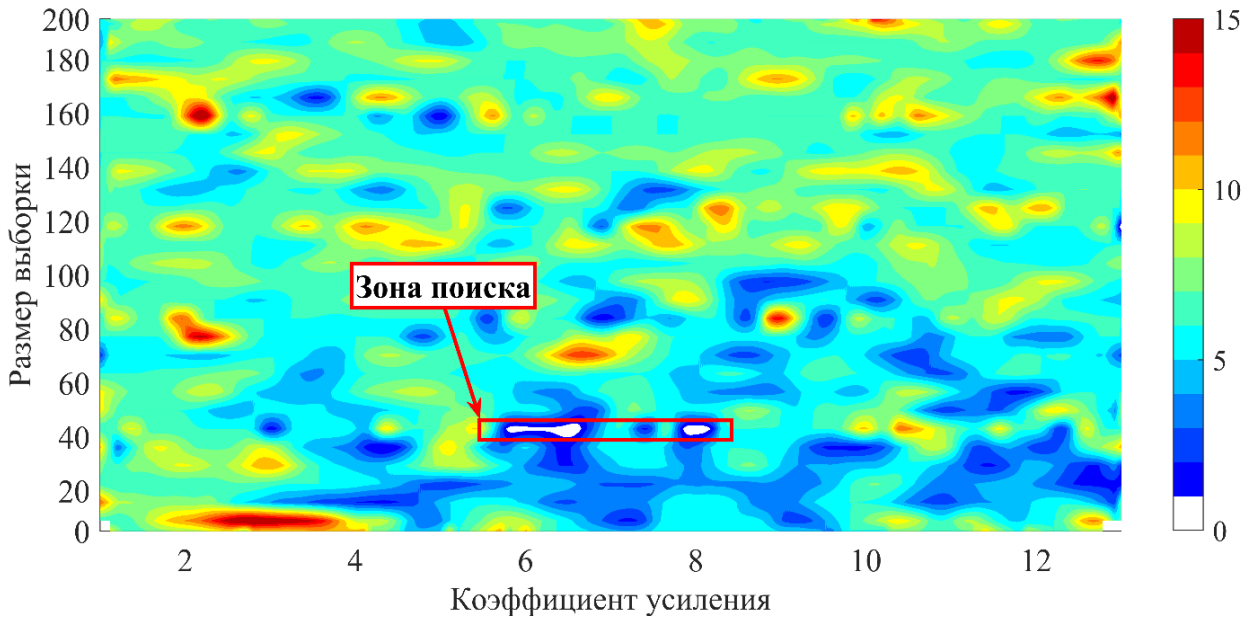


Рисунок 16 — Распределение результатов применения метода Монте-Карло в настройке алгоритма КЦ

Ось «Коэффициент усиления» показывает величину коэффициента усиления для алгоритма обнаружения скачкообразного искажения измерений псевдодальностей до НКА, а ось «Размер выборки» — размер выборки измерений алгоритма обнаружения медленно нарастающего искажения измерений псевдодальностей до НКА.

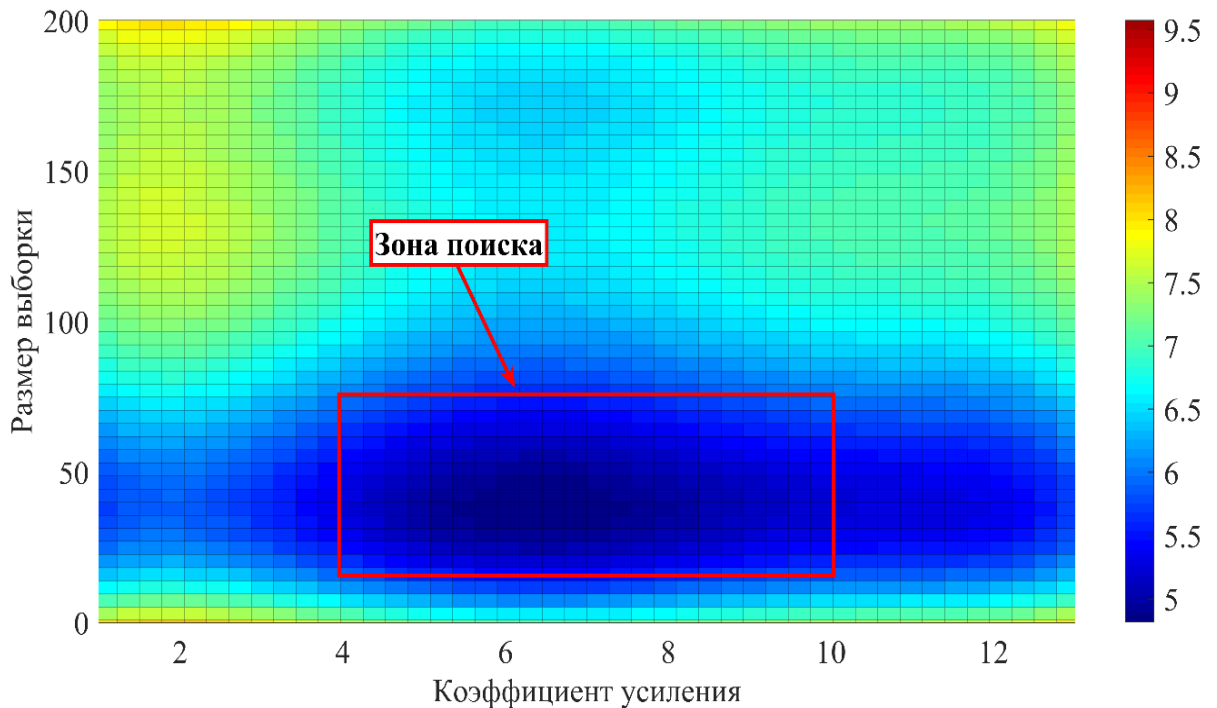


Рисунок 17 — Поверхность, аппроксимирующая распределение результатов применения метода Монте-Карло в настройке алгоритма КЦ

$$f(x, y) = a + b \cdot x + c \cdot y + d \cdot x^2 + e \cdot y^2 + f \cdot x^3 + g \cdot y^3 + h \cdot x^4 + k \cdot y^4 + l \cdot \exp(m \cdot x) \quad (75)$$

Параметры выражения, описывающего аппроксимирующую поверхность (75) приведены в таблице 7.

Таблица 7 — параметры выражения, описывающего аппроксимирующую поверхность

a	b	c	d	e	f
4,793	0.8289	-0.1192	-0.7105	0.002451	0.08677
g	h	k	l	m	
$-1,667 \cdot 10^{-5}$	-0.005787	$3 \cdot 10^{-8}$	1,942	0.2923	

Параметры подсистемы аппроксимации используемой системы автоматического проектирования:

- метод «Нелинейный метод наименьших квадратов», алгоритм «Левенберг-Марквардт»;
- минимальное отличие коэффициентов аппроксимации: $1 \cdot 10^{-8}$;
- максимальное отличие коэффициентов аппроксимации: 0.1;
- максимальное число оценок функции: 600;
- допуск завершения по значению функции: $1 \cdot 10^{-6}$;
- допуск на завершение коэффициентов: $1 \cdot 10^{-6}$;
- среднеквадратическое отклонение составило 1,943.

Проведя анализ приведенных на рисунке 17 результатов, можно сделать заключение, что полученная поверхность не обеспечивает возможности выбора требуемой комбинации оптимальных параметров с точки зрения обеспечения точности и целостности определения координат БЛА, соответствующих установленным требованиям. Это связано с возможностью их искажения в ходе аппроксимации. Однако можно выделить диапазон искомых параметров алгоритмов КЦ от 15 до 85 по оси «Размер выборки» и от 5 до 10 по оси «Коэффициент усиления». Перенеся эту зону на рисунок 16, можно выделить зону поиска, в которой наблюдается две области, которые соответствуют нулевому числу отказов.

Можно отметить, что зоны поиска могут иметь произвольную форму. Например, в этой работе зона 1 является вогнутой фигурой, а зона 2 выгнутой (рисунок 18).

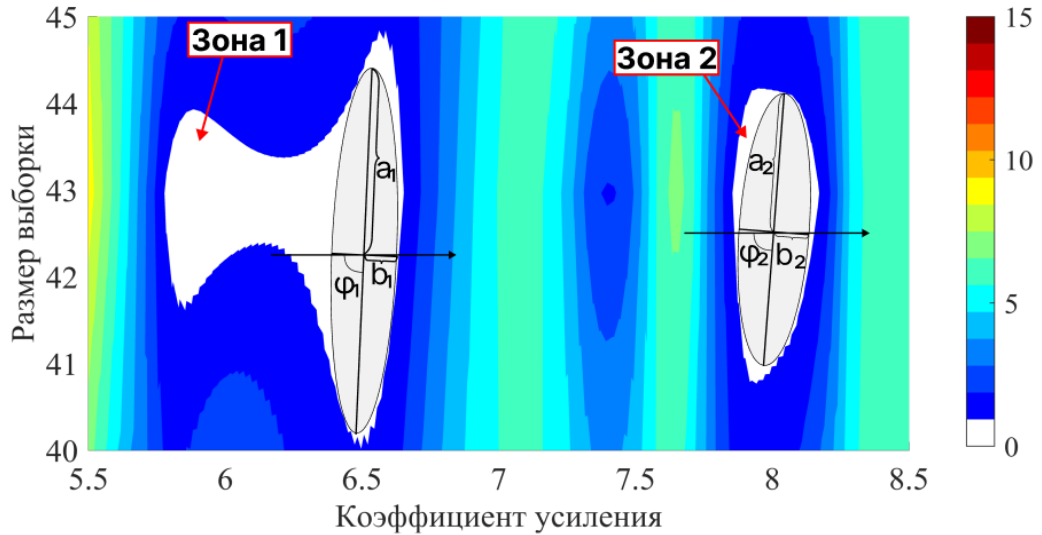


Рисунок 18 — Эллипсы максимальной площади

Выбор комбинации параметров алгоритма КЦ, можно выполнить, основываясь на описании зоны поиска эллипсами максимальной площади, которые не содержат области решений с ненулевым числом отказов. При этом, центры таких эллипсов соответствуют искомым комбинациям параметров алгоритмов КЦ, а соотношения длин полуосей и угол поворота несут дополнительную информацию о законе распределения. Так же применение эллипсов при описании распределения результатов применения метода Монте-Карло в настройке алгоритма КЦ позволяет использовать информацию о геометрии зон поиска при последующих модификациях алгоритмов КЦ под измененный по сравнению с рассматриваемым информационный базис.

Эллипсы максимальной площади, приведённые на рисунке 18, получены с применением численных методов. При расчете эллипсов были получены дробные значения параметров «размер выборки». Так как эта величина может быть только целочисленной, полученный результат округлён. Параметры этих эллипсоидов приведены в таблице 8.

Таблица 8 — параметры эллипсоидов зон 1 и 2

Зона	Координаты центра		Большая полуось (a)	Малая полуось (b)	Угол наклона (ϕ)
	K_d	d			
1	6,1	$42,3 \cong 42$	4,226	0.121	87,5
2	7,9	$42,5 \cong 43$	3,339	0.129	85,9

Выбор между двумя зонами можно сделать, основываясь на специфике ГАМ и предполагаемых условий эксплуатации БЛА-ВВП. При выполнении полётов в непосредственной близости от людей, транспорта и элементов городской застройки и инфраструктуры, предпочтительным можно считать формирование признака отказа алгоритма КЦ при меньших

воздействиях, по отношению к варианту с меньшим числом срабатываний. В связи с этим, можно сделать выбор в сторону комбинации параметров алгоритма КЦ: коэффициент усиления $K_d = 6,1$ и размер выборки $d = 42$.

5.1.2 Исследование влияния точностных характеристик инерциальных датчиков

Для оценки влияния точностных характеристик инерциальных датчиков на результаты настройки алгоритма КЦ под целевую задачу, были выполнены дополнительные сценарии исследований. В них выполнялась настройка алгоритма КЦ, при которой характеристики инерциальных датчиков устанавливались соответствующими, в первом сценарии, грубому (микромеханическому) [75] и навигационному классам точности во втором сценарии.

Инерциальные датчики грубого класса точности

Для исследования влияния грубых (микромеханических) инерциальных датчиков на распределение результатов применения метода Монте-Карло в настройке алгоритма КЦ использованы характеристики измерителей, приведённые таблице 9. Рисунки 19 и 20 показывают распределение результатов применения метода Монте-Карло в настройке алгоритма КЦ и аппроксимирующую поверхность для этих результатов. Среднеквадратическое отклонение аппроксимирующей поверхности оставило: 3.004.

Таблица 9 — Характеристики грубых инерциальных датчиков

Параметр	Значение
Сдвиг нуля ДУС ($\delta\Omega_{1,2,3}$)	$1,3 \cdot 10^{-1} [^\circ/c]$
Ошибка масштабного коэффициента ДУС (ΔK_ω)	$2,5 \cdot 10^{-2}$
Шумовая составляющая ошибки измерения ДУС ($\Omega_{1,2,3}^{noise}$)	$7,5 \cdot 10^{-3} [^\circ/c]$
Сдвиг нуля акселерометров ($\delta n_{1,2,3}$)	$0.02 [м/с^2]$
Ошибка масштабного коэффициента акселерометров ΔK_n	$1,5 \cdot 10^{-2}$
Шумовая составляющая ошибки измерения акселерометров ($n_{1,2,3}^{noise}$)	$5 \cdot 10^{-3} [м/с^2]$

Рисунки 20 и 21 показывают распределение результатов применения метода Монте-Карло в настройке алгоритма КЦ и аппроксимирующую поверхность для этих результатов. Среднеквадратическое отклонение аппроксимирующей поверхности оставило: 3.004.

Согласно полученным результатам, выполнение предложенной методики настройки алгоритма КЦ под информационный базис с грубыми инерциальными датчиками может не обеспечить требуемые точность и целостность определения координат. Наблюдается смещение возможных комбинаций параметров алгоритма КЦ «вправо» и «вверх», что соответствует увеличению минимального значения скачкообразного искажения измерения псевдодальности до НКА, а также большому времени обнаружения медленно нарастающего искажения измерения псевдодальности до НКА.

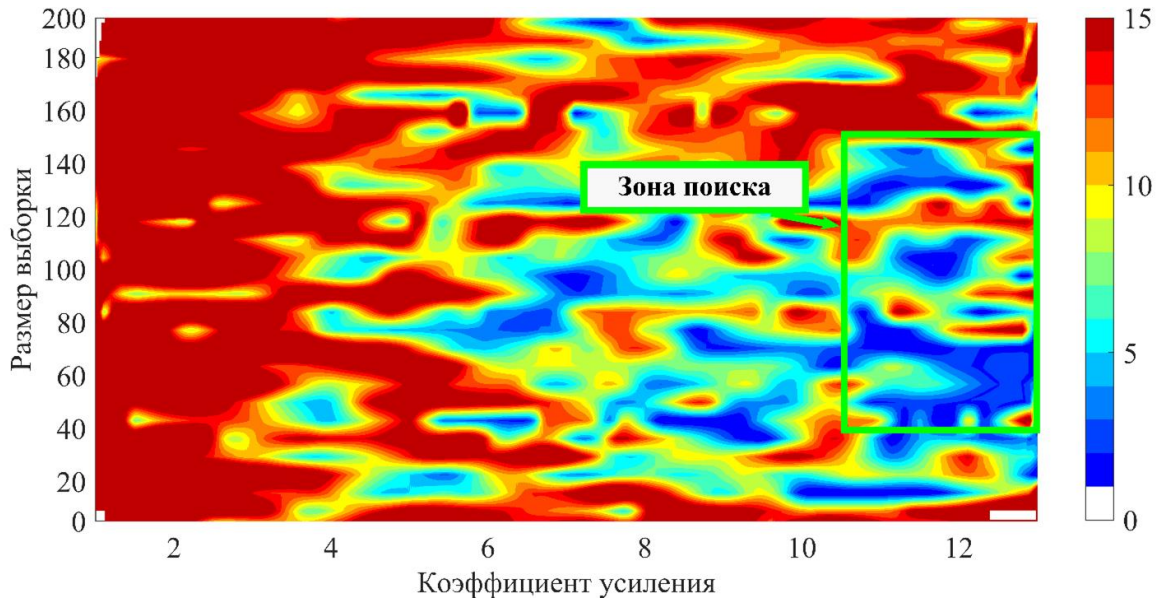


Рисунок 20 — Распределение результатов применения метода Монте-Карло в настройке алгоритма КЦ с использованием грубых инерциальных датчиков

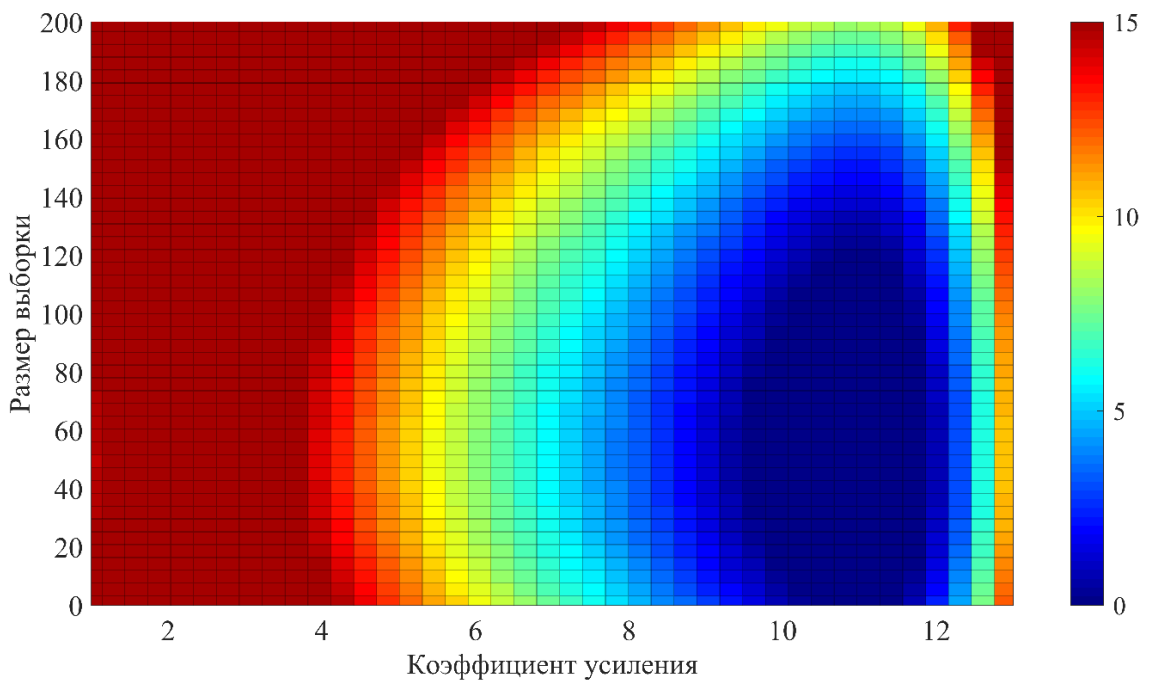


Рисунок 21 — Поверхность, аппроксимирующая распределение результатов применения метода Монте-Карло в настройке алгоритма КЦ

В дополнение к этим результатам предлагается рассмотреть сценарий применения синтезированного алгоритма КЦ в условиях с большей величиной NAL . В качестве примера приводятся результат выполнения методики настройки алгоритма КЦ для условий, при которых требования по точности определения местоположения БЛА соответствуют $RNP0.1$. В этой зоне

HAL устанавливается приблизительно равным 185,2 метра, допустимое время формирования признака наличия искажения в измерениях АПСН установлено равным 10 секундам. Рисунки 22 и 23 содержат результаты распределение и аппроксимацию результатов применения метода Монте-Карло в настройке алгоритма КЦ. Среднеквадратическое отклонение аппроксимирующей поверхности составило 4,719.

Анализируя приведённые на рисунках результаты, а также опираясь на полученные ранее результаты, можно сделать заключение о том, что применение алгоритмов КЦ, синтезированных по предложенной ИИС, включающих грубые инерциальные датчики, допустимо для режимов полёта, которые накладывают менее строгие ограничения по точности и целостности определения координат.

Инерциальные датчики навигационного класса точности

Так же было проведено исследование влияния применения инерциальных датчиков навигационного класса точности на результаты применения методики настройки алгоритма КЦ. Характеристики датчиков приведены в таблице 10.

