

Министерство науки и высшего образования Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования «Сибирский государственный университет
науки и технологий
имени академика М.Ф. Решетнева»

На правах рукописи

Ломаев Юрий Сергеевич

**Алгоритмы повышения точности системы навигации и поддержания
её целостности**

05.13.01 - Системный анализ, управление и обработка информации
(космические и информационные технологии)

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор физико-математических наук
профессор Е.А. Попов

Красноярск - 2020

СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	5
1. Анализ функционирования и перспектив применения навигационных КА в рамках развития ГНСС	18
1.1. Тенденции развития навигационных космических аппаратов ГНСС	19
1.2. Сравнительный анализ функционирования спутниковых навигационных систем и способы развития ГНСС.....	25
1.3.1. Параметры орбиты НКА ГНСС	29
1.3.2. Движение НКА относительно поверхности Земли	33
1.3.3. Организация взаимосвязи спутниковых навигационных систем	36
1.3.4. Постановка основной навигационной задачи	42
1.4. Выводы по главе 1.....	49
2. Алгоритмы внешнего проектирования ГНСС	50
2.1. Способы решения навигационных задач.....	51
2.1.1. Уточнение параметров движения потребителя с использованием метода наименьших квадратов	52
2.1.2. Уточнение параметров движения потребителя с использованием фильтров Калмана.....	56
2.2. Методы обработки спутниковых радиосигналов	63
2.2.1. Разделение принимаемой информации, передаваемой от НКА	64
2.2.2. Реализация устойчивости передаваемых и принимаемых сигналов	71
2.3. Выводы по главе 2.....	74
3. Теория внутреннего проектирования НКА ГНСС	75
3.1. Структурно-функциональное построение КА	76

3.2. Общая логика функционирования КА.....	76
3.3. Бортовое программное обеспечение КА	78
3.4. Выводы по главе 3.....	79
4. Моделирование и анализ условий распространения навигационных сигналов от НКА ГНСС до потребителя.....	80
4.1. Моделирование дополненной ГНСС для определения параметров движения потребителя.....	80
4.2. Расчёт оптимизированной диаграммы направленности приёмной антенной системы космического потребителя	85
4.3. Реализация разделения принимаемой КА ВКК информации	90
4.4. Анализ радиовидимости НКА при использовании оптимизированной ДН приёмной антенной системы потребителя	92
4.4.1. Моделирование приёма навигационных сигналов при наличии одного БИНС на борту НКА.....	93
4.4.2. Моделирование приёма навигационных сигналов при наличии дополнительного БИНС-КП на борту НКА	96
4.4.3. Анализ влияния угла отклонения приёмных антенн от оси –ОХ на условия радиовидимости НКА	101
4.4.4. Анализ фильтрации принимаемых потребителем сигналов	106
4.5. Погрешности уточнения вектора кинематических параметров космического потребителя	107
4.6. Выводы по главе 4.....	108
5. Разработка БПО на этапе внутреннего проектирования КА ГНСС	110
5.1. Разработка и отладка бортового ПО	110
5.2. Разработка программно-математических моделей аппаратуры	111

5.3. Схема взаимодействия модели аппаратуры КА и бортового ПО	112
5.4. Схема взаимодействия образца аппаратуры для ЛОИ и БПО	116
5.5. Обобщённая схема проведения отладки взаимодействия имитирующих аппаратуру КА компонент и БПО	117
5.6. Выводы по главе 5.....	120
Заключение	121
Список используемых источников.....	125
Приложение А. Список терминов и сокращений	141
Приложение Б. Акт об использовании результатов диссертационной работы	144

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность работы. Освоение стратегически важных территорий (Арктики и северных регионов страны) является важнейшим вектором экономического развития. Для успешного проведения освоения необходимо обеспечивать, поддерживать и улучшать доступность и точность навигации. Существующие на сегодняшний день алгоритмы и решения, используемые в спутниковых радионавигационных системах, позволяют выполнять целевую задачу местоопределения объектов с достаточно большой погрешностью в северных широтах. В связи с потребностью повышения точности местоопределения объектов возникает необходимость в совершенствовании спутниковых радионавигационных систем.

К категории глобальных спутниковых радионавигационных систем относят крупные космические комплексы: ГЛОНАСС (РФ), NAVSTAR/GPS (США), GALILEO (ЕС), BEIDOU (КНР) [1]. Региональными спутниковыми системами считаются: QZSS (Япония), IRNSS (Индия). Спутниковые навигационные системы призваны обеспечивать высокоточные расчеты пространственно – временных координат и скоростей статических и динамических объектов с целью решения ряда таких задач, как:

- противодействие чрезвычайных ситуаций;
- мониторинг транспорта;
- высокоточные измерения в области геодезии;
- организация информационных, коммуникационных технологий и систем связи.