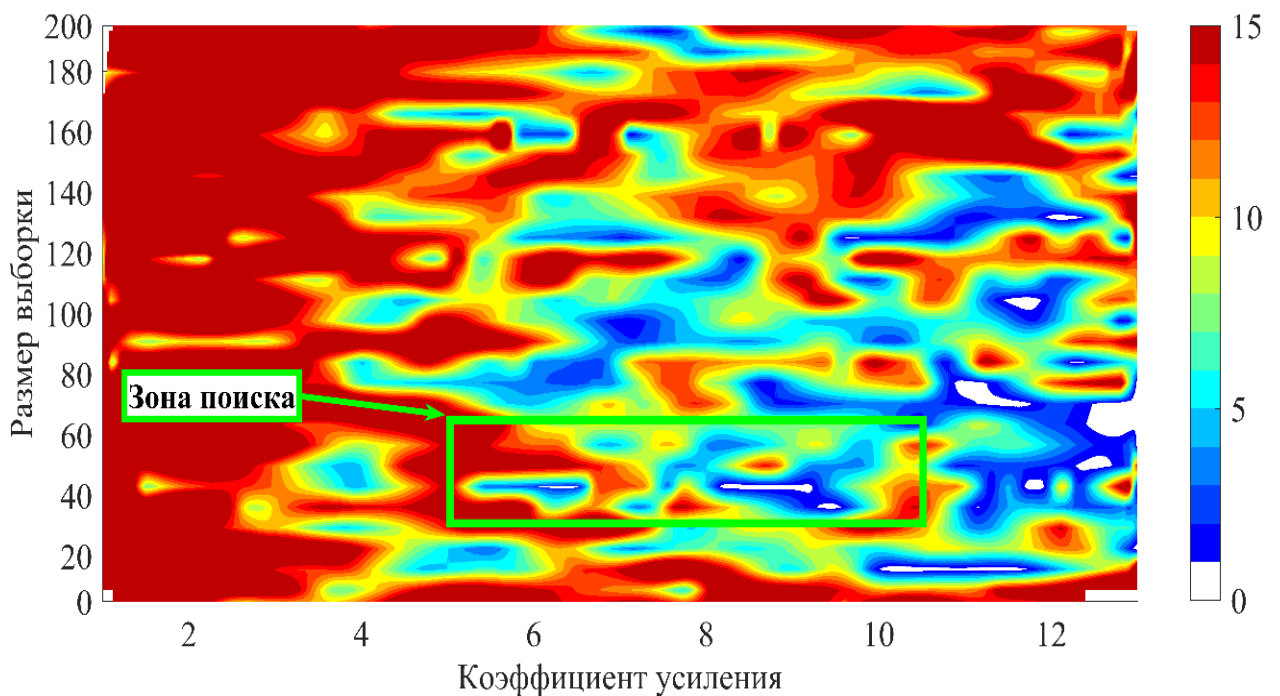


Рисунок 22 — Распределение результатов применения метода Монте-Карло в настройке алгоритма КЦ с использованием грубых инерциальных датчиков при требованиях RNP0.1

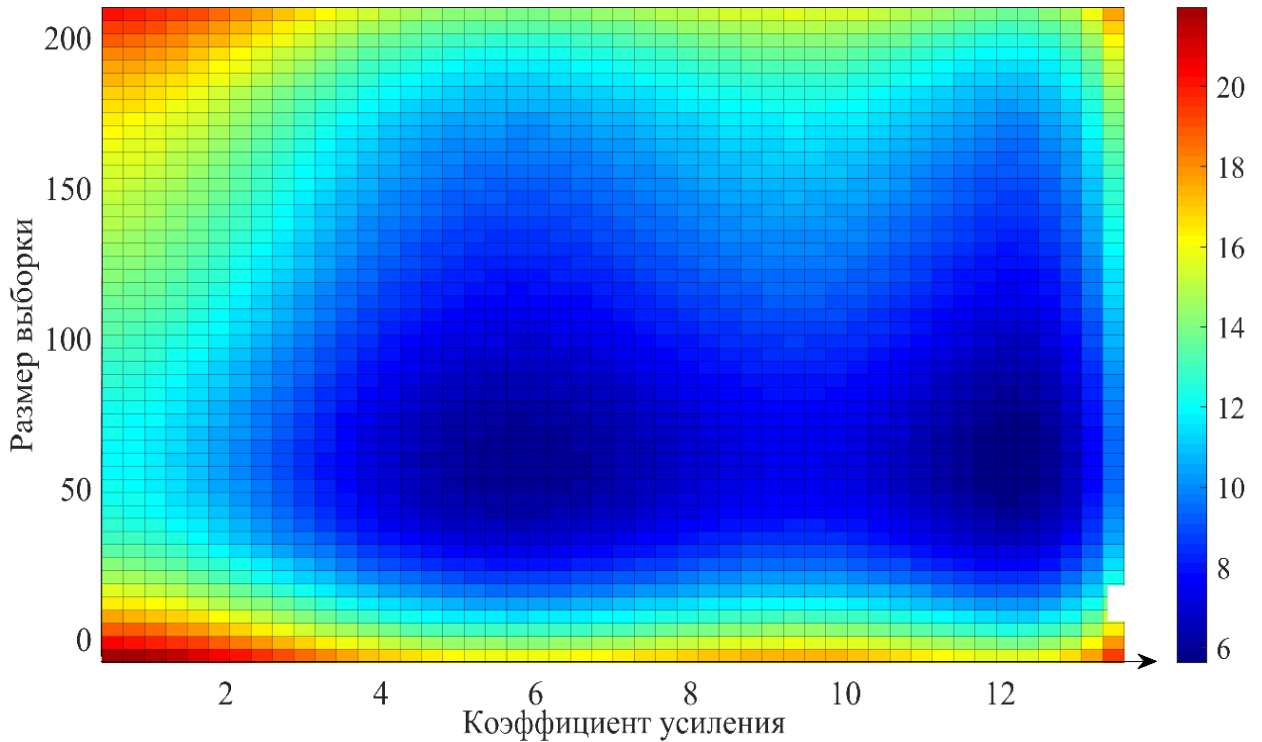


Рисунок 23 — Поверхность, аппроксимирующая распределение результатов применения метода Монте-Карло в настройке алгоритма КЦ с использованием грубых инерциальных датчиков при требованиях RNP0.1

Таблица 10 — Характеристики инерциальных датчиков навигационного класса точности

Параметр	Значение
Сдвиг нуля ДУС ($\delta\Omega_{1,2,3}$)	$9.018 \cdot 10^{-5} [^\circ/c]$
Ошибка масштабного коэффициента ДУС (ΔK_ω)	$2,5 \cdot 10^{-6}$
Шумовая составляющая ошибки измерения ДУС ($\Omega_{1,2,3i}^{noise}$)	$8,744 \cdot 10^{-6} [^\circ/c]$
Сдвиг нуля акселерометров ($\delta n_{1,2,3}$)	$8.016 \cdot 10^{-6} [м/с^2]$
Ошибка масштабного коэффициента акселерометров ΔK_n	$6.012 \cdot 10^{-7}$
Шумовая составляющая ошибки измерения акселерометров ($n_{1,2,3i}^{noise}$)	$2.004 \cdot 10^{-8} [м/с^2]$

На рисунке 24 приведено распределение результатов применения метода Монте-Карло в методике настройки алгоритма КЦ с предложенными характеристиками инерциальных датчиков. На нём выделена зона поиска, в которой можно предположить наличие требуемой комбинации параметров алгоритма КЦ. Дополнительно пунктиром выделена область, соответствующая зоне поиска для модификации информационного базиса ИИС, выбранной в качестве основной в этой работе. На рисунке 25 приводится поверхность, аппроксимирующая распределение этих результатов. Величина среднеквадратического отклонения равна 2,37.

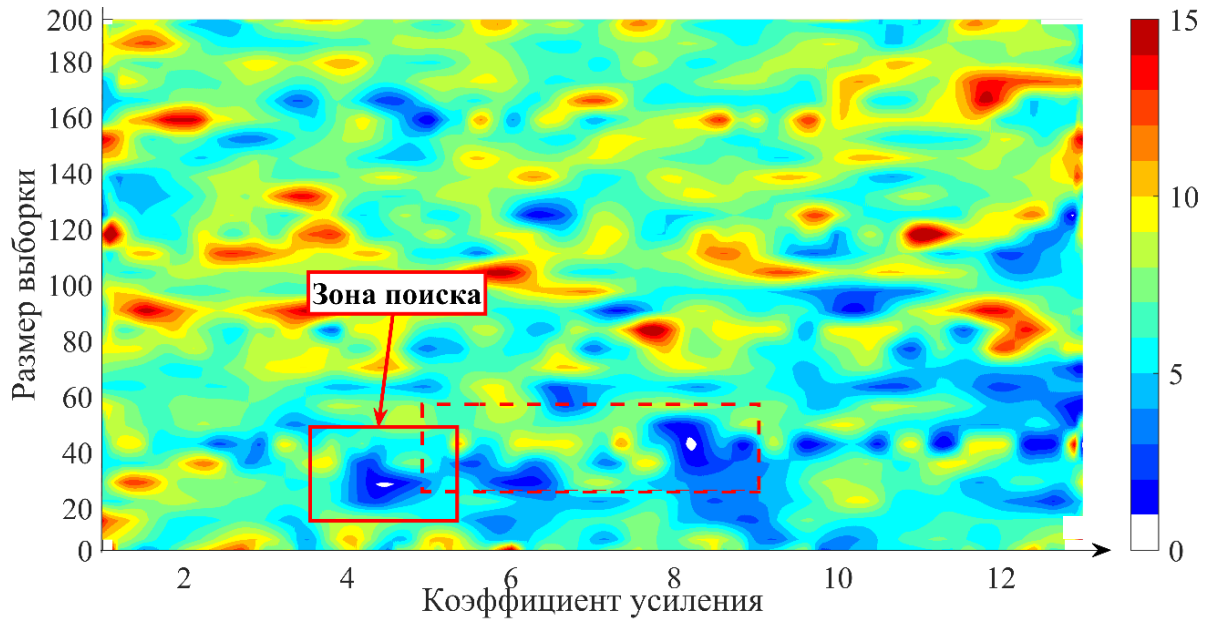


Рисунок 24 — Результат результатов применения метода Монте-Карло в настройке алгоритма КЦ для БЛА-ВВП с инерциальными датчиками навигационного класса точности

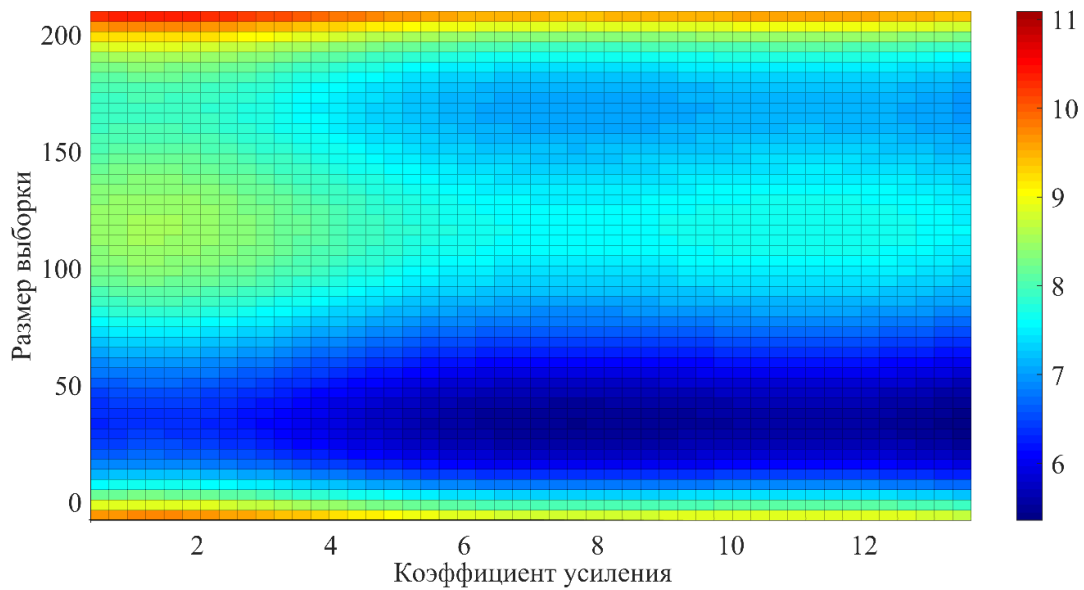


Рисунок 25 — Поверхность, аппроксимирующая распределение результатов применения метода Монте-Карло в настройке алгоритма КЦ с использованием инерциальных датчиков навигационного класса точности

Проведя анализ полученных результатов для модификации информационного базиса ИИС с применением инерциальных датчиков навигационного класса точности можно сделать заключение о том, что искомые значения коэффициентов усиления и размера выборки будут равны (4,5; 30). Так же можно отметить, что повышение класса точности инерциальных датчиков, входящих в состав инерциально-спутниковой навигационной системы БЛА, предположительно, позволит выбрать комбинацию параметров алгоритма КЦ, которая соответствует меньшим

значениям коэффициентов усиления алгоритма обнаружения скачкообразного искажения измерения псевдодальности до НКА и размеру выборки алгоритма обнаружения медленно нарастающего искажения измерения псевдодальности до НКА. В свою очередь, меньшие значения коэффициентов усиления и размера выборки соответствует большей чувствительности. Альтернативным выводом из анализа полученных результатов может быть предположение о возможности обеспечения более жестких требований по точности и целостности определения координат для БЛА при таком выборе датчиков информационного базиса ИИС.

5.2 Анализ результатов исследования качества определения координат

Данный раздел содержит результаты применения методики исследования качества определения координат требованиям, заложенным в информационный базис ИИС. Сценарии, примененные в методике оценки соответствия, обладают общей опорной траекторией движения БЛА-ВВП, которая может соответствовать одному из вариантов маршрутов для коммерческих полётов. Ниже приводится исследование полученных при групповой обработке результатов выполнения сценариев методики оценки соответствия, а также анализ отдельных итераций. Результаты, приведённые в этой главе, получены с использованием модели, приведённой в разделе 3.2.4 диссертационной работы.

Обобщённые результаты применения методики оценки соответствия алгоритма КЦ требованиям, заложенным в информационный базис

На рисунках 26 и 27 приведены осреднённые значения отклонения расчетных координат БЛА-ВВП от опорного и время, затраченное на обнаружение искажения на момент формирования признака отказа алгоритмом КЦ. Дополнительно на этих рисунках приводятся осреднения этих величин, полученные с применением метода скользящей средней [76]. Видно, что между графиками этих осреднений присутствует зависимость. Описать её можно следующей логикой: чем больше времени потребовалось для формирования признака отказа алгоритма КЦ, тем больше было влияние искажения измерений АПНС на определение координат БЛА-ВВП, тем больше отклонение расчетных координат БЛА-ВВП от опорного на момент формирования признака отказа алгоритма КЦ. Для наглядности, на рисунке 29 отдельно вынесены исследуемые осреднённые величины.

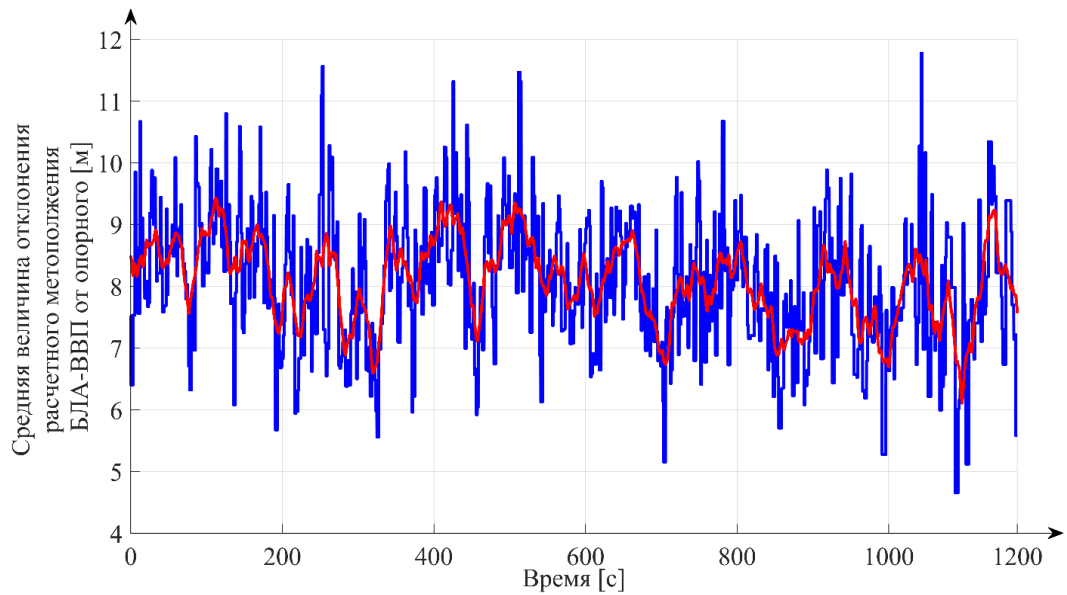


Рисунок 27 — Среднее время обнаружения искажения

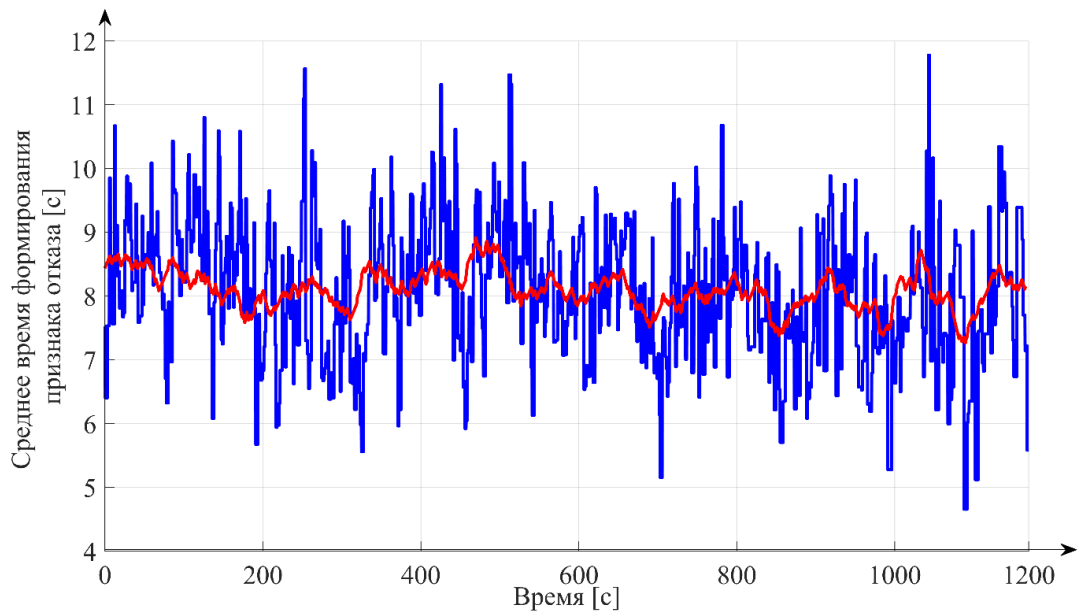


Рисунок 28 — Средняя величина отклонения координат БЛА-ВВП от опорных координат

На рисунках 30 и 31 приведены графики зависимости модуля скорости и угла курса БЛА-ВВП от времени с наложенными зависимостями осреднённых величин отклонения расчетных координат БЛА-ВВП от опорных координат и времени формирования признака отказа алгоритма КЦ. Масштаб величин сопоставлен для качественной оценки связи между исследуемыми величинами.

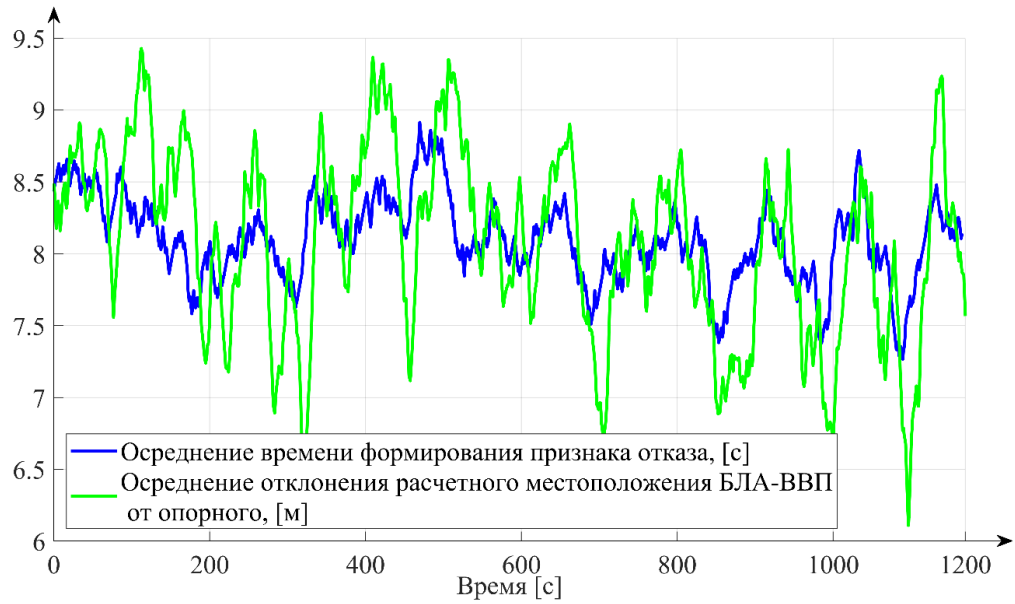


Рисунок 30 — Сравнение осреднённых величин отклонения расчетных координат (осреднение ошибки местоположения) БЛА-ВВП от опорного и времени формирования признака отказа алгоритма КЦ

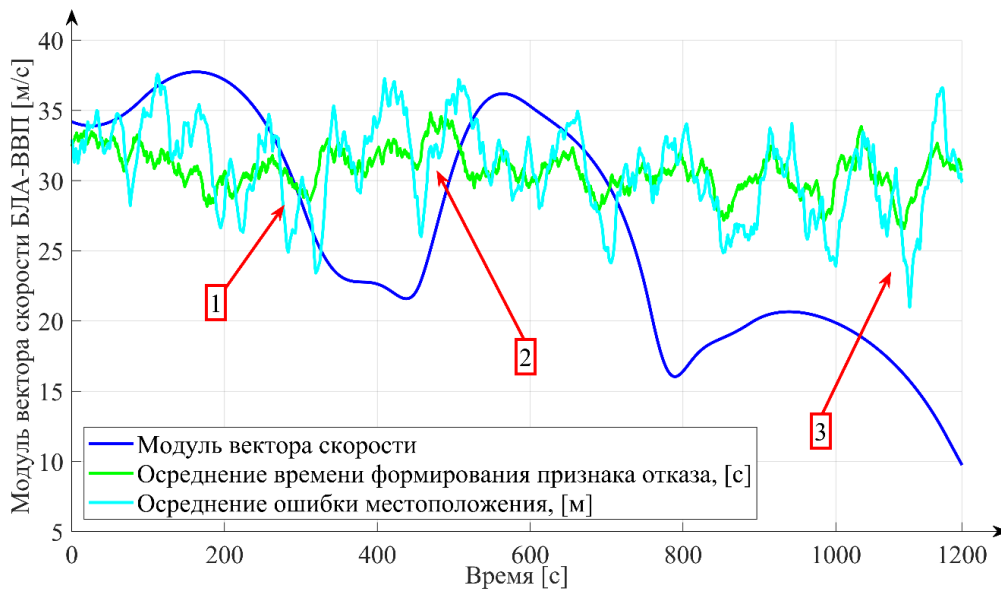


Рисунок 29 — Модуль скорости БЛА-ВВП и осреднённых величин отклонения расчетных координат (осреднение ошибки местоположения) БЛА-ВВП в момент формирования признака отказа алгоритма КЦ

Как видно на рисунке 30, осреднённые величины отклонения расчетных координат БЛА-ВВП от опорных координат и времени формирования признака отказа алгоритма КЦ убывают при изменении модуля скорости БЛА-ВВП. Отчетливо это можно наблюдать, например, в точках (1), (2) и (3).

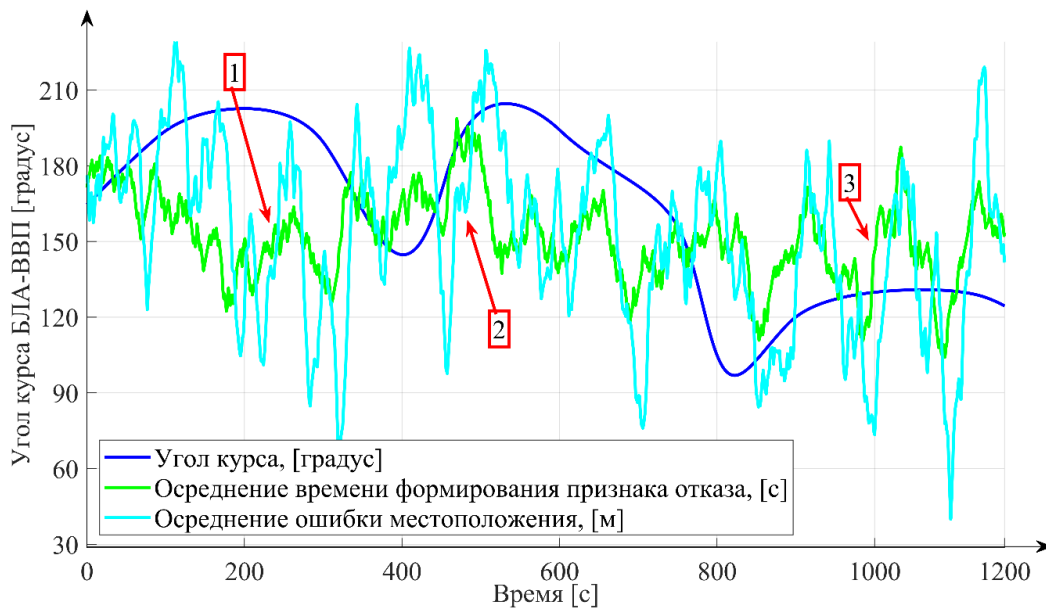


Рисунок 30 — Угол курса БЛА-ВВП и осреднённых величин отклонения расчетных координат (осреднение ошибки местоположения) БЛА-ВВП в момент формирования признака отказа алгоритма КЦ

В точках (1) и (3) угол курса меняется незначительно, и при этом наблюдается снижение осреднённых величин времени формирования признака отказа алгоритма КЦ. На интервале времени от 300 до 450 [с] (точка (2)), происходит изменение угла курса, которое сопровождается увеличением осреднённых величин.

Обобщая анализ результатов исследования, можно предположить наличие связи между динамикой изменения модуля скорости и угла курса БЛА-ВВП и ключевыми характеристиками синтезированных алгоритмов КЦ. Уточнение характера рассмотренных зависимостей может стать темой дополнительного исследования в части синтеза алгоритма КЦ для БЛА.

5.2.1 Исследование свойств алгоритма КЦ на примере случайной итерации

Для лучшего представления работы алгоритмов обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА, из всей совокупности результатов выделена одна итерация, выбранная случайным образом. На рисунке 31 приведен график отклонения расчетной траектории БЛА-ВВП от опорной.

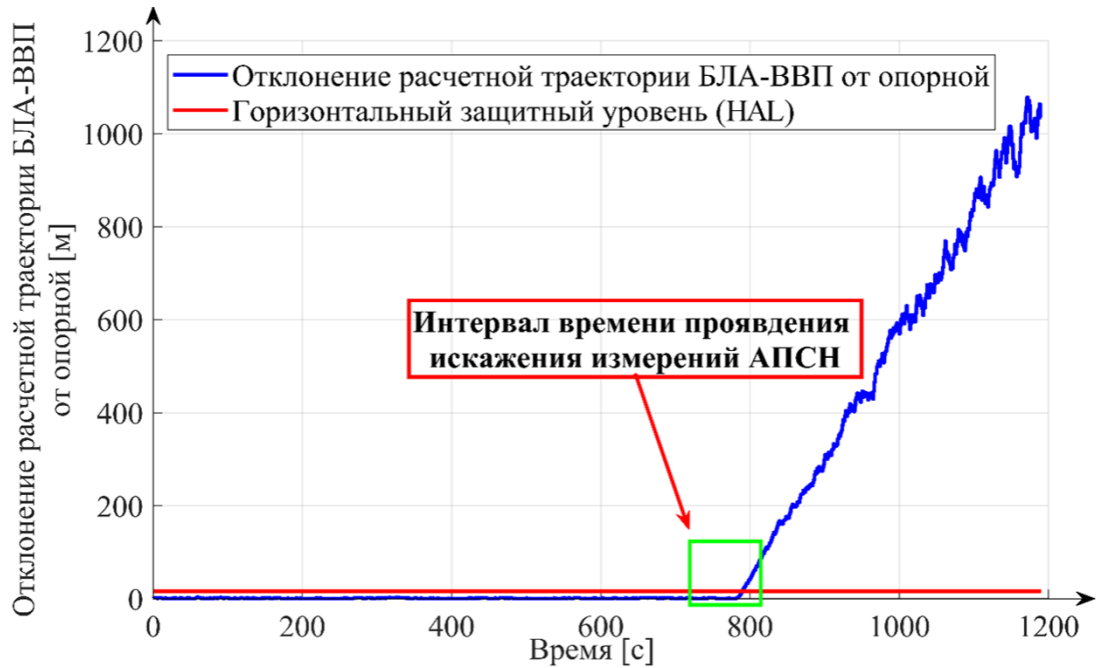


Рисунок 31 — Отклонение расчетной траектории БЛА-ВВП от опорной

Её значение определяется выражением:

$$\delta_{crd} = \sqrt{\delta_{lat}^2 + \delta_{lon}^2}$$

где, δ_{crd} — отклонение расчетных координат БЛА-ВВП от опорного значения;

δ_{lat} — отклонение расчетной широты от опорного значения м;

δ_{lon} — отклонение расчетной долготы от опорного значения м;

При рассмотрении этого результата следует отметить, что, в части формирования требований, и, как следствие, при оценке результатов работы алгоритмов, горизонтальные и вертикальные каналы навигационных систем рассматриваются отдельно.

Для подробного рассмотрения полученного результата, интервал времени проявления искажения измерений АПСН и формирования признака отказа вынесен на отдельный рисунок 32.

На нём отмечены события итерации: «Начало проявления искажения», «Уровень HAL не превышен», «Формирование признака отказа». Вид и интенсивность искажения соответствуют описанным ранее значениям [13, 36, 37]. В таблице 11 приведены численные значения параметров описанных событий.

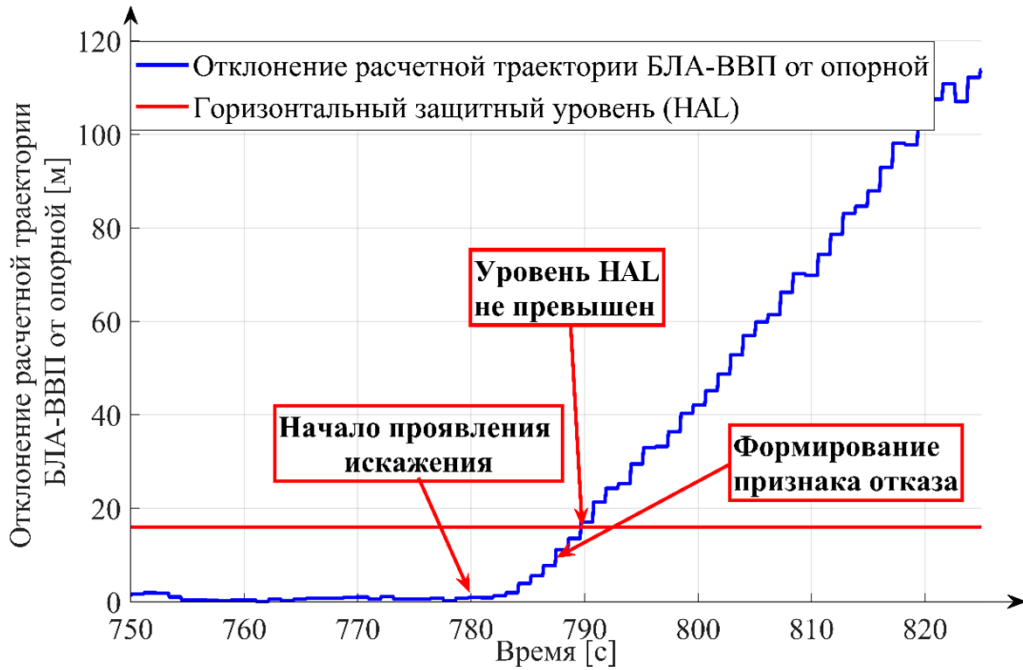


Рисунок 32 — Выделенная область графика отклонения расчетной траектории БЛА-ВВП от опорной

Таблица 11 — Численные значения параметров описанных событий

Параметр	Значение
Время начала проявления искажений измерений АПНС от начала итерации	780 секунда
Время формирования признака отказа алгоритмом КЦ от начала итерации	786,6 секунда
Число НКА рабочего созвездия с искажениями измерений	3
Отклонение расчетной траектории БЛА-ВВП от опорной	7,7 метра в плане 2,9 метра по высоте

На рисунках 33 и 34 приведены графики изменения численных значений критерия принятия решения о наличии скачкообразных искажений измерений псевдодальностей до НКА и графики третьих разностей псевдодальностей до НКА рабочего созвездия (выражение 34).

На рисунке 33 можно выделить два события, требующие отдельного рассмотрения. Первое — «Смена рабочего созвездия АПНС», второе — «Начало проявления искажения измерений АПНС». При смене созвездия, один из НКА исключается из навигационного решения. Это событие сопровождается кратковременным переходным процессом.

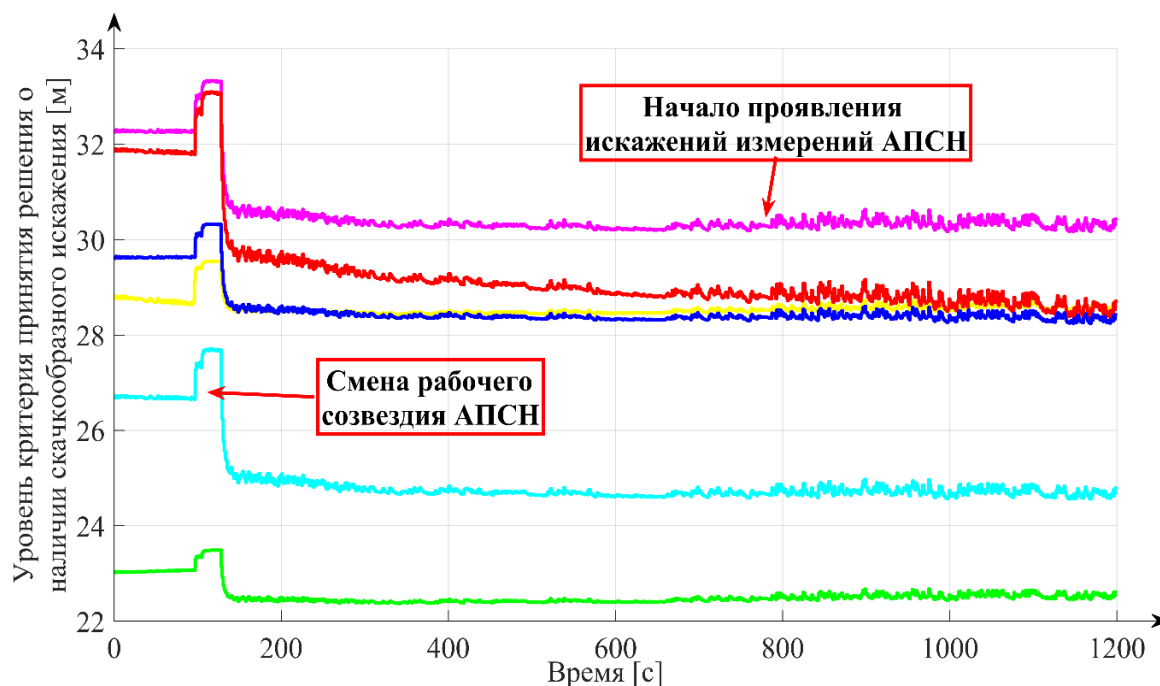


Рисунок 33 — Численные значения критерия для принятия решения о наличии скачкообразных искажений измерений псевдодальности до НКА

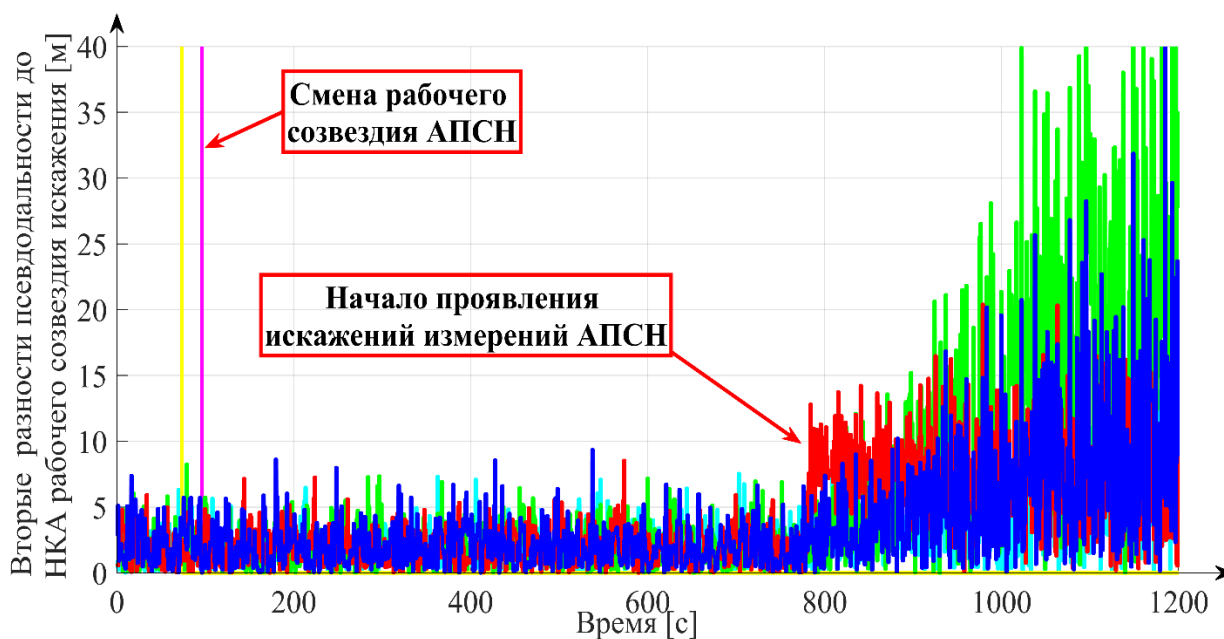


Рисунок 34 — Вторые разности псевдодальностей для НКА рабочего созвездия

Как можно наблюдать, на момент события «Начало проявления искажения измерений АПСН» в рассматриваемой итерации, искажение отчетливо проявляется в третьей разности измерений псевдодальности одного НКА. Это может быть связано с тем, что на момент начала проявления искажения, в рабочем созвездии АПСН было 6 НКА, 2 из которых были отнесены в категорию «проблемные» после смены рабочего созвездия. На рисунке видно, что уровень

третьей разности измерений псевдодальности НКА, на который наложено искажение, преобладает над общим уровнем этого параметра у других НКА. На рисунке 35 приведен график нормированных разностей математических ожиданий псевдодальностей до НКА.

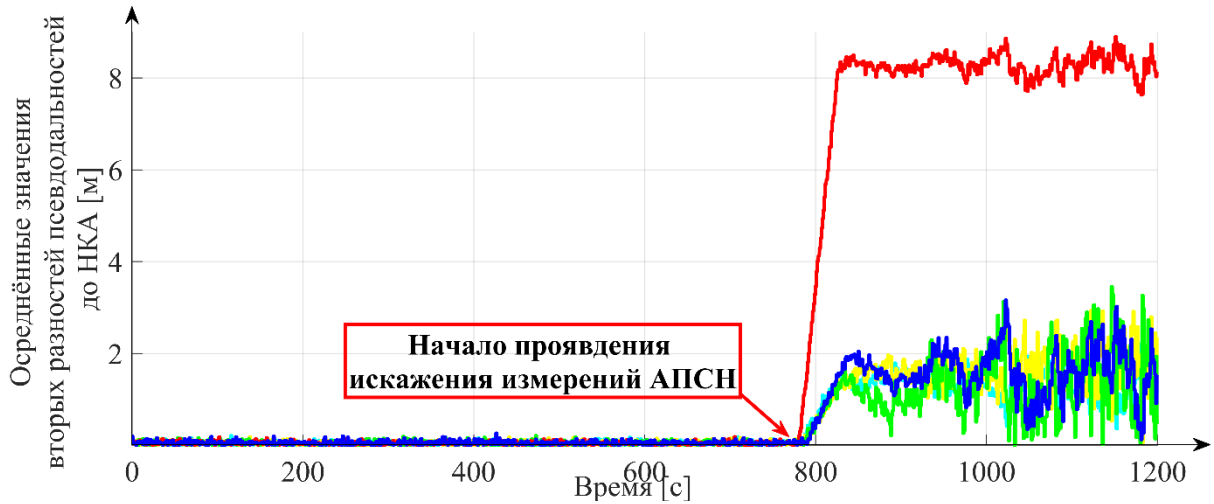


Рисунок 35 — Нормированные разности математических ожиданий псевдодальностей до НКА

На приведенном графике можно проследить, что проявление искажения измерений псевдодальностей до НКА наиболее явно повлияло на один из трёх НКА. На начальном этапе полёта произошло событие «Смена рабочего созвездия АПСН», после которого 2 из 6 НКА были отнесены к группе «Проблемные». Вектор состояния системы был расширен параметрами их модели искажения. При наступлении события «Начало проявления искажения измерений АПСН», для 2 из 3 НКА уже оценивались параметры модели погрешности, и влияние искажения было скомпенсировано. Искажение измерения псевдодальности до третьего НКА, как очевидно, нарушило оптимальный режим работы ОФК, в следствие чего можно наблюдать рост отклонения рассчитанной траектории БЛА-ВВП от опорной. На момент времени 786,6, алгоритм обнаружения медленно нарастающего искажения измерения псевдодальности до НКА формирует признак отказа третьего НКА, чьи измерения были искажены. Но, в отличии от первых двух, вектор состояния не может быть расширен параметрами модели погрешности так как для наблюдаемости вектора состояния необходимо не менее 4 исправных, НКА. В связи с этим был сформирован признак отказа алгоритма КЦ. Отклонения параметров ориентации и навигации от опорных, на момент формирования признака приведено в таблице 12. Эти величины приведены как отклонение расчетного параметра навигации или ориентации БЛА-ВВП от опорного значения.

Таблица 12 — Отклонения параметров ориентации и навигации от опорных, на момент

формирования признака отказа алгоритма КЦ

Группа параметров	Параметр	Значение
Местоположение	Плановые координаты, м	7,7650
	Высота, м	2,8563
Проекция скорости	Северная, м/с	-0.0317
	Восточная, м/с	-0.0260
	Вертикальная, м/с	0.0087
Углы ориентации	Курс, градус	0.4208
	Тангаж, градус	0.0530
	Крен, градус	0.0636

5.2.2 Исследование свойств алгоритма КЦ в условиях воздействия уводящего искажения

Одним из наиболее опасных искажений измерений АПСН, с точки зрения нарушения безопасности использования воздушного пространства, можно считать уводящее искажение. Под «уводящим» понимается преднамеренное искажение измерений псевдодальностей до всех НКА рабочего созвездия, характеризующееся формированием ложного навигационного решения и признаков исправности АПСН [77]. «Интенсивность воздействия уводящего искажения» в этой работе — величина приращения отклонения навигационного решения АПСН от опорной траектории за одну эпоху, при условии отсутствия каких-либо средств КЦ измерений.

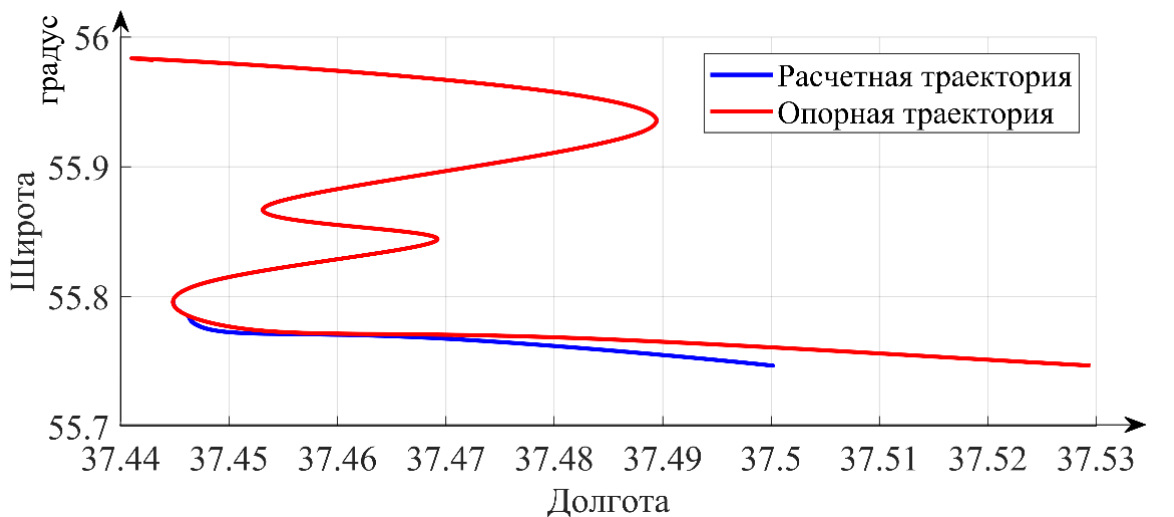


Рисунок 35 — Пример воздействия уводящего искажения градус

В ходе проведения исследования свойств КЦ в условиях воздействия уводящего искажения было выявлено, что в открытом доступе не приводятся описания моделей искажения, интенсивности и другие параметры существующих систем постановки уводящих искажений. В

связи с этим, выбрана модель искажения, обеспечивающая линейное приращение отклонения навигационного решения АПНС с изменяемой интенсивностью и направлением. Пример такого воздействия приведён на рисунке 36.