Для оценивания значимости разработки и модернизации глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) необходимо понимание тенденций, оценка развития спутниковых систем, путей поддержания надёжного функционирования и улучшения существующих орбитальных группировок (ОГ),

а также сравнение функционирующих глобальных и региональных навигационных спутниковых систем между собой.

В первую очередь направление модернизации спутниковых систем относится к высокоточным применениям, для реализации которых необходимо обеспечение дециметрового уровня точности в реальном масштабе времени. Требуется непрерывное поддержание бесперебойной работы спутниковой группировки в рамках срока активного существования, а также повышение оперативности навигационных решений и устойчивости функционирования спутниковых систем при воздействии помех.

На основе анализа необходимого совершенствования спутниковых выделяются два основных направления развития:

1) расширение и поддержание состава орбитальной группировки (в частности, средневысотных сегментов орбитальной группировки) в целях улучшения глобальных характеристик системы в части обеспечения надёжности функционирования навигационных КА, доступности и точности навигации в сложных условиях;

2) создание высокоорбитального космического комплекса в целях расширения функций глобальных навигационных систем в интересах повышения точности определения гражданских потребителей и целостности навигации на отдельных территориях.

Первое направление подробно описано в трудах «Global Positioning System» (G.T. French) [2], «Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration» [3] (M.S. Grewal, L.R. Weill, A.P. Andrews), «Сетевые спутниковые радионавигационные системы» (В.С. Шебшаевич) [4], в публикациях [5, 6, 7]. Оно реализовывалось в рамках стратегии пополнения глобальной спутниковой группировки GPS [2, 3]. Основная идея заключалась в расположении новых спутников в непосредственной близости от устаревающих спутников с целью расширения функциональных возможностей (в основном, в части обработки радионавигационных сигналов), защиты от возможных сбоев в их работе. Однако

в перспективе это непременно приведёт к ограничениям группировки в плане геометрии. Так, согласно исследованиям по анализу характеристик радионавигационного поля, проведённым в ИАЦ КВНО (информационно-аналитический центр) [8], увеличение количество спутников в орбитальной группировке ведёт к улучшению характеристик радионавигационного поля и к повышению доступности навигации далеко не на всех географических широтах.

Для обеспечения стабильной навигации в приполярных и заполярных районах возможна реализация второго направления: создание высокоорбитального сегмента (КА на высокоэллиптической орбите) в глобальной навигационной системе и его использование в качестве дополнительной региональной навигационной спутниковой системы. Теоретически это позволит повысить характеристики навигационного поля регионально [9, 10, 11]. Преимущество высокоэллиптических спутников по сравнению с геостационарными, которые тоже имеют региональный характер покрытия, состоит в том, что за счет большого угла места наблюдения (вплоть до 90°) обеспечивается их гарантированная видимость потребителями даже в высокоширотных регионах и крупных городских агломерациях в условиях многолучевого отражения принимаемых сигналов [12].

Ввиду отсутствия практической реализации при исполнении данного направления с выполнением условия повышения точности навигации возможно возникновение вопросов по следующим аспектам:

- возможность обработки информации аппаратурой радионавигации КА высокоэллиптического орбитального сегмента по сигналам со спутниковых навигационных систем;
- организация надежного совместимого взаимодействия высокоэллиптического орбитального сегмента с существующими глобальными навигационными системами.

Общие вопросы обработки информации, полученной со спутниковых навигационных систем, освещаются в книгах «Определение движения по

результатам измерений» (П.Е. Эльясберг) [13], «Основы статистической обработки траекторных измерений» (Б.Ф. Жданюк) [14], «ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования» (А.И. Петров, В.Н. Харисов) [15], современные используемые алгоритмы обработки информации спутниковых радионавигационных систем приводятся в трудах [16, 17, 18, 19, 20, 21]. При этом применение описываемых в трудах алгоритмов обработки информации рассматривалось для случаев взаимодействия навигационных КА, находящихся на близких орбитах. Распространение описываемых алгоритмов для информационного взаимодействия удалённых друг от друга КА на различных орбитах требует проверки и последующего применения описываемых алгоритмов или их доработки, если это возможно.