Можно сделать предположение о том, что динамичное маневрирование, при условии ввода соответствующей информации, способно оказать положительное влияние на чувствительность в алгоритм КЦ. Для снижения влияния этого фактора, момент начала формирования уводящих искажений выбран так, чтобы он был близок к началу продольного участка пути.

Рисунки 37 и 38 содержат графики зависимости осреднённых значений времени формирования признака отказа алгоритма КЦ и отклонения расчетного местоположения БЛА-ВВП от опорной при заданной интенсивности уводящего воздействия. Осреднение производилось для результатов, полученных при одинаковом уровне интенсивности уводящего искажения.

Как можно отметить, синтезированный алгоритм КЦ, для информационного базиса ИИС (таблица 5), имеет зону нечувствительности при интенсивности воздействия уводящего искажения от 0.0 до 0.48 м/с (точка 1 на рисунке 38). В диапазоне воздействий от 0.48 до 3,5 м/с, формируется признак отказа по результатам работы алгоритма обнаружения медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА. При превышении этого диапазона (точка 2 на рисунке 38), формируется признак отказа по результатам работы алгоритма обнаружения скачкообразных искажений измерений псевдодальностей до НКА.

Таким образом, анализируя результаты имитационного моделирования, приведенные на рисунке 37, можно сделать вывод, что предложенный в работе способ расчета статистических характеристик входных измерений алгоритма контроля целостности для рассмотренного в работе информационного базиса информационно-измерительной системы позволяет обнаруживать за 10 с наличие скачкообразных и медленно нарастающих искажений в измерениях псевдодальностей одновременно для всего рабочего созвездия аппаратуры спутниковой навигации при скорости нарастания искажений от 2,5 м/с и более

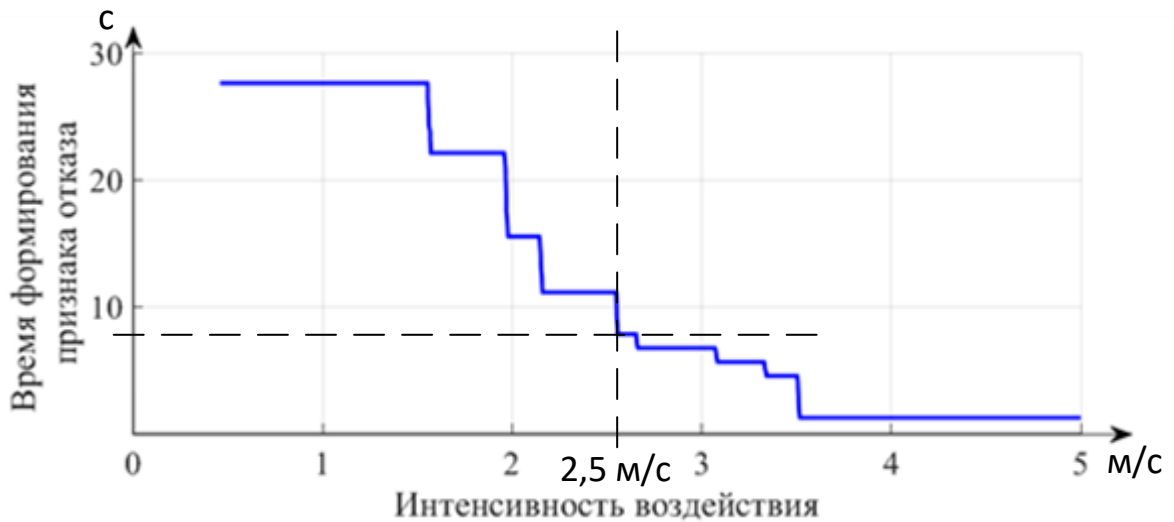


Рисунок 37 — Время формирования признака отказа алгоритма КЦ

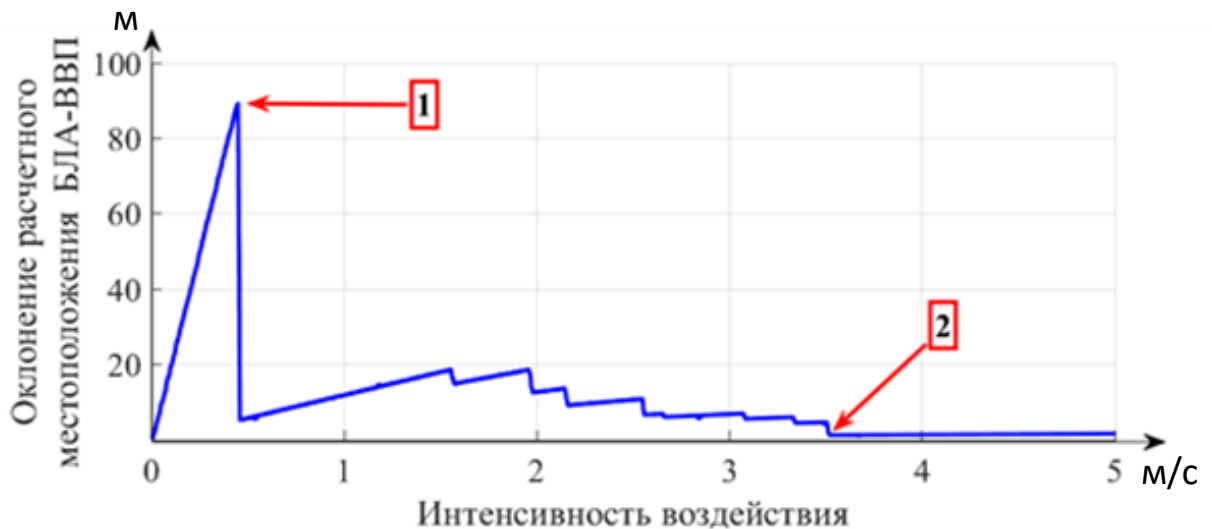


Рисунок 38 — Отклонение расчетного местоположения БЛА-ВВП от опорного

На приведённых рисунках можно наблюдать, что зависимость времени срабатывания алгоритма КЦ имеет ступенчатый характер. Это может быть вызвано совокупностью следующих факторов: необходимостью формирования выборки размера «d» алгоритмом обнаружения медленно нарастающего искажения измерений псевдодальностей до НКА, динамикой изменения навигационного решения инерциально-спутниковой навигационной системы под воздействием уводящего искажения и маневрированием БЛА-ВВП при полёте по заданной траектории.

Максимальное отклонение расчетного местоположения БЛА-ВВП от опорного составило 89,7 м, при интенсивности воздействия 0,48 м/с, а минимальное — 1,5 м, при интенсивности более 3,5 м/с. При этом, без использования алгоритмов КЦ, синтезированных по предложенной процедуре работы ИИС, уровень отклонения расчетного местоположения БЛА-ВВП от опорного

составило 179,2 метра. Минимальный уровень, в этом случае, определяется величиной отклонения в момент перед началом проявления искажения измерений АПСН.

Таким образом, анализируя результаты имитационного моделирования, приведенные на рисунке 38, можно сделать вывод, что разработанный алгоритм контроля целостности определения координат беспилотного летательного аппарата для рассмотренного в работе информационного базиса информационно-измерительной системы позволяет обнаруживать и оценивать величину искажений в измерениях псевдодальностей, приводящих к скорости нарастания погрешности определения координат от 0,48 м/с и более.

5.3 Анализ соответствия качества определения координат существующим требованиям

Для оценки соответствия синтезированного на основе информационного базиса (таблица 5) ИИС алгоритма контроля целостности существующим требованиям [48] (RNP0.02, точный заход на посадку по категории I, таблица 13) было проведено исследование качества определения координат.

Таблица 13 — Требования к характеристикам определения координат АПСН

Типовая операция	Точность в гор. плоск., м, P=0,95 (прим. 1-3)	Точность по вертикали, м, P= 0,95 (прим. 1-3)	Целостность (прим. 2)	Время до предупреждения, с. (прим. 3)	Непрерывность (прим. 4)	Эксплуатационная готовность (прим. 5)
Точный заход на посадку по категории I	16 м/ 52 фут	6,0-4,0 м/ 20-13 фут	$1-2 \cdot 10^{-7}$ за любой заход	6	$1-8 \cdot 10^{-6}$ в любые 15с	От 0,99 до 0,99999

При этом исследование строилось с использованием методики оценки качества определения координат п.4,1, 4,2 диссертационной работы. Согласно п.4,2.2 для каждого узла пространственно-временной сетки было проведено 1650 экспериментов в каждом из которых, исходя из рекомендаций [13], для одного из НКА рабочего созвездия формировалось искажение псевдодальности со скоростью нарастания и числом экспериментов для этой скорости согласно таблице 14. Всего было проведено 66 000 экспериментов.

Таблица 14– Распределение числа экспериментов по диапазонам скорости нарастания искажения псевдодальности для одного узла пространственно-временной сетки

№	Скорость нарастания искажения	Число экспериментов
1	Нарастание 0,01-0,05м/с	114
2	Нарастание 0,05-0,25м/с	57
3	Нарастание 0,25-0,75м/с	170
4	Нарастание 0,75-2,50м/с	569
5	Нарастание 2,50-5,00м/с	683
6	Скачок 300-700м	57
Всего		1650

Таблица 15– Распределение числа отказов алгоритма КЦ по диапазонам скорости нарастания искажения псевдодальности для всех узлов пространственно-временной сетки

№	Скорость нарастания искажения	Число экспериментов для	Число отказов алгоритма КЦ
1	Нарастание 0,01-0,05м/с	188100	1
2	Нарастание 0,05-0,25м/с	94050	9
3	Нарастание 0,25-0,75м/с	280500	8
4	Нарастание 0,75-2,50м/с	938850	14
5	Нарастание 2,50-5,00м/с	1126950	4
6	Скачок 300-700м	94050	0
Всего			36

Согласно рекомендации [13] для подтверждения требуемых характеристик качества определения координат — точности и целостности определения координат (таблица 13) общее число отказов алгоритма КЦ для всех скоростей нарастания искажений не должно превышать 47. В таблице 15 приводятся результаты имитационного моделирования — распределение числа экспериментов и числа отказов алгоритма КЦ по диапазонам скорости нарастания искажения псевдодальности для всех узлов пространственно-временной сетки. На рисунке 39 представлено распределение отказов алгоритма КЦ в зависимости от номера диапазона скорости нарастания искажения в псевдодальности (таблица 15)

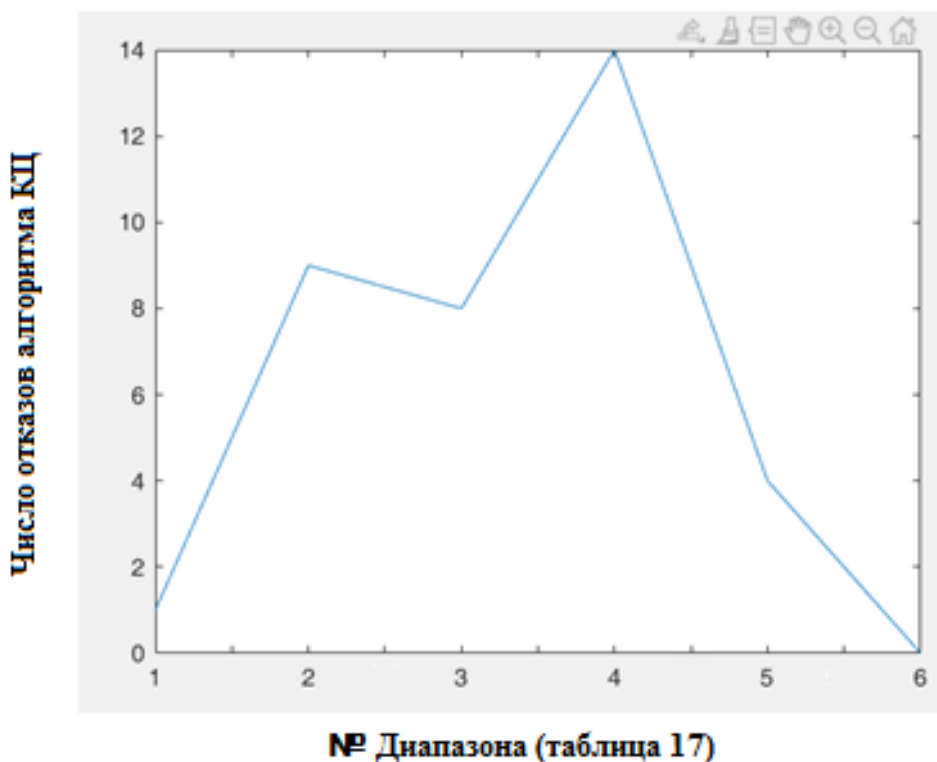


Рисунок 39 — Зависимость числа отказов алгоритма контроля целостности определения координат от скорости нарастания искажения в псевдодальности

По результатам исследования сумма отказов алгоритма контроля целостности оставила 36 случая из 66000, что не превышает пороговое значение 47. Исходя из этого можно сделать вывод что синтезированный на основе информационного базиса (таблица 5) ИИС алгоритм контроля целостности обеспечивает качество определения координат, соответствующее существующим требованиям к точности и целостности определения координат RNP0.02, точный заход на посадку по категории I, таблица 14.

Таким образом, разработанная в диссертационной работе информационно-измерительная система, включающая методические, алгоритмические и программные средства обеспечения качества определения координат на основе инерциальных и спутниковых измерений, позволяет обеспечить существующие требования к точности определения координат 16 м при целостности на уровне $1-2 \cdot 10^{-7}$, со временем выдачи предупреждения до 6 с.

5.4 Выводы по главе 5

В главе приводятся результаты имитационного моделирования и их анализ для оценки качества определения координат, полученных с использованием предложенной информационно-измерительной системы для БЛА-ВВП при реализации городской аэромобильности.

Настройка алгоритма КЦ под целевую задачу БЛА-ВВП позволила получить численные значения комбинации параметров алгоритмов обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА. Для выбора области, содержащей оптимальную комбинацию параметров, с точки зрения обеспечения точности и целостности определения координат БЛА-ВВП, оценивался минимум предложенного полинома. Также приводится результат аппроксимации распределения результатов применения метода Монте-Карло. Полученные результаты аппроксимации также могут быть использованы как априорная информация для последующих применений предложенной процедуры работы ИИС.

Для получения конечного результата в виде комбинации параметров алгоритмов обнаружения, использовано описание зон поиска эллипсами максимальной площади. Для выбранного состава измерителей и заданных требований коэффициент усиления алгоритма обнаружения скачкообразного искажения составил 6.026, а размер выборки алгоритма, медленно нарастающего искажений: 42.

В главе приводятся исследование влияния точностей инерциальных датчиков на результаты выполнения методики настройки алгоритма КЦ. Исследование показало принципиальную возможность решения поставленной задачи при различных характеристиках измерителей в составе инерциально-спутниковой навигационной системы БЛА-ВВП при реализации ГАМ.

Анализ полученных результатов реализации методики исследования качества определения координат требованиям, заложенным в информационный базис (таблица 5), показал, что синтезированный алгоритм КЦ обеспечивает качество определения координат в режимах полёта, приближенных к возможному сценарию применения БЛА-ВВП.

Также в главе приводятся результаты исследования свойств синтезированных алгоритмов в условиях воздействия преднамеренного уводящего искажения. Выявлены границы применимости синтезированного алгоритма КЦ в части минимального уровня искажения измерений АПНС, вызванного уводящем искажением. Минимальный уровень интенсивности воздействия уводящего искажения, при котором был сформирован признак отказа алгоритма КЦ составил 0.48 метра в секунду. При этом, максимальная величина отклонения определения местоположения от опорного значения составила 89,7 метра. При этом можно сделать предположение о том, что совершение маневров во время выполнения полёта может положительно сказаться на свойствах работы алгоритма КЦ БЛА-ВВП.

Обобщая полученные в этой главе результаты:

1. Применение методики настройки алгоритма КЦ БЛА-ВВП дало численные значения комбинации параметров алгоритмов обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений измерений псевдодальностей до НКА;

2. Оценка соответствия синтезированного алгоритма КЦ показала его соответствие требованиям, заложенным в информационный базис, в условиях, приближенных к возможному сценарию применения БЛА-ВВП;
3. Приводятся результаты исследования свойств синтезированных алгоритмов в условиях воздействия преднамеренного уводящего искажения. Минимальный уровень интенсивности воздействия уводящего искажения, при котором был сформирован признак отказа алгоритма КЦ составил 0.48 метра в секунду при отклонении определения местоположения от опорного значения в 89,7 метра.

Таким образом, результаты исследования подтверждают, что информационно-измерительная система, включающая методические, алгоритмические и программные средства обеспечения качества определения координат на основе инерциальных и спутниковых измерений, позволяет обеспечить существующие требования к точности определения координат 16 м при целостности на уровне $1-2 \cdot 10^{-7}$, со временем выдачи предупреждения до 6 с. Способ расчета статистических характеристик входных измерений алгоритма контроля целостности для рассмотренного в работе информационного базиса информационно-измерительной системы позволяет обнаруживать за 10 с наличие скачкообразных и медленно нарастающих искажений в измерениях псевдодальностей одновременно для всего рабочего созвездия аппаратуры спутниковой навигации при скорости нарастания искажений от 2,5 м/с и более. Алгоритм контроля целостности определения координат беспилотного летательного аппарата для рассмотренного в работе информационного базиса информационно-измерительной системы позволяет обнаруживать и оценивать величину искажений в измерениях псевдодальностей, приводящих к скорости нарастания погрешности определения координат от 0,48 м/с и более.

Приведенные в главе 5 результаты исследований и их анализ позволяют сделать вывод, что рассмотренная в диссертационной работе методика исследования качества определения координат для беспилотных летательных аппаратов при реализации городской аэромобильности позволяет оценить границы применимости разработанных алгоритмов контроля целостности координат для существующих и перспективных требований, в том числе для преднамеренного искажения измерений псевдодальностей до всех навигационных космических аппаратов рабочего созвездия глобальных навигационных спутниковых систем.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе рассматривается информационно-измерительная система обеспечения качества определения координат для БЛА при реализации городской аэромобильности. Приводится структура и процедуры работы такой ИИС. ИИС включает в себя комплекс методических, алгоритмических и программных средств обеспечения существующих и перспективных требований к точности и целостности определения координат БЛА. Структура и процедура работы ИИС включает в себя последовательность этапов подготовки информационного базиса, синтеза модификации алгоритма КЦ, настройки алгоритма КЦ под информационный базис и исследования синтезированного алгоритма КЦ для оценки соответствия качества определения координат существующим и перспективным требованиям, заложенным в информационный базис. В работе приводится анализ результатов исследования качества определения координат для БЛА-ВВП при реализации ГАМ.

Итогами выполнения этой работы стали следующие результаты:

1. Описаны обобщённые характеристики и этапы полёта, требования к точности и целостности определения БЛА-ВВП и представление искажений измерений АПСН.
2. Для алгоритмов обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений измерений АПСН разработаны:
 - методики формирования входных измерений алгоритмов обнаружения на основе измерений псевдодальностей до НКА рабочего созвездия, с учетом динамики БЛА-ВВП и стохастические модели представления областей неопределённости этих измерений.
 - критерии и правила обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений в измерениях псевдодальностей на основе проверки гипотез об отсутствии в измерениях псевдодальностей искажений, приводящих к невозможности обеспечения качества определения координат. и методика расчета порогов для них. При этом в критериях учитывается информация о составе бортового оборудования, динамике полёта БЛА-ВВП, требованиях к точности и целостности навигационного решения, предъявляемые к текущему режиму полета БЛА-ВВП.
3. С применением предложенной процедуры работы ИИС синтезированы алгоритмы КЦ инерциально-спутникового навигационного решения БЛА-ВВП в рамках концепции ГАМ.
4. Предложены методики и разработано программно-математическое обеспечение настройки алгоритмов КЦ под требуемый информационный базис.
5. Предложены экспериментальные методики оценки соответствия разработанных алгоритмов КЦ инерциально-спутникового навигационного решения для БЛА-ВВП

требованиям, установленным в информационном базисе, что подтверждает четвертое положение, выносимое на защиту.

6. По результатам обработки информации, полученной при решении задачи настройки алгоритмов КЦ выявлено, что для выбранного информационного базиса, комбинации параметров настройки алгоритма КЦ лежат в диапазоне (5,5, 8,5) для коэффициента усиления алгоритма обнаружения скачкообразного искажения и (40, 45) для размера выборки алгоритма обнаружения медленно нарастающего искажения. Для формирования априорной информации о законе распределения комбинаций параметров настройки алгоритма КЦ, синтезированных в рамках предложенной процедуры, приводится результат аппроксимации информации, полученной при использовании метода Монте-Карло.
7. Проведено исследование влияния характеристик инерциальной части инерциально-спутниковой навигационной системы на результаты настройки алгоритмов КЦ. Показано, что при снижении точностных характеристик ИНС до уровня микромеханических датчиков, алгоритм КЦ сохраняет работоспособность, но при этом не обеспечивается качество определения координат, заложенное в информационный базис. Также показан пример изменения информационного базиса для решения задачи настройки синтезированного алгоритма КЦ под менее жесткие требования к точности и целостности определения координат при наличии скачкообразных и медленно нарастающих искажений, профиль и интенсивность которых соответствует требованиям нормативных документов гражданской авиации.
8. Проведено исследование свойств синтезированного алгоритма КЦ в условиях воздействия уводящего искажения. Показана принципиальная работоспособность синтезированного, в рамках предложенной процедуры, алгоритма КЦ при таком виде искажения и определены границы его применимости при выбранном информационном базисе.

Анализ результатов имитационного моделирования, приведенный в главе 5, подтвердил выносимые на защиту научные положения:

- информационно-измерительная система, включающая методические, алгоритмические и программные средства обеспечения качества определения координат на основе инерциальных и спутниковых измерений, позволяет обеспечить существующие требования к точности определения координат 16 м при целостности на уровне $1-2 \cdot 10^{-7}$, со временем выдачи предупреждения до 6 с;

- способ расчета статистических характеристик входных измерений алгоритма контроля целостности для рассмотренного в работе информационного базиса информационно-измерительной системы позволяет обнаруживать за 10 с наличие скачкообразных и медленно

нарастающих искажений в измерениях псевдодальностей одновременно для всего рабочего созвездия аппаратуры спутниковой навигации при скорости нарастания искажений от 2,5 м/с и более;

- алгоритм контроля целостности определения координат беспилотного летательного аппарата для рассмотренного в работе информационного базиса информационно-измерительной системы позволяет обнаруживать и оценивать величину искажений в измерениях псевдодальностей, приводящих к скорости нарастания погрешности определения координат от 0,48 м/с и более;

- методика исследования качества определения координат для беспилотных летательных аппаратов при реализации городской аэромобильности позволяет оценить границы применимости разработанных алгоритмов контроля целостности координат для существующих и перспективных требований, в том числе для преднамеренного искажения измерений псевдодальностей до всех навигационных космических аппаратов рабочего созвездия глобальных навигационных спутниковых систем.

В процессе выполнения диссертационной работы получены результаты, обладающие научной новизной:

- разработана стохастическая модель представления областей неопределенности входных измерений для предложенного способа формирования входных измерений алгоритма контроля целостности координат на основе учета разностей измерений псевдодальностей аппаратуры спутниковой навигации и их прогнозов по показаниям инерциальной навигационной системы;

- разработаны критерии и правила обнаружения скачкообразных и медленно нарастающих искажений в измерениях псевдодальностей для разработанного алгоритма контроля целостности координат на основе проверки гипотез об отсутствии в измерениях псевдодальностей искажений, приводящих к невозможности обеспечения качества определения координат;

- разработана методика исследования качества определения координат для беспилотных летательных аппаратов при реализации городской аэромобильности, в том числе, для случая наличия естественных и искусственных искажений в измерениях псевдодальностей до нескольких или всех навигационных космических аппаратов рабочего созвездия глобальных навигационных спутниковых систем.

На основании полученных результатов можно сделать вывод что в диссертационной работе решены все поставленные научно-практические задачи и в рамках предложенного информационного базиса достигнута цель работы, а именно обеспечение качества определения координат беспилотного летательного аппарата при реализации городской аэромобильности с использованием информационно-измерительной системы, включающей методические,

алгоритмические и программные средства обеспечения существующих и перспективных требований к точности и целостности определения координат на основе инерциальных и спутниковых измерений.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

АПСН	–	Аппаратура спутниковой навигации
ГА	–	Городская аэромобильность
ГЛОНАСС	–	Глобальная навигационная спутниковая система
ГНСС	–	Глобальная навигационная спутниковая система
ИИУС	–	Информационно-измерительная и управляющая система
ИНС	–	Инерциальная навигационная система
НКА	–	Навигационный космический аппарат
ППМ	–	Промежуточный пункт маршрута
СК	–	Система координат
APV	–	Approach with vertical guidance
DME	–	Distance Measuring Equipment
GPS	–	Global Position System
HAL	–	Горизонтальный предел предупреждения
ICAO	–	International Civil Aviation Organization
MASP	–	Minimum Aviation System Performance Standards
MOPS	–	Minimum Operational Performance Standards
RNAV	–	Area Navigation
RNP	–	Required Navigation Perform
RTCA	–	Radio Technical Commission for Aeronautics
SID	–	Standard itinerary departure
STAR	–	Standard arrival route
VAL	–	Вертикальный предел предупреждения

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. UAM AIRSPACE RESEARCH ROADMAP REV 1,2 [Электронный ресурс] // nari.arc.nasa.gov: СМИ, 2022. <https://nari.arc.nasa.gov/uam-research-roadmap> (дата обращения 11.07,2022)
2. АССАМБЛЕЯ — 40-я сессия Международной организация гражданской авиации (ИКАО) Пункт 26 повестки дня. Другие вопросы политики высокого уровня, подлежащие рассмотрению Исполнительным комитетом «ГОРОДСКАЯ АЭРОМОБИЛЬНОСТЬ» А40-WP/292 EX/122 27/7/19.
3. Воздушный кодекс Российской Федерации от 19.03,1997 N 60-ФЗ (ред. от 29,12,2022)
4. Федеральные правила использования воздушного пространства Российской Федерации (утв. постановлением Правительства РФ от 11 марта 2010 г. N 138) С изменениями и дополнениями от: 5, 27 сентября 2011 г., 19 июля 2012 г., 8 июля, 4 августа 2015 г., 18 февраля, 12 июля 2016 г., 14 февраля, 2 декабря 2017 г., 30 января, 13 июня 2018 г., 3 февраля, 2 декабря 2020 г.
5. Липлявкин, Р. И. Тенденции развития беспилотных летательных аппаратов, беспилотных авиационных систем и комплексов в зарубежных странах / Р. И. Липлявкин, О. А. Козлов // ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ и ПРИКЛАДНЫЕ исследования в НАУКЕ и ОБРАЗОВАНИИ : сборник статей Международной научно-практической конференции, Казань, 10 сентября 2021 года. — Уфа: Общество с ограниченной ответственностью "Аэтерна", 2021. — С. 29-33. — EDN OLWXML.
6. Part 23 — Small Airplane Certification Process Study. Recommendations For General Aviation For The Next 20 Years [Электронный ресурс] // [faa.gov](https://www.faa.gov): СМИ https://www.faa.gov/sites/faa.gov/files/about/office_org/headquarters_offices/avs/CPS_Part_23.pdf (дата обращения 27.01,2022).
7. "It's official: Joby Aviation acquires Uber Elevate, including \$75 million in new funding". [Электронный ресурс] // [eVTOL.com](https://evtol.com). СМИ, <https://evtol.com/news/joby-aviation->

acquires-uber-elevate-75-million-new-funding/ (дата обращения 11.07,2022).

8. Review of designs and flight control techniques of hybrid and convertible VTOL UAVs / Guillaume J.J. Ducard, Mike Allenspach // Aerospace Science and Technology, Volume 118, 2021, 107035, ISSN 1270-9638, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.107035>.
9. After Alphabet's 'Wing', Amazon's 'Prime Air' gets US approval to deliver items through drones [Электронный ресурс] // economictimes.indiatimes.com СМИ. <https://economictimes.indiatimes.com/magazines/panache/after-alphabets-wing-amazons-prime-air-gets-us-approval-to-deliver-items-throughdrones/articleshow/77863361.cms> (дата обращения 27.01,2022).
10. EASA Releases Next Piece of Regulatory Guidance for Electric Air Taxis [Электронный ресурс] // [aviationtoday.com](https://www.aviationtoday.com), СМИ. <https://www.aviationtoday.com/2020/05/26/easa-releases-next-piece-regulatory-guidance-electric-air-taxis/> (дата обращения 27.01,2022).
11. Постановление Правительства РФ от 05.09,2011 N 743 (ред. от 02,12,2017) "О внесении изменений в Федеральные правила использования воздушного пространства Российской Федерации"
12. Приказ Минтранса России от 05.04,2017 N 136 "Об утверждении типов требуемых навигационных характеристик для маршрутов зональной навигации" (Зарегистрировано в Минюсте России 26.04,2017 N 46504)
13. RTCA/DO-229 Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Wide Area Augmentation System Airborne Equipment. // RTCA, Inc, 1828 L Street NW, Suite 805 Washington, DC 20036, USA
14. Квалификационные требования КТ-34-01 «Бортовое оборудование спутниковой навигации» (4-я редакция), утверждены Межгосударственным авиационным комитетом 23 марта 2011 г.
15. ГОСТР 52928- 2010 СИСТЕМА СПУТНИКОВАЯ НАВИГАЦИОННАЯ ГЛОБАЛЬНАЯ Термины и определения : дата введения 9 ноября 2010. — Москва :

Стандартинформ, 2011. — 16 с.

16. РУКОВОДСТВО ПО ТРЕБУЕМЫМ НАВИГАЦИОННЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ (RNP) / Международная организация гражданской авиации ; . — Doc 9613-AN/937. — Квебек, Канада : ИКАО, 1994. — 46 с.
17. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС, Интерфейсный контрольный документ, Навигационный сигнал в диапазонах L1, L2 (редакция 5,1), Москва, 2008 г.
18. Квалификационные требования «Бортовое оборудование спутниковой навигации» (КТ-34-01), 3 редакция, введены в действие 22,11,2005г.
19. 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. — EDN ZVQSER.
20. Демьянов, В. В. Космическая погода: факторы риска для глобальных навигационных спутниковых систем / В. В. Демьянов, Ю. В. Ясюкевич // Солнечно-земная физика. — 2021. — Т. 7. — № 2. — С. 30-52. — DOI 10.12737/szf-72202104. — EDN MDYWKR.
21. 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. — EDN ZVQSER.
22. Куприянов, А. О. Методика численного определения влияния многолучёвости на кодовые и фазовые измерения по сигналам ГНСС / А. О. Куприянов, Д. А. Морозов, А. Ю. Перминов // Известия высших учебных заведений. Геодезия и аэрофотосъемка. — 2020. — Т. 64, № 4. — С. 391-398. — DOI 10.30533/0536-101X-2020-64-4-391-398. — EDN RWERKA.
23. Х. К Дао, Д. Д. Ступин, Р. А. Шевченко, Принципы обнаружения преднамеренных

помех, воздействующую на аппаратуру потребителей спутниковых радионавигационных систем. Журнал радиоэлектроники, ISSN 1684-1719, N5, 2019 DOI 10.30898/1684-1719,2019,5.14.

24. Помыкаев И.И., Селезнев В.П., Дмитроченко Л.А. Навигационные приборы и системы: учеб. пособие для вузов. Под. ред. И.И. Помыкаева. — М.: Машиностроение, 1983.
25. Sun, Y.; Chen, F.; Lu, Z.; Wang, F. Anti-Jamming Method and Implementation for GNSS Receiver Based on Array Antenna Rotation. *Remote Sens.* 2022, 14, 4774. <https://doi.org/10.3390/rs14194774>
26. Lu, Z.; Chen, F.; Xie, Y.; Sun, Y.; Cai, H. High Precision Pseudo-Range Measurement in GNSS Anti-Jamming Antenna Array Processing. *Electronics* 2020, 9, 412. <https://doi.org/10.3390/electronics9030412>
27. Lorenzo, David. (2007). Navigation Accuracy and Interference Rejection for GPS Adaptive Antenna Arrays. // [Электронный ресурс]. // [researchgate.net](https://www.researchgate.net/publication/241485447_Navigation_Accuracy_and_Interference_Rejection_for_GPS_Adaptive_Antenna_Arrays) Электронная библиотека — Режим доступа: https://www.researchgate.net/publication/241485447_Navigation_Accuracy_and_Interference_Rejection_for_GPS_Adaptive_Antenna_Arrays— (дата обращения 24.04,2023).
28. Andria Bilich*, Penina Axelrad and Kristine M. Larson Scientific Utility of the Signal-to-Noise Ratio (SNR) Reported by Geodetic GPS Receivers University of Colorado, Dept. of Aerospace Engineering Sciences
29. Anne-Christine Escher, Christophe Macabiau, Nicolas Martin, Benoit Roturier, Vincent Vogel, “GNSS/IRS hybridization: fault detection and isolation of more than one range failure”, ION GPS 2002.
30. Anne-Christine Escher, Christophe Macabiau, Benoit Roturier, Nicolas Martin. GPS/IRS hybridization: definition of exclusion radius using solution separation method. IFIS 2002, 12th International Flight Inspection Symposium, 2002, Roma, Italy. hal-01021708
31. ICD-GPS-200J (2018) NAVSTAR GPS Space Segment/ Navigation User Segment

Interfaces.

32. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС, Интерфейсный контрольный документ, Навигационный сигнал в диапазонах L1, L2 (редакция 5,1), Москва, 2008 г.
33. Meguro, J., et al., "GPS Multipath Mitigation for Urban Area Using Omnidirectional Infrared Camera," IEEE Transactions on Intelligent Transportation Systems, Vol. 10, No. 1, 2009, pp. 22-30.
34. Je Young Lee, Hee Sung Kim, Kwang Ho Choi, Joonhoo Lim, Sebum Chun, Hyung Keun Lee, "A Study of Adaptive Fault Detection Method for GNSS Applications", World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Electrical, Computer, Energetic, Electronic and Communication Engineering Vol:8, No:12, 2014
35. Minimum operational performance standards for airborne supplementak navigation equipment using global positing system (GPS) // RTCA, July 12, 1991
36. RTCA/DO-316 Minimum operational performance standards for global positioning system/aircraft-based augmentation system airborne equipment // RTCA, Inc. 1828 L Street, NW, Suite 805 Washington, DC 20036, USA, April 14, 2009
37. RTCA/DO-368 Minimum Operational Performance Standards for GPS/GLONASS (FDMA + antenna) L1-only Airborne Equipment. // RTCA, Inc. 1150 18th Street NW, Suite 910 Washington, DC 20036 USA
38. User-Level Reliability and Quality Monitoring in Satellite-Based Personal Navigation — Scientific Figure on ResearchGate. Available from: https://www.researchgate.net/figure/FDE-by-the-Danish-Method_fig23_242381097 [дата обращения 30 Nov, 2022]
39. Sun, Y. Autonomous Integrity Monitoring for Relative Navigation of Multiple Unmanned Aerial Vehicles. Remote Sens. 2021, 13, 1483. <https://doi.org/10.3390/rs13081483>

40. Чехов, Е. Л. Подход к построению алгоритма контроля целостности навигационного обеспечения воздушного судна / Е. Л. Чехов, Л. А. Колганов, П. В. Мигик // Навигация и управление движением : Материалы XX конференции молодых ученых с международным участием, Санкт-Петербург, 20–23 марта 2018 года / Научный редактор О.А. Степанов. Под общей редакцией В.Г. Пешехонова. — Санкт-Петербург: "Концерн "Центральный научно-исследовательский институт "Электроприбор", 2018. — С. 361-363. — EDN LZQLGP.
41. Колганов Л.А., Антонов Д.А., Лельков К.С., Рябинкин М.С. Подход к синтезу алгоритмов контроля целостности инерциально-спутникового навигационного решения для беспилотных летательных аппаратов вертикального взлета и посадки // Приборы. — 2023. — №12. — С. 39-46.
42. Савкин, А. В. Исследование характеристик разработанного алгоритма контроля целостности ГНСС при постановке искусственных уводящих помех / А. В. Савкин, Л. А. Колганов, Е. Л. Чехов // Молодёжь и будущее авиации и космонавтики : Сборник аннотаций конкурсных работ XIII Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс научно-технических работ и проектов в области авиационной и ракетно-космической техники и технологий, Москва, 22–26 ноября 2021 года. — Москва: Издательство "Перо", 2021. — С. 91-92. — EDN XOWXPI.
43. International Civil Aviation Organization Cir 328 AN/190 Unmanned Aircraft Systems (UAS)
44. Operational services and environmentak definition (OSED) for unmanned aircraft systems (UAS) // RTCA, Inc. 1828 L Street, NW, Suite 805 Washington, DC 20036, USA
45. RTCA/DO-236A Minimum Aviation System Performance Standards: Required Navigation Performance for Area Navigation // RTCA DO-236B, prepared by SC-181 Supersedes DO-236A, RTCA, Inc., October 28, 2003
46. ICAO Doc 9613, Performance-based Navigation (PBN) Manual // Order Number: 9613 /ISBN 978-92-9231-198-8

47. А.Л. Аникин, Б.И. Резник, Ф.В. Евстигнеев, Д.В. Карнаухов, Е.Е. Мейлихов Анализ требований к технологиям интеграции беспилотных навигационных систем в воздушное пространство Российской Федерации. Предложения по их совершенствованию // Автономная некоммерческая организация «Аналитический центр «АЭРОНЕТ» (АНО «ЦЕНТР «АЭРОНЕТ»)/ Москва 2019
48. Исследование влияния возмущающих факторов на свойства комплексной навигационной системы беспилотного летательного аппарата / Л. А. Колганов, А. А. Аверина, А. А. Гаврилюк [и др.] // Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации : тезисы докладов XXXI Международной научно-технической конференции, Алушта, 14–20 сентября 2022 года / Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). — Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2022. — С. 132-133. — EDN WVFSED.
49. Navigation and motion control systems of the autonomous underwater vehicle / D. Antonov, L. Kolganov, A. Savkin [et al.] // Eureka: Physics and Engineering. — 2020. — No. 4. — P. 38-50. — DOI 10.21303/2461-4262,2020.001361. — EDN RGTFMV.
50. Савкин А.В., Колганов Л.А., Антонов Д.А., Рябинкин М.С., Нгуен Н.М. Комбинированный способ решения навигационной задачи с применением системы технического зрения // Приборы. — 2023. — №10. — С. 19-30.
51. Method for autonomous navigation based on integrated inertial and opto-electronic measurements / A. Savkin, D. Antonov, E. Chekhov, L. Kolganov // 28th Saint Petersburg International Conference on Integrated Navigation Systems, ICINS 2021 : 28, Saint Petersburg, 31 мая — 02 2021 года. — Saint Petersburg, 2021. — P. 9470426. — EDN MPXAFL.
52. Колганов, Л. А. Калибровка модуля небесного поляриметра в составе инерциально-спутниковой навигационной системы / Л. А. Колганов, Е. Л. Чехов // Навигация и управление движением : материалы XXIII конференции молодых ученых «Навигация и управление движением» с международным участием, Санкт-Петербург, 16–19 марта 2021 года / ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Международная

общественная организация «Академия навигации и управления движением». — Санкт-Петербург: "Концерн "Центральный научно-исследовательский институт "Электроприбор", 2021. — С. 135-136. — EDN ZFZIIО.

53. Колганов Л.А. Исследование влияния типа источника питания на работу вог с использованием метода вариации Аллана // Гагаринские чтения — 2018 Сборник тезисов докладов XLIV Международной молодёжной научной конференции. Том 2. 2018. — Москва-Байконур-Ахтубинск: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) (Москва), 17–20 апреля 2018 года. — С. 22-23.
54. IEEE 1780-2022 Standard for Specifying Inertial Measurement Units (IMUs) // IEEE Stanadts Association URL: <https://standards.ieee.org/ieee/1780/5700/> (дата обращения: 04.03,2024)
55. Classification of GNSS interference // UNITED NATIONS Office for Outer Space Affairs URL: Zhouyi, Xiong Wen, Zhen Weimin (дата обращения: 04.03,2024).
56. Г.И. Емельянцеv, А.П. Степанов; под. ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации. — СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016, с 140 — 163.
57. Х. К Дао, Д. Д. Ступин, Р. А. Шевченко, Принципы обнаружения преднамеренных помех, воздействующую на аппаратуру потребителей спутниковых радионавигационных систем. Журнал радиоэлектроники, ISSN 1684-1719, N5, 2019 DOI 10.30898/1684-1719,2019,5.14.
58. UAV navigation using opto-electronic and inertial means in GNSS-denied environment / A. Savkin, D. Antonov, L. Kolganov [et al.] // Journal of Physics: Conference Series : 19, Moscow, 23–27 ноября 2020 года. — Moscow, 2021. — P. 012051. — DOI 10.1088/1742-6596/1925/1/012051. — EDN LDPWJD.
59. Cristodaro, Calogero, Falco, Gianluca, Ruotsalainen, Laura, Dovis, Fabio, "On the Use of an Ultra-Tight Integration for Robust Navigation in Jammed Scenarios," Proceedings of the

32nd International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2019), Miami, Florida, September 2019, pp. 2991-3004.