Настоящая диссертационная работа затрагивает актуальные вопросы внешнего и внутреннего проектирования космических аппаратов глобальных навигационных спутниковых систем. На уровне внешнего проектирования развития и модификации ГНСС рассматривается разработка и анализ алгоритмов обработки информации, полученной с навигационных КА орбитальных группировок. На уровне внутреннего проектирования освещается разработка программ и отработка логики функционирования подсистем КА и межспутникового взаимодействия в условиях ограниченного вычислительного ресурса.

Состояние вопросов исследования. Несмотря на множество проводимых исследований в области поддержания, развития и использования спутниковых радионавигационных систем, отражённых в трудах [2, 3, 4, 13, 14, 15, 16], возникает вопрос принципиальной возможности определения параметров движения навигационных КА на основе данных аппаратуры радионавигации КА высокоорбитального космического комплекса (ВКК), отыскание наилучшей алгоритмической конфигурации, закладываемой в приёмные устройства потребителя. Ранее разработанные алгоритмы обработки информации описаны для случаев взаимодействия навигационных КА космического сегмента,

находящихся на близких орбитах. При этом большинство исследований, связанных с модификациями навигационных спутниковых систем, направлено на улучшение наземного сегмента космических комплексов.

В рассматриваемой диссертационной работе предлагаются подходы для информационного взаимодействия удалённых друг от друга КА на различных орбитах. Неизменно актуальным является вопрос повышения надёжности функционирования навигационных космических аппаратов ГНСС и выбора наилучшей структуры отработки логики функционирования систем КА.

Целью работы является увеличение точности и поддержание целостности навигации потребителя в рамках существующих глобальных спутниковых систем на основе алгоритмической обработки информации, поступающей от навигационных КА в аппаратуру радионавигации космического потребителя на высокоэллиптической орбите.

Для достижения цели необходимо выполнить **задачи**:

1. Разработать модель взаимодействия подсистем навигационных КА и космического потребителя на высокоэллиптической орбите для определения параметров движения космического потребителя, введённого для наращивания орбитальной группировки.

2. Разработать и реализовать адаптивную процедуру для оптимизации параметров коэффициентов усиления при различных углах полураствора приёмных антенн космического потребителя в реальном времени, способствующую увеличению количества радиовидимых навигационных КА для достижения целостности навигации космического потребителя.

3. Разработать алгоритмы обеспечения устойчивой идентификации компонент наложенного сигнала в приёмной аппаратуре космического потребителя на основе использования методов численного дифференцирования и кластерного анализа и нахождения оценок радионавигационных параметров разделённых компонент методами оптимизации.

4. Показать работоспособность разработанной модели, реализовать алгоритмы на отработочном образце для проведения проверок информационно-логического взаимодействия КА при сокращении времени на разработку и тестирование бортового программного обеспечения в условиях ограниченного вычислительного ресурса, закладываемого в бортовые системы космического потребителя, до эксплуатации на космических орбитах.

5. Исследовать влияние предложенных алгоритмов на значения погрешности определения параметров движения космического потребителя.

Объект и предмет исследования. В качестве объекта исследования выступают спутниковые радионавигационные системы космических комплексов. Предметом исследования является процесс алгоритмического и информационно-логического взаимодействия между КА.

Методы исследования. При решении поставленных задач использовались следующие методы исследования: системный анализ, вычислительная математика, теория оптимизации, системотехника, теория оптимальной фильтрации, теория системного программирования.

Научная новизна. Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

1. Впервые разработана модель взаимодействия подсистем навигационных КА на средних круговых орбитах и КА на высокоэллиптической орбите, демонстрирующая повышение показателей точности определения параметров движения космического потребителя.

2. Разработана новая адаптивная процедура для оптимизации параметров коэффициентов усиления при различных углах полураствора приёмных антенн космического потребителя в реальном времени, способствующая увеличению количества радиовидимых навигационных КА для достижения целостности навигации космического потребителя.

3. Впервые разработаны алгоритмы обеспечения устойчивой идентификации компонент наложенного сигнала в приёмной аппаратуре космического

потребителя на основе методов численного дифференцирования, кластерного анализа и оптимизации радионавигационных параметров идентифицируемых компонент, позволяющие определять оценки радионавигационных параметров эффективнее при сравнении с используемыми методами по среднеквадратическому критерию качества идентификации.

4. Показана работоспособность разработанной модели, предлагаемые алгоритмы впервые реализованы на отработочном образце для проверки алгоритмического, информационно-логического взаимодействия бортовой аппаратуры подсистем и бортового вычислительного комплекса космического потребителя, что позволило увеличить объём проверок информационно-логического взаимодействия и сократить время на разработку и тестирование бортового программного обеспечения перед эксплуатацией на космических орбитах.