60. Caparra, Gianluca, Ceccato, Silvia, Formaggio, Francesco, Laurenti, Nicola, Tomasin, Stefano, "Low Power Selective Denial of Service Attacks Against GNSS," Proceedings of the 31st International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2018), Miami, Florida, September 2018, pp. 3028-3041.
61. Жуковский А.П., Расторгуев В.В. Комплексные радиосистемы навигации и управления самолетов: учеб. пособие. — М.: Изд-во МАИ, 1998.
62. Антонов Д.А. Бортовой навигационный комплекс повышенной помехозащищённости с переменной структурой для БПЛА. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук.
63. К. Леондес. Фильтрация и стохастическое управление в динамических системах. — М.: Издательство «Мир», 1980.
64. Алгоритм контроля целостности навигационного решения на основе инерциальных и спутниковых измерений / Л. А. Колганов, А. В. Савкин, Д. А. Антонов [и др.] // Приборы. — 2023. — № 5(275). — С. 39-45. — EDN IJDHEU.
65. C. Call, M. Ibis, J. McDonald and K. Vanderwerf, "Performance of Honeywell's Inertial/GPS Hybrid (HIGH) for RNP Operations," 2006 IEEE/ION Position, Location, And Navigation Symposium, Coronado, CA, USA, 2006, pp. 244-, doi: 10.1109/PLANS.2006.1650610.
66. Ривкин С.С. Метод оптимальной фильтрации Калмана и его применение в инерциальных навигационных системах. Ч. 1,2. — Л.: Судостроение, 1973.
67. Королюк В. С., Портенко Н. И., Скороход А. В., Турбин А. Ф. Справочник по теории вероятностей и математической статистике. — М.: Наука, 1985. — 640 с.
68. ФЕДЕРАЛЬНЫЙ ЗАКОН «Об обеспечении единства измерений» (с изменениями на 11 июня 2021 года года) (редакция, действующая с 28 декабря 2021 года)

69. ICAO. Annex 10 to ICAO Convention. Aeronautical Communications. Volume VI. Communication Systems and Procedures relating to Remotely Piloted Aircraft Systems C2 Link. DRAFT
70. Mark Ahlbrecht, Gary Wolanin, Kevin Vanderwerf, Jim McDonald, Mike Ibis, Curt Call, High Integrity Positioning: Lessons from the Aviation Industry // DYNAMIC POSITIONING CONFERENCE October 12-13, 2010
71. Magnetometer calibration using genetic algorithms / E. L. Chekhov, D. A. Antonov, L. A. Kolganov, A. V. Savkin // TEM Journal. — 2020. — Vol. 9, No. 3. — P. 907-914. — DOI 10.18421/TEM93-10. — EDN ZAWFOW.
72. «ПАРАМЕТРЫ ЗЕМЛИ 1990 ГОДА» (ПЗ-90.11) Специализированный справочник // военно-топографическое управление генерального штаба вооруженных сил Российской Федерации, Москва — 2020 г.
73. ГОСТ 20058-80 ДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В АТМОСФЕРЕ : дата введения 01.07,1981. — Москва : Издательство стандартов, 1980. — 54 с.
74. The MathWorks Curve Fitting Toolbox For Use with MATLAB User's Guide Version 1. — 1,1.2 (Release 14SP1) изд. — October 2024
75. Черноморский, А. И. Микромеханическая курсоверткаль одноосного колёсного модуля / А. И. Черноморский, В. Н. Максимов, В. Е. Плеханов // Вестник Московского авиационного института. — 2011. — Т. 18, № 3. — С. 170. — EDN NUVMWB.
76. Грешилов А. А., Стакун В. А., Стакун А. А. Математические методы построения прогнозов. — М.: Радио и связь, 1997. — 112 с. — ISBN 5-256-01352-1.
77. Jafarnia-Jahromi, Ali & Broumandan, Ali & Nielsen, J. & Lachapelle, Gérard. (2012). GPS Vulnerability to Spoofing Threats and a Review of Antispoofing Techniques. International Journal of Navigation and Observation. 2012. 10.1155/2012/127072.

78. Groves, P. D. and Z. Jiang, "Height Aiding, C/N₀ Weighting and Consistency Checking for GNSS NLOS and Multipath Mitigation in Urban Areas", *Journal of Navigation*, Vol. 66, No. 5, 2013, pp. 653-659.
79. P. D. Groves, Z. Jiang, M. Rudi and P. Strode "A Portfolio Approach to NLOS and Multipath Mitigation in Dense Urban Areas", *Proc. ION GNSS+ 2013*, pp. 3231 — 3247.
80. Bahrami, M., and M. Ziebart, "Instantaneous Doppler-Aided RTK Positioning with Single-Frequency Receivers," *Proc. IEEE/ION PLANS 2010*, Indian Wells, CA, May 2010, pp. 70-78.
81. De Wilde, Wim, Sleewaegen, Jean-Marie, Bougard, Bruno, Cuypers, Gert, Popugaev, Alexander, Landmann, Markus, Schirmer, Christopher, Roca, Daniel Egea, López-Salcedo, José A., Granados, Gonzalo Seco, "Authentication by Polarization: A Powerful Anti-Spoofing Method," *Proceedings of the 31st International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2018)*, Miami, Florida, September 2018, pp. 3643-3658.
82. Lo, Sherman, Chen, Yu Hsuan, Jain, Hridayangam, Enge, Per, "Robust GNSS Spoof Detection using Direction of Arrival: Methods and Practice," *Proceedings of the 31st International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2018)*, Miami, Florida, September 2018, pp. 2891-2906.
83. Marcos, E. Pérez, Konovaltsev, A., Caizzone, S., Cuntz, M., Yinusa, K., Elmarissi, W., Meurer, M., "Interference and Spoofing Detection for GNSS Maritime Applications using Direction of Arrival and Conformal Antenna Array," *Proceedings of the 31st International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation (ION GNSS+ 2018)*, Miami, Florida, September 2018, pp. 2907-2922.
84. Marais, J., M. Berbineau, and M. Heddebaut, "Land Mobile GNSS Availability and Multipath evaluation Tool," *IEEE Transactions on Vehicular Technology*, Vol. 54, No. 5, 2005, pp. 1697-1704.
85. Jiang, Z., P. Groves, W. Y. Ochieng, S. Feng, C. D. Milner, and P. G. Mattos, "Multi-

Constellation GNSS Multipath Mitigation Using Consistency Checking,” Proc. ION GNSS 2011, pp. 3889 — 3902.

86. Г. И. Емельянец, А. П. Степанов, Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации, Под общей ред. акад. РАН В.Г. Пешехонова — Спб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016
87. Christophe Charbonnieras; Jonathan Israel ; Lionel Ries, A New GNSS Integrity Monitoring Based on Channels Joint Characterization, 2016 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium (PLANS), pages 422-430.
88. К.К. Вермеенко, Д.А. Антонов, Обнаружение сбоя спутниковых навигационных систем в интегрированной навигационной системе, XXIII Санкт-Петербургская международная конференция по интегрированным навигационным системам, с. 497, 2016.
89. J. T. Cheung and G. Stephanopoulos, “Representation of process trends-Part I. A formal representation framework,” *Computers and Chemical Engineering*, vol. 14 no. 4/5, pp. 495–510, 1990.
90. J. Wong, K. McDonald, and A. Palazoglu, “Classification of process trends based on fuzzified symbolic representation and hidden Markov models,” *Journal of Process Control*, vol. 8, no. 5, pp. 395–408, 1998
91. B. R. Bakshi and G. Stephanopoulos, “Representation of process trends—III. Multi-scale extraction of trends from process data,” *Computers and Chemical Engineering*, vol. 18, no. 4, pp. 267–302, 1994.
92. M. R. Maurya, R. Rengaswamy, and V. Venkatasubramanian, “Fault diagnosis using dynamic trend analysis: A review and recent developments,” *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, vol. 20, no. 2, pp. 133–146, 2007.
93. S. Dash, R. Rengaswamy, and V. Venkatasubramanian, “Fuzzy-logic based trend classification for fault diagnosis of chemical processes,” *Computers and Chemical*

Engineering, vol. 27, no. 3, pp. 347–362, 2003.

94. Вейвлет-преобразование. Глава 4. Обработка и анализ данных. [Электронный ресурс]. // gwyddion.net Электронная библиотека — Режим доступа: <http://gwyddion.net/documentation/user-guide-ru/wavelet-transform.html> — (дата обращения 18,11,2022).
95. Mathieu Joerger ; Boris Pervan, “Solution separation and Chi-Squared ARAIM for fault detection and exclusion”, 2014 IEEE/ION Position, Location and Navigation Symposium — PLANS 2014 pp. 294 — 307 DOI:10.1109/PLANS.2014.6851388.
96. A. Angrisano, C. Gioia, S. Gaglione, and G. del Core, “GNSS Reliability Testing in Signal-Degraded Scenario”, *International Journal of Navigation and Observation*, 2013
97. ВЕБ-ресурс компании «Hoversurf» // [Электронный ресурс] hoversurf.com Рекламный ресурс, URL: <https://www.hoversurf.com/> — дата обращения (18,12,2022).
98. Постановление Правительства РФ от 23,10.1993 N 1090 (ред. от 31,12,2020) "О Правилах дорожного движения" (вместе с "Основными положениями по допуску транспортных средств к эксплуатации и обязанности должностных лиц по обеспечению безопасности дорожного движения") (с изм. и доп., вступ. в силу с 01.01,2022)
99. Demonstrated the viability of a self-piloted, electric urban air mobility vehicle [Электронный ресурс] // airbus.com Ресурс производителя, URL: <https://acubed.airbus.com/projects/vahana/> (дата обращения 10.01,2023)
100. AIR TRAVEL REIMAGINED Electric air mobility has landed. Vertically. [Электронный ресурс] // archer.com, URL: <https://archer.com/Midnight> (дата обращения 10.01,2023)
101. Research suggests drones more efficient for last-mile deliveries [Электронный ресурс] // cmu.edu Электронная библиотека, URL: <https://engineering.cmu.edu/news-events/news/2022/09/16-last-mile-drones.html> (дата обращения 10.01,2023)

102. Ruifeng She, Yanfeng Ouyang, Efficiency of UAV-based last-mile delivery under congestion in low-altitude air, *Transportation Research Part C: Emerging Technologies*, Volume 122, 2021, 102878, ISSN 0968-090X, <https://doi.org/10.1016/j.trc.2020.102878>.
103. Dufour aerospace [Электронный ресурс] // dufour.aero Рекламный ресурс URL: <https://www.dufour.aero/> (дата обращения 10.01,2023)
104. Spright and Dufour Aerospace announce purchase for up to 140 Aero2 unmanned tilt-wing aircraft [Электронный ресурс] // dufour.aero, URL: Spright and Dufour Aerospace announce purchase for up to 140 Aero2 unmanned tilt-wing aircraft (дата обращения 10.01,2023)
105. EHang 216 [Электронный ресурс] // evtol.news СМИ, URL: <https://evtol.news/ehang-216/> (дата обращения 10.01,2023)
106. Passenger Transportation [Электронный ресурс] // ehang.com Рекламный ресурс URL: <https://www.ehang.com/ehangaav/> (дата обращения 14.01,2023)
107. E. Hang 216 (дрон) // TADVISER URL: <https://www.tadviser.ru/index.php/> (дата обращения: 14.02,2024).
108. EH216-S Passenger-Carrying UAV System Obtains Standard Airworthiness Certificate from CAAC and the Certified Aircraft Delivered to Customer in Guangzhou // E. Hang URL: <https://www.ehang.com/news/1021.html> (дата обращения: 19.03,2024)
109. EHang Unveils US\$410,000 Suggested Retail Price for EH216-S Pilotless Passenger-Carrying eVTOL Aircraft in Global Markets Outside China // EHang URL: <https://www.ehang.com/news/1049.html> (дата обращения: 19.03,2024).
110. Aergility Atlis Gen 3 (prototype) [Электронный ресурс] // evtol.news Рекламный ресурс URL: <https://evtol.news/aergility-atlis-gen-3> (дата обращения 22,11,2022)
111. Long-range autonomous delivery Straight to the point-of-need [Электронный ресурс] // aergility.com Рекламный ресурс URL: <https://www.aergility.com/> (дата обращения

22,11,2022)

112. GUIDELINES FOR APPROVAL OF THE PROVISION AND USE OF AIR TRAFFIC SERVICES SUPPORTED BY DATA COMMUNICATIONS // RTCA/DO-264 / RTCA, Incorporated 1140 Connecticut Avenue, NW, Suite 1020 Washington, DC 20036-4008 USA
113. Постановление Правительства РФ от 11.03,2010 N 138 (ред. от 02,12,2020) "Об утверждении Федеральных правил использования воздушного пространства Российской Федерации" (с изм. и доп., вступ. в силу с 09.06,2021)

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Методы и средства обеспечения требований к качеству определения координат аппаратуры спутниковой навигации

Приложение содержит обзор подходов к обнаружению и компенсации искажений в измерениях АПСН.

Антенная система. Для АПСН, использующих приёмные антенны ГНСС с неизменяемой диаграммой направленности можно привести два способа выявления уводящих искажений: анализ поляризации принятого сигнала [78] и анализ фазовых отношений сигналов, принятых малым количеством (от 2 шт.) близко размещенных антенн [79, 80]. В первом случае ключевым фактором является нехарактерное для реальных сигналов однообразие отношения уровней сигналов с правой (рабочей) и левой (“паразитной”) поляризациями, а во втором — согласованность набегов фазы несущей, связанной с излучением сигналов искажений одной близко (по сравнению с длиной трассы НКА-АПСН) размещенной антенны источника помех.

Аппаратные дополнения АПСН. В обособленную группу можно выделить методы, основанные на дополнении АПСН источниками информации для контроля точности и целостности выходной информации. Одним из перспективных подходов является применение зенитной камеры. Широкоугольный объектив с вертикальной оптической осью используется для получения изображения небосвода и преград сигналов НКА. По угловым координатам НКА рабочего созвездия, распознанным границам препятствий и ориентации камеры возможно исключить из решения сигналы закрытых препятствиями НКА [81, 82]. Метод представляется эффективным при его реализации на наземных или низколетящих низкодинамичных объектах.

Метод выбора НКА с использованием информации об отношении сигнал/шум. Метод [83] основывается на предположении о том, что низкое или аномально высокое отношение сигнал/шум может служить индикатором искажения сигнала НКА. Достоинством этого метода является простота использования. К недостаткам нужно отнести возможность исключения сигналов, затенённых корпусом БЛА-ВВП, или, наоборот, использование переотраженных сигналов, которые могут иметь схожую с мощностью прямых сигналов мощность. Этот метод может быть модифицирован за счёт обработки сигналов разной частоты от одного НКА [84], что является относительно надежным для статических приложений, но может быть использован только для многочастотных приемников.

Метод сглаживания измерений. Высокая пространственная вариация искажений сигналов НКА является основанием метода сглаживания кодовых измерений по измерениям фазы несущей [33, 34]. Достоинством такого подхода по сравнению с более распространёнными, основанными

на невязках псевдодальностей, заключается в наличии оценки шумов измерений, что позволяет строить уточнённую модель ошибок измерений. Этот подход не уменьшает влияния переотраженных сигналов. Таким образом, при разработке специализированных алгоритмов повышения точности определения координат БЛА-ВВП следует использовать всю совокупность измерений от НКА (кодовые и доплеровские), не только для сглаживания кодовых измерений, но также при формировании вектора измерения в едином оценителе.

Метод автономного контроля целостности измерений АПСН. Алгоритмы RAIM [35] функционируют на основе измерений АПСН. В основу алгоритмов RAIM заложено допущение о том, что в каждый момент времени может иметь место отказ только одного сигнала НКА. Для работы алгоритмов группы RAIM требуется выполнение условия информационной избыточности — наличия не менее пяти НКА в рабочем созвездии (для решения навигационной задачи требуется не менее четырёх НКА). Дополнительным необходимым условием возможности применения RAIM является соответствие геометрического фактора видимого спутникового созвездия требованиям к доступности RAIM-алгоритмов [85]. В настоящее время существует ряд RAIM-подобных методов и алгоритмов, отличающихся формированием критерия наличия искажения в измерениях АПСН [86, 87], например:

- обработка невязок по методу наименьших квадратов (Least Square Residual). В этом методе в качестве невязок, выступает разница между измеренными и расчетными величинами псевдодальностей, полученными на основе навигационного решения предыдущей эпохи измерений и модели динамики объекта;

- метод сравнения дальностей (Range Comparison Method), основанный на анализе разницы между измеренной псевдодальностью контролируемого НКА и ее расчетным значением, полученным благодаря навигационному решению полученному без использования сигнала исследуемого НКА;

- метод сравнения местонахождения (Position Comparison Method). В этом методе анализируются разности между навигационными решениями, использующими N-1 НКА рабочего созвездия;

- метод разделения решений (Maximum Solution Separation Method), основанный на разделении оценки положения, полученной по измерениям псевдодальностей до НКА и оценок максимальных отклонений навигационного решения, полученного по различным комбинациям четырех видимых спутников [87].

Следует отметить, что начальная концепция метода RAIM не подразумевает исключения отказавших элементов системы, таких как НКА ГНСС или бортовых систем. Вследствие этого был разработан ряд методов и алгоритмов FDE [88], общей особенностью которых по сравнению с RAIM являются более высокие требования к избыточности измерений. Их можно разделить на

две основные категории:

1. Анализ тенденций и Временной анализ, производимый сравнением статистики измерений состояния и выходов системы с заданными порогами. Одним из наиболее распространённых методов этой категории можно считать качественный анализ тенденций [89]. Представленный метод получил множество вариантов реализации, в том числе: нечеткое символическое представление тенденций [90], использование вейвлетов для извлечения тенденций [91], алгоритмы интерпретации и сопоставления тенденций [92], использование нечётко-грубого подобия к оценке сходства тенденций [93].

2. Частотный или смешанный частотно-временной анализ рядов состояния системы и ее выходных сигналов, измеряемых с помощью датчиков системы. Широкое распространение в рамках этой категории получили методы и алгоритмы, использующие дискретные преобразования Фурье и Вейвлет-преобразование. С использованием этих преобразований могут быть получены частотные и частотно-временные характеристики рядов данных. Следует отметить, что большое распространение получило Вейвлет-преобразование, которое в отличие от преобразования Фурье, использует функции, локализованные как в реальном, так и в Фурье-пространстве [94].

χ^2 - RAIM (chi^2 – RAIM) [95] основан на поиске невязок в паритетной плоскости при неизвестном законе распределения отказов. В рамках этого метода создаётся паритетная плоскость, состоящая из паритетных векторов. На основе принятой гипотезы рассчитываются линии отказов. Невязки измерений являются проекциями паритетного вектора на плоскости, ортогональные линиям отказов.

Контроль целостности с использованием каскада фильтров. Методы контроля целостности, использующие несколько фильтров — оценителей встречаются в отдельных вариантах алгоритмов FDE. В источниках [29, 30] приводится описание и исследование свойств модификации алгоритмов FDE, заключающейся в использовании нескольких (по числу НКА рабочего созвездия) фильтров для оценки параметров состояния системы. При этом вектор состояния системы включает в себя векторы оценок ошибок ориентации, скорости, местоположения, гироскопов, акселерометров и ошибки часов приемника.

Методы статистического тестирования. Группа методов [96], основанных на использовании комбинированных созвездий НКА с целью обеспечения целостности системы за счет измерительной избыточности. В рамках этих методов выделяются три схемы RAIM FDE: тест подмножества наблюдений («Observation Subset Testing» (OST)), прямой-обратный метод («Forward Backward Method» (FBM)), «Danish Method» (DM), основанные на комбинировании различных базовых статистических тестов. В частности, глобальный статистический тест используется для проверки непротиворечивости множества измерений. Если множество

измерений является несовместимым, то проводится локальный тест для обнаружения и исключения грубых ошибок. Представленные методы были дополнены предварительной проверкой геометрии видимых спутников, отсеивающей конфигурации спутников с неблагоприятным геометрическим фактором. Эффективность предложенных схем RAIM была проанализирована в сложной для приёма сигналов НКА обстановке. При этом под тестами понимается совокупность критериев оценки непротиворечивости измерений по непрямым признакам, например статистические характеристики навигационного решения.

Метод «OST». Метод основан на обнаружении несовместимых величин псевдодальностей и доплеровских измерений. Для их обнаружения проверяются все возможные комбинации измерений для нахождения подмножества, не включающего в себя ложные измерения. Для формирования навигационного решения используется только то подмножество измерений, которое проходит глобальный статистический тест. Если глобальный тест проходит несколько подмножеств, то выбирается набор измерений с минимальной статистической переменной и наибольшим числом измерений. Глобальный тест использует все доступные измерения, а локальный — выделенную группу измерений.

Метод «FBM». Этот метод включает в себя использование как глобальных, так и локальных тестов; он состоит из двух этапов. Первый этап алгоритма, «Forward», проводится с целью выявления и исключения ошибочных измерений. После предварительной проверки геометрического фактора НКА проводится глобальный тест с целью проверки совместности результатов измерений. Если набор измерений является несовместимым, проводится локальный тест для выявления и исключения ошибочных измерений. Этап «Forward» выполняется пока все ошибочные измерения не будут найдены. Второй этап «Backward» направлен на поиск ошибочно исключенных измерений. Полученные по результатам этих этапов измерения используются в навигационном решении.

Метод «DM» является итерационным переоценивающим алгоритмом наименьших квадратов. Этот метод используется для достижения совместности измерений путём варьирования априорного веса каждого измерения. Часто DM используется с целью минимизации влияния ошибок на вес измерений в методе наименьших квадратов. Этот метод предполагает использование глобального теста для проверки совместности измерений и локального теста для определения и переоценивания отказов. Если измерения являются несовместимыми, проводится глобальный и локальный тесты с целью снижения веса ложных измерений в случае отсутствия корреляции между измерениями. В результате такой проверки дисперсия предположительного ложного измерения экспоненциально увеличивается и, следовательно, вес этого измерения снижается.

Метод контроля целостности измерений АПСН на основе оптимальной фильтрации.

Реализующие метод RAIM алгоритмы КЦ имеют ряд достоинств, однако они основаны на обработке измерений АПСН. Это ограничение можно снять или существенно ослабить, если в целях контроля сигналов НКА использовать дополнительную полезную информацию от других подсистем ИИУС БЛА-ВВП. При этом представляется оправданным использование информации не только от отдельных подсистем, но и результатов комплексной обработки информации инерциально-спутниковой навигационной системой. Такой метод называется автономным бортовым контролем целостности (airborne autonomous integrity monitoring, AAIM). Особенностью этого метода можно считать использование большего, по сравнению с RAIM, объема полезной информации о полете БЛА-ВВП, что обеспечивает более точное формирование порогов принятия решения о наличии искажения в сигналах НКА.

ПРИЛОЖЕНИЕ Б

Обзор существующих образцов беспилотных летательных аппаратов вертикального взлёта и посадки

Концепция аэромобильности, в целом, и аэротакси, в частности, является сравнительно новой. В связи с этим, не существует устоявшихся классификации или стандартизированных описаний и прямых требований к режимам работы БЛА-ВВП. Однако, на текущий момент представлены несколько коммерческих демонстраторов технологий и предсерийных прототипов подобных аппаратов. Далее рассматриваются несколько таких аппаратов.

Howersurf

Howersurf [97] — одна из отечественных компаний, ведущих разработки в части создания доступных для широких масс летательных аппаратов вертикального взлёта и посадки. На текущий момент, компания представила несколько управляемых малогабаритных летательных аппаратов, готовых к предварительному заказу. На рисунке В.1 приведены концепт-арт и демонстратор технологий аэротакси Howersurf. На текущий момент лётные образцы являются пилотируемыми.



Рисунок В.1 — Аэротакси Howersurf. Слева — концепт-арт, справа — демонстратор технологий

Для представленного варианта БЛА-ВВП не приводятся технические характеристики, но из описания можно выделить некоторые типовые режимы и условия их применения:

- Городской полёт. Основной режим полёта, проходящий в зоне городской застройки. Маршрут прокладывается над проезжей частью автомобильных дорог [98]. Этому режиму характерны существенные эволюции по высоте;
- Плоский взлёт/заход на посадку. Заход на посадку отличается малым отношением вертикальной скорости к горизонтальной на начальном/конечном этапе полёта. Примером

сценария использования такого захода можно считать посылку на специальные площадки на крышах высотных зданий;

- Вертикальный взлёт/заход на посадку. Этот режим характерен для начала/окончания полёта в условиях, когда место взлёта/посадки находится в окружении строений, например, взлёт с наземных площадок.

Airbus Vahana Alpha Two и Vahana Beta

В настоящее время, компания Airbus ведёт активную разработку БЛА-ВВП, ставя перед собой задачу расширения области применения ГАМ. В рамках своих работ Airbus представила несколько демонстраторов технологий БЛА-ВВП, среди которых наиболее известен «Vahana Alpha Two» [99]. Этот демонстратор выполнил 138 полётов, проведя в воздухе, суммарно 13,41 часа. На текущий момент проект закрыт с целью освобождения ресурсов для следующей итерации разработки. На рисунке В.2 приводится фотография этого БЛА-ВВП в ангаре. Заявленные технические характеристики Airbus Vahana Alpha Two и перспективного Vahana Beta приведены в таблице В.1.



Рисунок В.2 — Демонстратор технологий Airbus Vahana Alpha Two

Таблица В.1 — Заявленные технические характеристики Airbus Vahana.

Параметр	Vahana Alpha Two	Vahana Beta
Пилотирование	Внешнее управление	Нет информации
Вместимость	Место для 1 пассажира, приборная панель в кабине	2 пассажира плюс ручная кладь
Крейсерская скорость	125 миль/ч (200 км/ч)	145 миль/ч (230 км/ч)
Дальность с запасом	30 миль (50 км)	60 м (100 км)
Крейсерская высота	5000 футов (1524 м)	10 000 футов (3048 м)
Пустой вес	1600 фунтов (726 кг)	Нет информации
Максимальная	200 фунтов (90 кг)	Нет информации

Продолжение таблицы Б.1

Параметр	Vahana Alpha Two	Vahana Beta
полезная нагрузка		
Максимальный взлетный вес	1800 фунтов (816 кг)	Нет информации
Пропеллеры	8 пропеллеров	8 пропеллеров
Электродвигатели	8 электродвигателей	8 электродвигателей
Мощность двигателя	8 x 60 л.с. (8 x 45 кВт)	Нет информации
Источник питания	Аккумуляторы	Аккумуляторы
Фюзеляж	Композит из углеродного волокна	Композит из углеродного волокна
Длина фюзеляжа	19,5 футов (5,86 м)	Нет информации
Общая высота	9,275 футов (2,81 м)	Нет информации
Размах крыла	20,6 футов (6,25 м)	Нет информации
Расстояние между законцовками	19,69 футов (6 м)	Нет информации
Крылья	Наклонное крыло типа «утка», каждое крыло может наклоняться независимо друг от друга.	Каркасные крылья
Шасси	Неподвижное ползковое шасси.	Фиксированное шасси с ползьями

Следует отметить, что объём информации о Airbus Vahana Beta, в открытом доступе, сильно ограничен, в связи тем, что разработка этой версии начата сравнительно недавно.

Анализируя [99] можно определить некоторые параметры «стандартной» траектории для БЛА-ВВП Airbus Vahana Beta. К ним относятся: вертикальные взлёт/посадка, плоский заход на посадку, возможность изменять высоту с малыми изменениями углов тангажа и крена.

Archer Maker (США)

Одним из лидеров в гонке по созданию БЛА-ВВП можно считать компанию Archer. Первоначально Archer заявляет о своём намерении сосредоточиться на замещении автомобилей. В долгосрочной перспективе, по словам Archer, компания расширит свое присутствие, разработав уникальную транспортную сеть воздушного такси [100]. Согласно Archer предоставляемой информации, компания получила заказ на 100 БЛА-ВВП для перевозки пассажиров из «Newark Airport (EWR)» в Нью-Йорк Сити. Одной из глобальных целей, компания ставит сделать стоимость городской воздушной мобильности доступной для широких масс. На рисунке В.3 приводится демонстратор технологий Archer Maker, а в таблице В.2 — характеристики демонстратора технологий.

Так же, опираясь на информацию с официального ресурса Archer, можно сделать вывод, что расчетное расстояние полёта БЛА-ВВП составляет, примерно, 15 км. Часть полёта проходит

в зоне, прилегающей к аэропорту и в зоне плотной городской застройки.



Рисунок В.3 — Демонстратор технологий Archer Maker

Таблица В.2 — Характеристики демонстратора технологий Archer Maker

Параметр	Archer Maker
Тип БЛА-ВВП	демонстратор технологий в масштабе 80%.
Вместимость	2 человека
Крейсерская скорость	150 миль/ч (241 км/ч)
Дальность	60 м (96 км)
Крейсерская высота	2000 футов (609 м)
Пропеллеры	12 винтов (6 наклонных винтов и 6 фиксированных винтов вертикального взлета и посадки. Каждый наклонный винт имеет 5 лопастей. Каждый винт только для вертикального взлета и посадки имеет 2 лопасти)
Электродвигатели	12
Звук	45 дБ при крейсерском полете на высоте 2000 футов (609 м) над уровнем моря (до 100 раз тише, чем у вертолетов на высоте 2000 футов)
Вес	3300 фунтов (1497 кг)
Окна	Панорамные окна для захватывающих видов
Крыло	Высокое крыло
Размах крыла	40 футов (12,2 м)
Хвост	V-образный хвост
Шасси	Фиксированное трехопорное колесное шасси.
Зона применения	Предназначен для работы вне существующих вертолетных площадок и аэропортов.

Подводя промежуточный итог, можно выявить важное сходство сценариев использования БЛА-ВВП, а именно транспортные услуги «последней мили». Этот термин больше распространен в сфере логистики и охватывает финальный этап доставки от последнего сортировочного центра до клиента [101, 102].

Dufour Aerospace [103] ориентирована на производство грузовых гибридных и электрических БЛА-ВВП. Они утверждают, что такие БЛА-ВВП позволяют осуществлять перевозки в любое место скоростью, в пять раз превышающей скорость автомобиля, сохраняя ту же стоимость за километр в гористой и сельской местности. Согласно прогнозу Dufour Aerospace их БЛА-ВВП могут выполнять более 80 процентов вертолетных операций. Согласно информации с официального сайта компании, на текущий момент заключен договор на поставку 40 БЛА-ВВП для служб неотложной медицинской помощи [104] На рисунке В.4 приводится фотография Dufour Aerospace Aero2, а в таблице В.3 — его характеристики.



Рисунок В.4 — Фотография Dufour Aerospace Aero2

Таблица В.3 — Технические характеристики Dufour Aerospace Aero2

Параметр	Dufour Aerospace Aero2
Тип БЛА-ВВП	Гибридно-электрический или полностью электрический грузовой дрон вертикального взлета и посадки.
Пилотирование	Дистанционное или автономное
Вместимость	только груз
Максимальная скорость	170 км/ч (92 узла)
Время полета	3 часа в гибридном исполнении (400 км (216 морских миль)), 1 час на электрическом исполнении
Максимальная полезная нагрузка	40 кг (88 фунтов) в стандартной конфигурации, 20 кг (44 фунта) в конфигурации большой дальности.
Максимальный взлетный вес	150 кг (331 фунт)
Пропеллеры	4 пропеллера
Электродвигатели	4 электродвигателя
Источник питания	Гибридно-электрический или полностью электрический

Продолжение таблицы Б.4

Параметр	Dufour Aerospace Aero2
Фюзеляж	Композит из углеродного волокна
Крылья	1 основное крыло с большим наклоном
Хвостовое оперение	1 обычное оперение с направленным вниз вертикальным стабилизатором

EHang 216 (Китай)

Еще один автономный летательный аппарат EHang 216 («AAV») был впервые анонсирован в феврале 2018 года. Пилотируемые и беспилотные летные испытания были проведены в Китае в 2017 году, а пилотируемые летные испытания прошли в апреле 2018 года [105, 106]. Компания-производитель этих аппаратов объявила о получении разрешения от Администрации гражданской авиации Китайской Народной Республики на коммерческую эксплуатацию беспилотного аэротакси [107]. По состоянию на июль 2018 года 216 совершил более 1000 пилотируемых полетов к июлю 2018 года и преодолел 8,8 км за один вылет.

БЛА-ВВП EHang имеют собственные бортовые операционные системы. Автопилот и система управления полетом собирают данные с акселерометров, гироскопов, магнитного компаса, барометров, визуальных датчиков, приемников ГНСС, радаров миллиметрового диапазона и т. д., используя эту информацию для принятия интеллектуальных навигационных решений.

На рисунке В.5 приводится фотография EHang-216, а в таблице В.4 — технические характеристики.



Рисунок В.5 — Внешний вид БЛА-ВВП EHang 216

Таблица В.4 — Технические характеристики БЛА-ВВП EHang-216

Параметр	EHang-216
Пилотирование	Автономное
Пассажиров	2
Крейсерская скорость	100 км/ч (62 мили в час)
Максимальная скорость	130 км/ч (81 миль/ч)
Максимальная высота	3000 м (9843 фута)
Дальность	35 км (22 мили)
Время полета	21 минута
Панель управления пассажира	экран 30,5 см (12 дюймов)
Полезная нагрузка	220 кг (485 фунтов)
Время перезарядки аккумулятора	120 минут
Пропеллеры	16
Электродвигатели	6
Шасси	Фиксированные полозья.

Согласно информации из открытых источников, БЛА-ВВП EHang EH216-S получил сертификат летной годности в 2023 году [108]. Также эта модель БЛА-ВВП поступила в открытую мировую продажу в 2024 году [109].

Aergility Atlas Gen 3

Автономный гибридно-электрический грузовой БЛА-ВВП Atlas Gen 3 [110, 111] разработки компании Aergility имеет один главный передний винт, один турбодвигатель, шесть стационарных роторов для вертикального взлета и посадки, шесть электродвигателей, одно основное высокорасположенное крыло, обычное хвостовое оперение и неубирающееся шасси вертолетного типа. Турбодвигатель вырабатывает электроэнергию для подзарядки аккумуляторов, используемых для питания авионики БЛА-ВВП и винтов вертикального взлета и посадки. В прямом полете подъемная сила обеспечивается небольшим кордовым высокопланом, а воздушный поток через винты обеспечивает дополнительную подъемную силу, как в автожире.

Назначением Aergility Atlas Gen 3 считается доставка гуманитарной, медицинской помощи в развивающихся странах, запасных частей морских нефтяных вышек и для военных нужд — там, где имеется ограниченная или некачественная инфраструктура.



Рисунок В.6 — фото полномасштабного прототипа Aergility Atlas Gen 3, вид спереди

Atlas Gen 3 — это первый полномасштабный прототип, и компания рассчитывает создать Atlas Gen 4 до того, как будет выпущена его окончательная серийная версия.

Таблица В.5 — технические характеристики Aergility Atlas Gen 3

Параметр	Aergility Atlas Gen 3
Тип БЛА-ВВП	Тяжелый автономный грузовой дрон eVTOL.
Пилотирование	Автономное
Вместимость	40 кубических футов грузового пространства с задней загрузкой и разгрузкой (96 дюймов X 28 дюймов X 26 дюймов)
Крейсерская скорость	100 миль/ч (161 км/ч)
Дальность	300-600 миль (482-965 км)
Время полета	до 4,5 часа
Пустой вес	900 фунтов (408 кг)
Максимальная полезная нагрузка	400–500 фунтов (181–227 кг)
Пропеллеры	1 пропеллер для полета вперед, 6 несущих винтов для полета вертикального взлета и посадки.
Турбодвигатель	1 турбовинтовой многотопливный двигатель мощностью 90 кВт.
Электродвигатели	6 электродвигателей
Источник питания	Мультинефтяное топливо и аккумуляторные батареи.
Фюзеляж	Напечатанный на 3D-принтере фюзеляж
Длина фюзеляжа	15,3 фута (4,66 м)
Крылья	1 основное высококрылое
Хвост	1 обычный хвост

Продолжение таблицы Б.5

Параметр	Aergility Atlis Gen 3
Шасси	Фиксированные полозья.

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Существующие и перспективные требования к качеству определения координат для беспилотных летательных аппаратов вертикального взлёта и посадки

В этом приложении приводится рассмотрение существующих и перспективных требований к точности и целостности навигационного решения БЛА-ВВП, применяемые в разных странах. Так же рассматриваются результаты анализа этой сферы нормативных документов, выполненного другими специалистами.

International Civil Aviation Organization Cir 328 AN/190 Unmanned Aircraft Systems (UAS)

Документ ICAO Cir 328 AN/190 [43] является одним из первых актов ИКАО, направленном на создание нормативной базы для внедрения БЛА в общее воздушное пространство. ИКАО призвана обеспечить фундаментальную международную нормативную базу посредством Стандартов и Рекомендуемых практик с вспомогательными процедурами для аэронавигационного обслуживания (Procedures for Air Navigation Services) и обучающими материалами, чтобы обеспечить безопасное, согласованное и бесперебойное использование, аналогично пилотируемой авиации, БЛА-ВВП по всему миру [43].

Требования и рекомендации ИКАО применимы для различных типов БЛА-ВВП, включая БЛА-ВВП. Одним из ключевых аспектов внедрения БЛА-ВВП в общее воздушное пространство является создание специфичных рекомендаций и стандартов, которые позволят применять существующие нормы и требования к новым типам летательных аппаратов. При этом отмечается, что не все нормы будут применимы ко всем БЛА-ВВП, например в Приложении 6 Стандартов и Рекомендованных практик "Эксплуатация воздушного судна" и Приложении 8 "Летная годность воздушного судна" регламентирует наличие и характеристики функций лобового стекла пилотов, аварийное оборудование.

В ICAO Cir 328 AN/190 рассматривается множество аспектов разработки и интеграции БЛА в общее воздушное пространство. Далее будут рассматриваться материалы, связанные с требованиями к навигационному обеспечению БЛА. Отмечается, что требования должны формироваться исходя из задач и условий эксплуатации. В виду того, что рассматриваемый документ содержит в себе описание концепции внедрения БЛА в общее воздушное пространство, численные значения порогов и описание методик их определения в нем не приводятся.

DO-320 Operational services and environmental definition (OSED) for unmanned aircraft systems (UAS)

В документе DO-320 [44] приводится общая концепция эксплуатационного обеспечения

и сервисов, позволяющая обеспечить основу для оценки и установление требований к эксплуатации, безопасности, и минимальным уровням характеристик ИИУС БЛА, выполняющим полёты в общем воздушном пространстве. Его содержание основано на руководстве, приведённом в документе радиотехнической комиссии по связи в авиации RTCA DO-264 [112]. Хотя DO-264 направлен на описание информационного взаимодействия, он описывает обобщённую структуру и процесс, которым следует SC-203 в соответствии с их требованиями и определениями. Информация от оперативных служб сбор информации об окружающей среде (Operational Services Environmental Information Capture) используется для описания целей эксплуатации, заинтересованных сторон, служб воздушного движения и условий эксплуатации.

Документ охватывает широкий спектр вопросов, связанных с внедрением и эксплуатацией БЛА, в том числе и БЛА-ВВП. Приводится вариант классификации, обзор муниципального, коммерческого и военного рынков БЛА, так же рассматриваются вопросы, связанные с характеристиками БЛА. Точность навигационных характеристик определяется количественно двумя значениями: радиусом зоны неопределённости местоположения в морских милях (известным как требуемое навигационное обеспечение Required Navigation Perform (RNP)). Например, для того, чтобы БЛА-ВВП был сертифицирован для эксплуатации на воздушной трассе RNP-10, то ИИУС БЛА-ВВП должно обеспечивать способность оставаться в пределах 10 морских миль от указанного положения в навигационной системе 95% процентов времени. Отмечается, что RTCA (и Европейская организация по оборудованию гражданской авиации (The European Organisation for Civil Aviation Equipment)) определили расширенный предел бокового смещения и минимальные требования к навигационным системам. Эти стандарты называются “RNP RNAV” и задокументированы в публикации RTCA DO-236B “Минимальные стандарты эффективности авиационной системы — Minimum Aviation System Performance Standards (MASP): Требуемые навигационные характеристики для навигации по местности” [45]. Новый стандарт устанавливает предел бокового отклонения, в два раза превышающий значение RNP (измеренное сбоку от траектории полета), в пределах которого точность определения местоположения навигационной системы должна обеспечивать удержание 99,999% времени полета.

DO-236B Minimum aviation system performance standards: required navigation performance for area navigation

Этот документ содержит Минимальные стандарты эксплуатационных характеристик авиационных систем (MASP) для систем зональной навигации [46]. MASP предназначены для разработчиков, производителей авиационного оборудования, поставщиков услуг и пользователей этих систем. Приведенные стандарты содержат рекомендации по развитию

воздушного пространства и эксплуатационным процедурам, необходимым для получения достоинств от улучшенных навигационных возможностей. Так же в документе приводится описание концепции объединения связи, навигации, управления и управления воздушным движением. В документе делается предположение, что будущая операционная среда для этой концепции, будет основана на решении навигационной задачи с применением «географических поправок». Методы и процедуры работы с приборами не ограничиваются расположением наземных навигационных средств. Эта концепция, известная как зональная навигация — Area Navigation (RNAV), не нова. Ее суть заключается в ограничении ошибки определения местоположения летательного аппарата, в зависимости от зоны полёта. По мере ее развития стало понятно, что для обеспечения требований RNAV решение навигационной задачи необходимо сопровождать процедурами оценки уровня неопределённости местоположения. В связи с этим определенные в MASP стандарты RNAV, дополняются специальными стандартами характеристик RNP. Так же MASP включают особые требования к вертикальному каналу навигации и контролю времени прибытия.

В DO-236B приводится описание концепции RNP, с отсылкой на «ICAO Doc. 9650» и «ICAO Doc. 9613». RNP — параметр, описывающая уровни точности, целостности, непрерывности и доступности навигационного решения необходимого для работы в пределах определенного воздушного пространства. Концепция RNP не накладывает ограничений на способы достижения требований RNP, в том числе на точность, доступность, надежность, пропускную способность, время восстановления и целостность.

Термин RNP применяется в качестве описания воздушного пространства, маршрутов и процедур (включая процедуры вылета, прибытия и захода на посадку при полете по правилам полёта по приборам). Чтобы гарантировать, что приваженный термин может обозначать полный и недвусмысленный набор требований к летательному аппарату, термин RNP-(x) RNAV (или тип RNP RNAV) используется для показательного отличия между термином, используемым ICAO, и термином, используемым в этой MASPS. Термин RNP RNAV может применяться таким же образом, как и тип RNP ICAO.

DO-236B, в качестве основы для установления требований используются типы RNP, определенные Руководством ICAO. К ним относятся RNP-1, RNP-4, RNP-12,6 и RNP-20. Чтобы обеспечить возможность выполнять полёты, требующие особой, комитет создал дополнительные типы RNP RNAV, которые он обозначил как RNP <1 RNAV и RNP <0,3 RNAV. Типы RNP приведены в таблице В.1.

DO-236B так же устанавливает ряд характеристик навигационного решения летательного аппарата, включая:

Таблица В.1 — типы RNP

Типы RNP RNAV	Допустимые значения RNP
RNP <0.3 RNAV	RNP-0.1 RNAV – RNP-0.29 RNAV
RNP <1 RNAV	RNP-0.3 RNAV – RNP-0.99 RNAV
RNP-1 RNAV	RNP-1 RNAV – RNP-1,9 RNAV
RNP-4 RNAV	RNP-2 RNAV – RNP-9,9 RNAV
RNP-12,6 RNAV	RNP-10 RNAV – RNP-19,9 RNAV
RNP-20 RNAV	RNP-20 RNAV — не определено

Примечание: в таблице приведен вариант описания RNP-(X) RNAV, где «X» — величина допустимой неопределённости местоположения в морских милях.

Целостность — мера достоверности расчётного положения, выраженная как вероятность того, что система обнаружит и сообщит о состоянии, при котором невязка местоположения превышает заданный предел. Целостность определяется максимально допустимой вероятностью для события, когда невязка местоположения превышает заданный предел и это событие не было обнаружено.

Непрерывность — способность системы удовлетворять требованиям целостности защитной оболочки без незапланированных прерывов в течение штатного полёта. Незапланированное прерывание работы определяется как 1) полная потеря навигационного решения; 2) сбой, при котором не обеспечиваются требования RNP RNAV, или 3) ложное сообщение о превышении порога RNP RNAV. Непрерывность определяется максимально допустимой вероятностью возникновения ошибки.

Радиус локализации (containment radius) — радиус окружности в горизонтальной плоскости, центрированной на расчетном положении летательного аппарата, такой, что вероятность пропуска выхода аппарата за пределы этой области, составляет 10^{-5} /час. Эта величина включает в себя только неопределенность оценки положения.

Оценка неопределенности местоположения (estimate of position uncertainty) — мера, отражающая точность оценки местоположения, отражающая текущую эффективность оценки местоположения. Представляется в морских милях. Примечание: эта оценка не является оценкой навигационной ошибки, и определяется статистическая граница возможной ошибки решения задачи навигации.

Приказ министерства транспорта России от 05.04,2017 N 136 "Об утверждении типов требуемых навигационных характеристик для маршрутов зональной навигации".