Теоретическая значимость результатов диссертационного исследования заключается в разработке, исследовании и реализации алгоритмов обработки информации (автоматизированной идентификации компонент наложенного сигнала в приёмном устройстве космического потребителя, нахождении оценок параметров аппроксимационной функции), разработки модели взаимодействия подсистем навигационных КА и космического потребителя на высокоэллиптической орбите.

Решение задачи идентификации компонент сигнала заключалось в исследовании и совместной реализации численного дифференцирования на основании аппроксимационной теоремы Вейерштрасса и методов кластерного анализа с целью уточнения количества компонент. При проведении фильтрации в рамках обработки информации было предложено использовать модификацию фильтров нижних (верхних) частот, основанную на применении евклидовой метрики для определения полосы пропускания частот, что может представлять теоретический интерес для исследователей, занимающихся обработкой информации спутниковых радионавигационных систем.

Практическая значимость. Практическая ценность результатов исследований заключается в возможности использования результатов работы при дальнейших исследованиях и разработке высокоточных навигационных космических комплексов, повышения точности определения параметров движения потребителей, обеспечения надёжности и устойчивого функционирования КА при выполнении целевых задач, увеличения объема проверок при сокращении времени на разработку бортового программного обеспечения в условиях ограниченных вычислительных ресурсов.

Результаты диссертационного исследования используются при анализе условий распространения сигналов до космических потребителей от навигационных КА (ГЛОНАСС, GPS, GALILEO, Compass) и доступности их измерений.

Реализация результатов работы. Исследования, проводимые в рамках выполнения диссертационной работы, были поддержаны Фондом содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере по программе «У.М.Н.И.К.», 2015-2017 гг.

Алгоритмы и подходы были использованы при выполнении НИР «Исследование алгоритмов обработки спектроскопических данных» (договор №6663ГУ2015).

Основные защищаемые положения. На защиту выносятся теоретические и прикладные аспекты прецизионного определения параметров движения космического потребителя, а также обеспечения устойчивого выполнения алгоритмов в бортовой аппаратуре подсистем КА:

1. Разработанная модель взаимодействия подсистем навигационных КА на средних круговых орбитах и КА на высокоэллиптической орбите демонстрирует повышение показателей точности определения параметров движения космического потребителя.

2. Разработанная процедура для оптимизации параметров коэффициентов усиления при различных углах полураствора приёмных антенн космического потребителя в реальном времени способствует увеличению количества

радиовидимых навигационных КА для достижения целостности навигации космического потребителя.

3. Разработанные алгоритмы обеспечения устойчивой идентификации компонент наложенного сигнала в приёмной аппаратуре космического потребителя на основе методов численного дифференцирования, кластерного анализа, оптимизации радионавигационных параметров идентифицируемых компонент позволяют определять оценки радионавигационных параметров эффективнее при сравнении с используемыми методами по среднеквадратическому критерию качества идентификации.

4. Использование модели и отработочного образца позволяет выполнить проверки алгоритмического, информационно-логического взаимодействия бортовой аппаратуры подсистем и бортового вычислительного комплекса космического потребителя в условиях ограничения бортового вычислительного ресурса и сократить время на разработку и тестирование бортового программного обеспечения перед эксплуатацией на космических орбитах.

Апробация результатов работы. Основные научные результаты были представлены на следующих конференциях:

1. II Международная научно-практической конференция творческой молодежи "Актуальные проблемы авиации и космонавтики", СибГАУ им. академика М.Ф. Решетнева, Красноярск, 2016.

2. XX Юбилейная Международная научно-практическая конференция «Решетневские чтения», посвящённая памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнева, СибГАУ им. академика М.Ф. Решетнева, Красноярск, 2016.

3. IV научно-техническая конференция молодых специалистов АО «ИСС», АО «ИСС им.ак.М.Ф.Решетнева», Железногорск, 2017.

4. XXI научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов «РКК «Энергия», посвященная 60-летию со дня запуска первого искусственного спутника, РКК «Энергия», Королев, 2017.

5. III Международная научно-практической конференция творческой молодежи "Актуальные проблемы авиации и космонавтики", СибГАУ им. академика М.Ф. Решетнева, Красноярск, 2017.

6. IV Всероссийская научно-техническая конференция "Системы связи и радионавигации", АО «НПП «Радиосвязь», Красноярск, 2017.

7. XXI Международная научно-практическая конференция «Решетневские чтения», посвящённая памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнева, СибГУ им. академика М.Ф. Решетнева, Красноярск, 2017.

8. IV Международная научно-практической конференция творческой молодежи "Актуальные проблемы авиации и космонавтики", СибГУ им. академика М.Ф. Решетнева, Красноярск, 2018.

9. VIII научно-техническая конференция молодых ученых и специалистов центра управления полетами, «ЦНИИмаш», Королев, 2018.

10. X Общероссийская молодежная научно-техническая конференция «Молодежь. Техника. Космос», посвящённая памяти летчика-космонавта, дважды Героя Советского Союза - Г.М. Гречко, БГТУ «Военмех», Санкт-Петербург, 2018.

11. XXII Международная научно-практическая конференция «Решетневские чтения», посвящённая памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М.Ф. Решетнева, СибГУ им. академика М.Ф. Решетнева, Красноярск, 2018.

12. Международный семинар «Передовые технологии в материаловедении, машиностроении и автоматизации» the Workshop «Advanced Technologies in Material Science, Mechanical and Automation Engineering» - “MIP: Engineering - 2019”.

Опубликование результатов исследования. По теме диссертационной работы опубликовано 18 работ, из которых 3 – в изданиях Перечня ВАК, 2 – в изданиях, индексируемых в международной базе Scopus. Зарегистрировано 9 программных систем в Роспатенте.

Краткое содержание глав диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав и заключения.

Введение содержит актуальность темы диссертационной работы, состояние исследуемых вопросов, сформулированную цель и задачи работы, объект, предмет и методы диссертационного исследования, основные защищаемые положения. Рассматриваются вопросы научной новизны, теоретической и практической значимости проведённых исследований.

В **первой главе** содержится краткий экскурс в теорию навигационных спутниковых систем и аналитический обзор состояния глобальных навигационных спутниковых систем на настоящий момент, описываются основные применяемые методы обработки данных, получаемых от навигационных КА, а также приводится оценка вариантов развития и совершенствования алгоритмов обработки спутниковой информации. Приводится теория расчёта диаграмм направленности приёмных антенных систем и радиолинии «навигационные КА - потребители» в целом. Выполняется постановка основной навигационной задачи КА, которая заключается в нахождении для потребителя радионавигационных (доплеровское смещение частоты, задержка и фаза сигнала при его распространении от навигационных КА до потребителя) и навигационных параметров (геометрическая дальность и радиальная скорость между потребителем и навигационными КА с учётом расхождения их бортовых шкал времени). В рамках решения поставленной навигационной задачи производится уточнение параметров движения потребителя на основании измерений дальности и радиальной скорости с помощью метода наименьших квадратов и фильтрации Калмана, определение радионавигационных параметров на основании методов обработки информации, поступающей от навигационных КА к потребителю.

Во **второй главе** приводятся алгоритмы обработки данных, полученных космическим потребителем от навигационных КА.

Для решения задачи навигационных определений КА принимаемая информация приводятся к такой структуре, при которой возможно достаточно точно оценивать радионавигационные параметры (доплеровское смещение частоты, задержку, фазу сигнала). Вследствие этого для эффективной обработки данных в приёмнике космического потребителя необходимо выполнение следующих требований:

- реализация алгоритмов устойчивого распространения информации от навигационных КА до космического потребителя;
- организация эффективного алгоритмического разделения наложенных сигналов в приёмнике космического потребителя.

Третья глава диссертационной работы посвящена вопросу поддержания выполняемых навигационными КА задач функционирования. Предлагаются подходы для отработки логики функционирования подсистем КА, обеспечивающие варианты проверок алгоритмического, информационно-логического взаимодействия как в рамках бортовой аппаратуры и бортового вычислительного комплекса навигационных КА, так и для организации межспутниковой связи, посредством которой возможно внесение поправок для уточнения параметров движения потребителя и других КА. В качестве основного средства отработки программной логики функционирования КА рассматривается бортовое программное обеспечение, обеспечивающее взаимодействие вычислительного комплекса и аппаратур КА (в том числе аппаратуры радионавигации, в которой исполняются алгоритмы обработки информации), а также КА между собой (посредством межспутниковой связи с квитированием навигационной информации). Для обеспечения выполнения закладываемых алгоритмов обработки информации, имитации доступных бортовых вычислительных ресурсов возникает задача разработки вспомогательных средств предварительной отработки программной логики бортового программного обеспечения, а также парирования нештатных ситуаций, возникновение которых

возможно при информационных взаимодействиях как между аппаратами, так и отдельными КА.