Сейчас закреплены такие понятия и требования к участкам маршрутов зональной навигации, как [12]:

- RNAV 10 — предназначен для полётов в удалённых зонах, например, над океаном. Не

предусматривает использование средств контроля и предупреждения о превышении заданных порогов горизонтального отклонения;

- RNAV 5 — зона для выполнения полетов воздушных судов при использовании постоянной двухсторонней радиосвязи с органом обслуживания воздушного движения по маршрутам зональной навигации, включая стандартные маршруты прибытия — standard arrival route (STAR) и стандартные маршруты вылета — standard itinerary departure (SID) по приборам. Подразумевает использование всенаправленных азимутальных/дальномерных радиомаяков (Very high frequency Omni-directional Radio Range (VOR) / Distance Measuring Equipment (DME)); инерциальных навигационных систем (ИНС) и АПСН;
- RNAV 2 — зона для выполнения полётов с использованием постоянной двухсторонней радиосвязи с органом обслуживания воздушного движения по маршрутам зональной навигации, STAR и SID на базе навигации, использующей DME, ИНС и АПСН;
- RNAV 1 — зона для выполнения полётов с использованием постоянной двухсторонней радиосвязи с органом обслуживания воздушного движения по маршрутам зональной навигации, STAR и SID а также по схемам захода на посадку по приборам на начальном, промежуточном этапах и прерванном заходе на посадку (уходе на второй круг) на базе навигации, использующей DME, ИНС и АПСН;
- RNP 4 — предназначен для полётов в удалённых зонах, с применением оборудования контроля и предупреждения о превышении заданных порогов горизонтального отклонения использующего входные данные от АПСН;
- RNP 2 — зона для выполнения полетов воздушных судов по маршрутам на базе навигации, с применением оборудования контроля и предупреждения о превышении заданных порогов горизонтального отклонения использующего входные данные от АПСН;
- RNP 1 — для выполнения полетов воздушных судов по STAR и SID, а также по схемам захода на посадку по приборам на начальном, промежуточном этапах и прерванном заходе на посадку (уходе на второй круг) на базе навигации, основанной на применении оборудования, автоматически определяющего местоположение воздушного судна в горизонтальной плоскости, осуществляющего контроль за выдерживанием характеристик и выдающего предупреждения об отклонении от них и использующего входные данные от одного или комбинации следующих типов датчиков: DME/DME, АПСН;
- RNP APCH, RNP AR APCH — зоны полёта по схемам захода на посадку по приборам на начальном, промежуточном этапах и прерванном заходе на посадку с применением оборудования контроля и предупреждения о превышении заданных порогов

горизонтального отклонения использующего входные данные от АПСН. Не подразумевает полёт по правилам зональной навигации STAR/SID;

- RNP 0.3 — для выполнения полетов воздушных судов по маршрутам зональной навигации, STAR и SID, а также по схемам захода на посадку по приборам на начальном, промежуточном этапах и прерванном заходе на посадку (уходе на второй круг) на базе навигации, основанной на применении оборудования, автоматически определяющего местоположение воздушного судна в горизонтальной плоскости, осуществляющего контроль за выдерживанием характеристик и выдающего предупреждения об отклонении от них и использующего входные данные от АПСН.

Постановление Правительства РФ от 11.03.2010 N 138 (ред. от 02.12.2020) "Об утверждении Федеральных правил использования воздушного пространства Российской Федерации" [113]

Классификация воздушного пространства над территорией Российской Федерации:

- класс А — разрешаются полеты, выполняемые только по правилам полетов по приборам. Все воздушные суда обеспечиваются диспетчерским обслуживанием и эшелонируются. Ограничения по скорости не применяются. Наличие постоянной двухсторонней радиосвязи с органом обслуживания воздушного движения (управления полетами) обязательно. Все полеты над территорией Российской Федерации выполняются при наличии разрешения на использование воздушного пространства;
- класс С — разрешаются полеты, выполняемые по правилам полетов по приборам и правилам визуальных полетов. Все воздушные суда обеспечиваются диспетчерским обслуживанием. Воздушные суда, выполняющие полеты по правилам полетов по приборам, эшелонируются относительно других воздушных судов, выполняющих полеты по правилам полетов по приборам и правилам визуальных полетов. Воздушные суда, выполняющие полеты по правилам визуальных полетов, эшелонируются относительно воздушных судов, выполняющих полеты по правилам полетов по приборам, и получают информацию о движении в отношении других воздушных судов, выполняющих полеты по правилам визуальных полетов. Для воздушных судов, выполняющих полеты по правилам визуальных полетов, на высотах ниже 3050 м действует ограничение по скорости, составляющее не более 450 км/ч. Наличие постоянной двухсторонней радиосвязи с органом обслуживания воздушного движения (управления полетами) обязательно. Все полеты над территорией Российской Федерации выполняются при наличии разрешения на использование воздушного пространства;
- класс G — разрешаются полеты, выполняемые по правилам полетов по приборам и правилам визуальных полетов. Эшелонирование воздушных судов не производится. Все

полеты по запросу обеспечиваются полетно-информационным обслуживанием. Для всех полетов на высотах ниже 3050 м действует ограничение по скорости, составляющее не более 450 км/ч. Воздушные суда, выполняющие полеты по правилам полетов по приборам, обязаны иметь постоянную двухстороннюю радиосвязь с органом обслуживания воздушного движения (управления полетами). При полетах воздушных судов по правилам визуальных полетов наличие постоянной двухсторонней радиосвязи с органом обслуживания воздушного движения (управления полетами) не требуется. При выполнении всех полетов воздушных судов наличие разрешения на использование воздушного пространства не требуется.

Анализ требований к технологиям интеграции беспилотных авиационных систем в воздушное пространство Российской Федерации.

Анализ требований [47] выполнен командой специалистов автономной некоммерческой организации «Аналитический центр «АЭРОНЕТ» (АНО «ЦЕНТР «АЭРОНЕТ»»). Целью анализа ставилось: предложить пути совершенствования правил и рекомендаций по интеграции беспилотных авиационных систем (БАС) в воздушное пространство Российской Федерации.

В таблице В.2 представлены допустимые значения общей погрешности определения места летательного аппарата, для различных этапов, как указано в документе [46]. Цифры в таблице представляют общую ошибку определения местоположения летательного аппарата в морских милях (НМ) с вероятностью 0.95.

Примечание — далее приведена полная версия результатов источника [47] в части существующих требований к точности надежности навигационного решения летательных аппаратов в воздушном пространстве РФ.

В таблице В.3 приводятся требования к характеристикам измерений АПСН в зависимости от режима полёта [69]. Следует отметить, что в этом документе приводятся требования к таким параметрам как точность в горизонтальной и вертикальной плоскостях, целостности, времени предупреждения, непрерывности и эксплуатационной готовности.

Под точностью в [47, 69] понимается способность системы, с вероятностью 0.95 определять местоположение БЛА-ВВП в пределах заданной ошибки в каждой точке установленной схемы полёта. При этом, целостность — характеристика навигационного решения описывающая вероятность того, что в каждый момент времени не превышен допустимый порог срабатывания контроля целостности. Соответственно, время предупреждения — допустимый интервал времени между возникновением искажений измерений АПСН и формированием признака отказа алгоритмов КЦ.

Таблица В.2 — допустимые значения общей погрешности определения места летательного

аппарата в морских милях

Зона (Требование)	Этапы полёта							
	Полёт по маршруту		Прилёт	Заход на посадку				Вылет
	Удалённые районы	Континентальное Воздушное пространство		Начальный этап	Промежуточный этап	Конечный этап	Прерванный заход на посадку	
RNAV 10	10	-	-	-	-	-	-	-
RNAV 5	-	5	5	-	-	-	-	-
RNAV 2	-	2	2	-	-	-	-	2
RNAV 1	-	1	1	1	1	-	1	1
RNP 4	4	-	-	-	-	-	-	-
RNP 2	2	2	-	-	-	-	-	-
RNP 1	-	-	1	1	1	-	1	1
RNP 1	-	-	-	-	1	0.3	1	-
RNP APCH	-	-	-	-	1 — 0.1	0.3 — 0.1	1 — 0.1	-
RNP AR APCH	2	2 — 1	2	2	1	0.3	1	2
RNP-0.3		0.3	0.3	0.3	0.3	-	0.3	0.3

Таблица В.1 — требования к точности и целостности измерений АПСН

Режим	Точность в горизонтальной плоскости	Точность в вертикальной плоскости	Целостность	Время предупреждения
На маршруте	3,7 км/ 2,0 NM	Не назначена	$1 \cdot 10^{-7}/ч$	300
На маршруте и в зоне аэродрома	0,74 км/ 0.4 NM	Не назначена	$1 \cdot 10^{-7}/ч$	15
Начальный заход, промежуточный заход, неточный заход, вылет	220 м/ 720 фут	Не назначена	$1 \cdot 10^{-7}/ч$	10
Неточный заход на посадку с управлением по вертикали (APV-I)	16 м/ 52 фут	20 м/ 66 фут	$1 \cdot 2 \cdot 10^{-7}$ за заход	10
Неточный заход на посадку с управлением по вертикали (APV-II)	16 м/ 52 фут	8 м/ 26 фут	$1 \cdot 2 \cdot 10^{-7}$ за любой заход	6
Точный заход на посадку по категории	16 м/ 52 фут	6,0-4,0 м/ 20-13 фут	$1 \cdot 2 \cdot 10^{-7}$ за любой заход	6
Точный заход на посадку по категории II, III	6,2- 3,6 м/ 20-12 фут	2,0-1,0 м/ 6-3 фут	$1 \cdot 10^{-9}$ за любой заход	2

Обозначения APV-I и APV-II относятся к двум различным уровням захода на посадку и

вертикального захода на посадку (AProach with Vertical guidance APV), но не подразумевают обязательного эксплуатационного использования. В настоящее время, помимо утвержденных ICAO приборных заходов и вертикальных заходов на посадку APV-I и APV-II, существует новая концепция приборных заходов с маяком точного курса и маяком вертикального. Она соответствует требованиям точного захода на посадку по стандарту ICAO CAT I.

Следует отметить, что для точной посадки на основе АПНС, согласно категории I ICAO, был определен диапазон ошибки опрвления высоты. Значение точности в 4,0 метра определяется техническими требованиями к системе посадки по приборам [69].

Таблица В.4 — пороги срабатывания сигнализации для контроля целостности

Типовая операция	Порог срабатывания по горизонтали	Порог срабатывания по вертикали
На маршруте (океаническое/континентальное воздушное пространство с низкой плотностью движения)	7,4 км / 4 NM	Не назначено
На маршруте (континентальное воздушное пространство)	3,7 км / 2 NM	Не назначено
На маршруте, в зоне аэродрома	1,85км / 1 NM	Не назначено
Неточный заход на посадку	556 м / 0,3 NM	Не назначено
APV-I	40 м / 130 фут	50 м / 164 фут
APV-II	40 м / 130 фут	20 м / 66 фут
Точный заход на посадку по категории I	40 м / 130 фут	35.0-10.0 м / 115-33 фут
Точный заход на посадку по категории II, III (предварительные данные)	15,5-10.4 м / 52-35 фут	10.0-2,6м/33-8 фут

В этом источнике авторы приводят описание некоторых программно-аппаратных комплексов, предназначенных для обеспечения требований, описанных в таблицах В.2, 3,4. Также приводится утверждение о том, что на текущий момент ICAO не занимается вопросом обеспечения зональной навигации для БЛА, в целом. Эта задача отложена до момента разработки концепций и стандартов по организации воздушного движения БЛА [69] в международных организациях по стандартизации в авиации, например RTCA.

Дальнейшее содержание документа [47] включает описание процедур, подходов и методов «идентификации общесистемных международных требований к связи, навигации и наблюдению беспилотных воздушных судов».

DO-229 "Minimum operational performance standards for global positioning system/wide area augmentation system airborne equipment".

DO-229 [13] Содержит в себе требования минимальные стандарты эксплуатационных характеристик — Minimum Operational Performance Standards (MOPS) для аэронавигационного оборудования, использующего глобальные навигационные системы. Этот стандарт

регламентирует работу только одночастотных АПСН.

В нём вводится классификация категорий АПСН в зависимости от состава используемой информации, режимов работы. Так же вводится классификация, зависящая от состава и степени интеграции АПСН. Вделяют классы «бета», «гамма» и «дельта». Класс «бета» включает приёмную антенну ГНСС, предусилитель сигналов и измерительную часть АПСН. Выходной информацией таких систем являются навигационные параметры и признак целостности измерений. Класс «гамма» включает в себя оборудование класса «бета» и дополняется системой комплексной обработки информации, использующей навигационные измерения, информационные базы данных и систему управляющих сигналов. Также в класс «гамма» включена система индикации. Класс «дельта» отличается использованием внешней системы управляющих сигналов и обособленной информационной базой данных.

Отдельно стоит отметить приложение R (Appendix R) “Требования и методы проверки жестко связанных инерциально-спутниковых систем”. В этом приложении приводятся требования к целостности и описание процедуры исследования свойств алгоритмов КЦ, разработанных для жестко связанных инерциально-спутниковых навигационных систем. Раздел содержит описание предлагаемого RTCA алгоритма RAIM, а также описание процедуры подтверждения характеристик предлагаемых характеристик алгоритмов КЦ. Общий критерий подтверждения предлагаемого алгоритма КЦ принимается как улучшение «эквивалентных характеристик».

В документе приводятся требования к этой процедуре для варианта с исследованием свойств программного обеспечения (off-line tests) и для исследования приёмника АПСН, как законченного устройства (on-line test). Первый вариант основан на применении средств имитационного моделирования и статистического анализа.

Траектория движения летательного аппарата при содержит в себе два участка: прямолинейный полёт на заданной высоте с горизонтной скоростью 200 узлов (~ 102,889 м/с). Продолжительность этого участка устанавливается достаточным для завершения калибровки. Второй участок соответствует развороту на 180 градусов со скоростью 1,5°/с.

В качестве воздействия предлагается задавать нарастающую ошибку определения псевдодальности для одного НКА величиной в 5 м/с. Воздействие устанавливается в момент начала разворота. При проведении исследований, на работу алгоритмов накладываются ограничения, соответствующие полёту в терминальной зоне, а именно устанавливается величина HAL и VAL. В рамках DO-229 основой упор делается на обеспечение HAL.

В рамках DO-229 подразумевается проведение исследований свойств алгоритма КЦ в части «пропусков искажений» и «ложных срабатываний» методом Монте-Карло. Не-итерационные алгоритмы КЦ исследуются многократным запуском алгоритмов. Итерационные

алгоритмы (хранящие информацию о предыдущих состояниях системы), в части исследования на вероятность «ложного срабатывания» исследуются наработкой на отказ. Для первого варианта, описывается способ исследования с выборкой в 2,450,000 «геометрий», для каждой из которых подразумевается 40 запусков. Под «геометрией» понимается уникальная комбинация расположения НКА и летательного аппарата в пространстве. Исследования варианта с итерационными алгоритмами КЦ отличается в части определения вероятности «ложного срабатывания». Для него устанавливается продолжительность наработки в 3,300,000 часов (82,500 часов для 40 геометрий). Допустимая сумма ложных срабатываний, пропусков искажений сигналов проблемных НКА не должна превышать 47 для всех итераций и не превышать 3 для каждой отдельной.

Авторы DO-229 указывают, что количество тестов может корректироваться с целью ограничения продолжительности исследования днями, а не неделями или месяцами (DO-299 Appendix R, R.5,3). Так, например, документе приводится вариант с использованием 66,000 итераций (1650 геометрий, по 40 запусков для каждой). В таблице В.5 приводится распределение допустимого числа отказов для заданных воздействий при предложенном допущении о возможности сокращения выборки исследования. В качестве воздействия принимается аномальный рост измерения псевдодальности для одного НКА, кроме одного специализированного воздействия, показанного в таблице. При этом допускается, суммарно, 29 отказов.

Таблица В.5 — Требуемое число итераций для каждого воздействия

Воздействие	Число итераций	Допустимое число отказов
Прирост 0.01 — 0.05 м/с	114	2
Прирост 0.05 — 0.25 м/с	57	1
Прирост 0.25 — 0.75 м/с	170	3
Прирост 0.75 — 2,50 м/с	569	10
Прирост 2,50 — 5.00 м/с	683	12
Скачок 300 — 700	57	1

При этом, задавая требования по числу отказов в DO-229 так же устанавливаются пороги по времени формирования признака отказа алгоритма КЦ. Эти пороги задаются исходя из режима и полётной зоны следующим образом:

- для «терминальной» зоны порог по времени обнаружения искажения равен 10 [с];
- для полёта по маршруту порог по времени обнаружения искажения равен 30 [с];
- для полёта над океаном порог по времени обнаружения искажения равен 60 [с];

DO-316 "Minimum operational performance standards for global positioning system/aircraft-

based augmentation system airborne equipment".

RTCA/DO-316 содержит MOPS для бортового навигационного оборудования, использующего глобальную систему позиционирования (NAVSTAR). В документе приведены стандарты для АПСН, работающей в диапазоне частот L1, без наземных или космических дополнений.

Основой для RTCA/DO-316 является документ RTCA/DO-229D. Стандарты определяют минимальные характеристики, функции и особенности АПСН, в части обеспечения ИИУС параметрами навигации. Они также касаются оборудования для зональной навигации. Эти стандарты основаны на номинальном распределении требований к уровню воздушного судна, приведенных в документе RTCA/DO-236B.

Наиболее близким, к теме этой работы, можно считать «Приложение R». Он содержит требования и процедуры испытаний для комплексных инерциально-спутниковых навигационных систем. В нём приведены условия, требования и процедуры проверки соответствующих систем. Так как RTCA/DO-316 продолжает и развивает идеи и концепции, заложенные в RTCA/DO-229, в этом приложении выделяются наиболее важные для этой работы тезисы, правила и зависимости.

Так же в RTCA/DO-316 приводится обновлённое описание классификации результатов исследования свойств алгоритмов КЦ методом Монте-Карло. Согласно этой классификации, рассматривается три варианта исхода:

1. Правильное исключение: правильный НКА исключен до того, как ошибка определения местоположения превысит заданный порог на время, превышающее время оповещения;
2. Неудачное исключение: выдается навигационное предупреждение из-за обнаруженного сбоя позиционирования;
3. Пропущенное предупреждение: ошибка определения местоположения превышает заданный порог дольше допустимого до предупреждения без навигационного предупреждения.

Следует отметить, что приведённые исходы предложены для вариантов исследования с отказом только одного НКА рабочего созвездия. Так же, в приведённой классификации не рассматривается вариант раздельного исследования свойств алгоритмов обнаружения измерений псевдодальности до НКА, в которых проявилась искажение и алгоритмов их исключения [13].

DO-368 "Minimum operational performance standards for GPS/GLONASS (FDMA + antenna) L1-only airborne equipment".

RTCA/DO-368 был первоначально подготовлен в ходе решения задачи разработки новых MOPS для бортового оборудования GPS/ГЛОНАСС, работающих в диапазоне L1 [31, 32]. Данный MOPS был одобрен Комитетом по управлению программами RTCA 13 июля 2017 г. Разработка MOPS RTCA для комбинированного приемника GPS/ГЛОНАСС была инициирована

в 2014 году группой российских научно-исследовательских организаций и производителей авионики ГНСС. Данный MOPS в основном основан на документе RTCA DO-316 "Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System /Aircraft-Based Augmentation System Airborne Equipment" для "базового GPS-приемника". Как и DO-316, данный MOPS содержит стандарты для одночастотного бортового навигационного оборудования, работающего в абсолютном режиме. MOPS определяют минимальные характеристики, функции и особенности для датчиков GPS/ГЛОНАСС, обеспечивающих передачу информации о местоположении в ИИУС.

RTCA/DO-368 содержит ряд сценариев и методик проверки соответствия АПСН принятым MOPS. Например, в разделе 2.3.2 содержатся сценарии для проверки алгоритмов обнаружения скачкообразных искажений измерений псевдодальности до НКА. В рамках этого сценария, устанавливается следующая последовательность действий:

1. Рассчитываются параметры траектории и получены значения псевдодальности для 6 (3 NAVSTAR + 3 ГЛОНАСС или комбинаций 4 + 2) НКА рабочего созвездия АПСН. Дождаться выхода оборудования в рабочий режим работы;
2. Формируется воздействие на измерение псевдодальности до 1 случайно выбранного НКА рабочего созвездия. При этом, проявление искажения измерения псевдодальности должно соответствовать 750 метрам;
3. Контролируется время исключения из рабочего созвездия НКА с искаженными измерениями псевдодальностями. Время исключения не должно превышать 10 секунд;
4. Ошибка определения местоположения не должна превышать 200 метров на протяжении выполнения всего сценария.

Наиболее близкий к теме этой работы раздел RTCA/DO-368 «процедуры испытаний для контроля целостности» содержит описание тестов и проверок, направленных на оценку свойств алгоритма контроля целостности. Заявляется, что тесты доступности навигационного решения, оценки вероятности пропуска события проявления искажения измерений АПСН или ложное срабатывание алгоритма КЦ должны проводиться независимо. Устанавливаются следующие комбинации отказов НКА:

- неисправность одного НКА созвездия NAVSTAR;
- неисправность одного НКА созвездия ГЛОНАСС;
- неисправность всего созвездия ГЛОНАСС;
- два независимых отказа одного НКА созвездия ГЛОНАСС;
- неисправность одного НКА созвездия NAVSTAR и одного спутника ГЛОНАСС;
- неисправность одного НКА созвездия NAVSTAR и неисправность группировки ГЛОНАСС.

При этом, режим работы АПСН должен обеспечивать использование созвездий NAVSTAR и ГЛОНАСС. Способ формирования искажений измерений псевдодальности до НКА, траектории движения летательного аппарата, начальные условия исследования соответствуют аналогичным в RTCA/DO-316 [36]. Обобщая материалы, приведённые в RTCA/DO-368 являются адаптацией MOPS, приведённых в RTCA/DO-229[13] и RTCA/DO-316 [36], для АПСН, обладающих режимами работы NAVSTAR/ГЛОНАСС.