Четвёртая глава работы посвящена моделированию взаимодействия подсистем навигационных КА и космического потребителя на высокоэллиптической орбите для определения параметров движения космического потребителя с оптимизацией требуемых коэффициентов усиления при различных углах полураствора приёмных антенн космического потребителя в реальном времени, исследованием зависимости радиовидимости навигационных КА до и после оптимизации коэффициентов усиления антенных систем потребителя, применяемых алгоритмов идентификации компонент в принимаемых космическим потребителем сигналах (алгоритмы приведены в главах 1 и 2).

В **пятой главе** в качестве вспомогательных средств для предварительной отработки алгоритмов и программной логики со стороны разрабатываемого бортового программного обеспечения предлагается использовать либо модельные (программно-математическую модель), либо приближенные представления (образец для отработочных испытаний) бортовой аппаратуры.

В **заключении** подводятся итоги диссертационной работы.

1. АНАЛИЗ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ И ПЕРСПЕКТИВ ПРИМЕНЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ КА В РАМКАХ РАЗВИТИЯ ГНСС

Идея использования навигационных спутников была выдвинута в 1957 г. профессором В.С. Шебшаевичем. Толчком для зарождения данной идеи стало исследование приложений радиоастрономических методов в авиации [22]. Впоследствии были выдвинуты вопросы повышения точности навигационных определений, обеспечения глобальности, круглосуточного применения и независимости от погодных условий [23]. Результаты исследований использовались при работах над первой советской низкоорбитальной системой "Цикада" в 1963 году.

Система "Цикада" в составе 4-х спутников функционировала на круговой орбите высотой 1000 км с наклоном 83° и равномерным распределением плоскостей орбит вдоль экватора. "Цикада" позволяла потребителю в среднем через каждые 1.5–2 часа входить в радиосвязь с одним из спутников и определять плановые координаты своего места при продолжительности навигационного сеанса до 5-6 минут [24].

В дальнейшем производилось оснащение приемной измерительной аппаратурой объектов, терпящих бедствие [25]. Открытые сигналы принимались спутниками навигационных систем и транслировались на наземные станции с целью расчёта точных координат аварийных объектов [26]. Успешная эксплуатация низкоорбитальных спутниковых навигационных систем потребителями привлекла внимание к спутниковой навигации. В связи с увеличением количества потребителей низкоорбитальной системы возникла необходимость создания универсальной навигационной системы, удовлетворяющей требованиям подавляющего состава потенциальных потребителей, что послужило предпосылкой к созданию глобальных навигационных спутниковых систем.

1.1. Тенденции развития навигационных космических аппаратов ГНСС

В современном мире функционируют глобальные (ГЛОНАСС - РФ, GPS - США, Beidou – КНР, Galileo - ЕС) и региональные (QZSS – Япония, IRNSS - Индия) радионавигационные спутниковые системы. Необходимость развития навигационных систем обусловлена поддержанием растущих требований потребителей. Каждая радионавигационная систем имеет собственные заложенные при разработке подходы.

Глобальная спутниковая система GPS. Система введена в эксплуатацию в 1995 году, включает в себя орбитальную группировку и наземный комплекс. Для обеспечения выполнения заявленных Правительством США характеристик штатная орбитальная группировка должна включать не менее 24 НКА. На данный момент система GPS состоит из 32 НКА. Спутники системы GPS (NAVSTAR) обращаются вокруг Земли по круговым орбитам (с высотой около 20200 км и радиусом орбиты около 26600 км) с одинаковой высотой и периодом обращения для всех спутников в 6-ти различных плоскостях. Круговая орбита является орбитой суточной крайности с периодом обращения 11 часов 58 минут. Наклонение орбиты в 55° является также одинаковым для всех КА системы. Отличительной характеристикой орбит КА является точка, в которой плоскость орбиты спутника пересекает экватор (долгота восходящего узла): данные точки отстоят друг от друга примерно на 60° .

Недостатком использования системы (как и любой другой радионавигационной системы) является зависимость приёма сигнала от определённых условий. Рабочая частота NAVSTAR находится в дециметровом диапазоне радиоволн, уровень сигнала от спутников может снижаться под плотной листвой деревьев или из-за большой облачности. Приёму сигналов GPS могут повредить помехи от многих наземных радиоисточников. Невысокое наклонение орбит КА системы GPS (55°) ухудшает точность в приполярных районах Земли, так как спутники невысоко поднимаются над горизонтом.

Состояние КА орбитальной группировки GPS на 30.12.2018г. по анализу альманаха от 17:00 30.12.18 (UTC) приведено в таблице 1.1 [8].

Таблица 1.1 - Состояние КА орбитальной группировки GPS на 30.12.2018г

№ точки	Плоскость	Тип КА	Дата запуска	Дата ввода в систему	Дата вывода из системы	Фактическое существование (месяцев)	Примечание
1	4	II-F	16.07.11	14.10.11		86.6	Используется по целевому назначению
2	4	II-R	06.11.04	22.11.04		169.3	
3	5	II-F	29.10.14	12.12.14		48.6	
4		II-R-M	24.03.09				Выведен (ТО)
5	5	II-R-M	17.08.09	27.08.09		112.2	Используется по целевому назначению
6	4	II-F	17.05.14	10.06.14		54.7	
7	1	II-R-M	15.03.08	24.03.08		129.3	
8	3	II-F	15.07.15	12.08.15		40.6	
9	6	II-F	02.08.14	17.09.14		51.5	
10	5	II-F	30.10.15	09.12.15		36.7	
11	4	II-R	07.10.99	03.01.00		228.0	
12	2	II-R-M	17.11.06	13.12.06		144.7	
13	6	II-R	23.07.97	31.01.98		251.1	
14	6	II-R	10.11.00	10.12.00		216.8	
15	6	II-R-M	17.10.07	31.10.07		134.1	
16	2	II-R	29.01.03	18.02.03		190.5	
17	3	II-R-M	26.09.05	13.11.05		157.6	
18	4	II-A	26.10.93	22.11.93		301.4	
19	3	II-R	20.03.04	05.04.04		176.9	
20	5	II-R	11.05.00	01.06.00		223.1	
21	4	II-R	31.03.03	12.04.03		188.7	
22	5	II-R	21.12.03	12.01.04		179.7	
23	6	II-R	23.06.04	09.07.04		173.8	
24	1	II-F	04.10.12	14.11.12		73.5	
25	2	II-F	28.05.10	27.08.10		100.2	
26	2	II-F	25.03.15	20.04.15		44.4	
27	3	II-F	15.05.13	21.06.13		66.3	
28	2	II-R	16.07.00	17.08.00		220.6	
29	3	II-R-M	20.12.07	02.01.08		132.0	
30	1	II-F	21.02.14	30.05.14		55.1	
31	1	II-R-M	25.09.06	13.10.06		146.7	
32	6	II-F	05.02.16	09.03.16		33.7	

Помимо использующихся по целевому назначению КА в космический сегмент входят следующие спутники: функционирующие в рамках проведения лётных испытаний (ЛИ), временно выведенные на техническое обслуживание (ТО) и находящиеся в орбитальном резерве.

Для орбитальной группировки характерно преобладание КА, функционирующих в течение 7-ми и более лет. В связи с этим в настоящее время заявлен третий этап модернизации GPS (НКА GPS III), в рамках которого планируется увеличить гарантированный САС запускаемых спутников до 15 лет [27]. Гарантированный САС функционирующих КА и другие технические характеристики системы GPS приведены в таблице 1.2.

Таблица 1.2 - Технические характеристики КА системы GPS

Характеристики	GPS IIA	GPS IIR	GPS IIR-M	GPS IIF	GPS III
Состояние	в эксплуатации 1 КА	в эксплуатации			в разработке
Гарантированный срок активного существования, лет	7.5	10	10	12	15
Масса КА, кг	985	1126.7	1126.7	1465.1	2161
Габариты КА, м	1.5*1.9*2.1	1.6*2.0*2.2	1.6*2.0*2.2	2.5*2.0*2.2	2.5*1.8*3.4
Энергопотребление, Вт	710	1040	1040	1900	4480

Увеличение массы и энергопотребления связаны со структурными модификациями существующей аппаратуры и добавлением новых аппаратных модулей (целевой аппаратуры и дополнительных полезных нагрузок). Разработка аппаратов поколения GPS III направлена на улучшение характеристик в части помехозащищённости, точности, доступности и обеспечении информационной целостности [27].

Спутники системы GPS с номерами точек 2, 7, 11-23, 28, 29, 31 (из таблицы 1.1) работают по целевому назначению за пределами гарантированного САС. Ещё у одного КА (номер точки 5) гарантированный САС фактически на исходе. Таким образом, существует высокий шанс отказов среди 58% КА орбитальной группировки GPS. Для сравнения в ОГ ГЛОНАСС существует повышенный шанс отказа у 42% НКА (что на 16 % меньше, чем у НКА GPS).

Вклад спутников в системе ГЛОНАСС с заканчивающимся и истекшим гарантированным САС проиллюстрирован на диаграмме (рисунок 1.1).

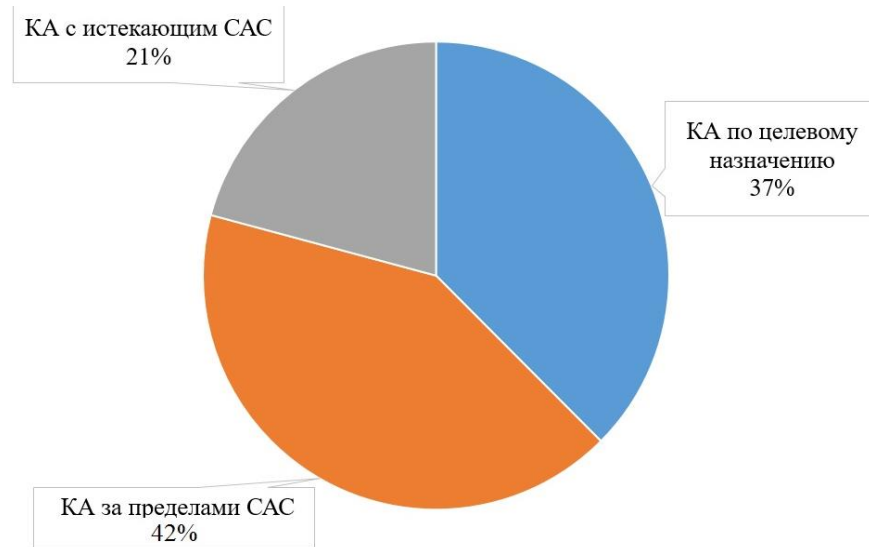


Рисунок 1.1 - Диаграмма распределения КА системы ГНОНАСС по САС

Распределение КА в системе GPS с различным гарантированным САС изображено на диаграмме (рисунок 1.2).

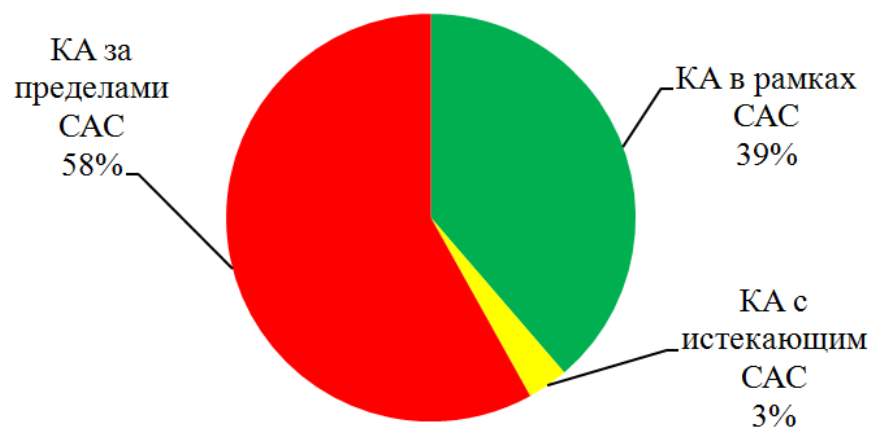


Рисунок 1.2 - Диаграмма распределения КА системы GPS по САС

Таким образом, к приоритетным направлениям модернизации системы GPS следует отнести разработку, ввод в систему усовершенствованных НКА, а также увеличение функциональных составляющих и гарантированного САС спутников.

Сопоставление данных диаграммы распределения КА систем ГНСС (рисунок 1.1 и рисунок 1.2) по САС подчёркивает необходимость поддержания и модернизации функционирующих спутниковых радионавигационных систем.

Спутниковая система Beidou. Китайская спутниковая система навигации была запущена в коммерческую эксплуатацию 27 декабря 2012 года после того, как был завершён второй этап развития системы БЕЙДОУ-2.

В настоящий момент создаётся система третьего поколения БЕЙДОУ-3 (разработка начата в 2009 году). Основной целью является обеспечение к 2020 году основных услуг для пользователей, находящихся на территории и акватории обоих Шелковых путей (сухопутного и водного), а также соседних регионов, и завершение развертывания орбитальной группировки из 35 КА, предназначенной для обеспечения услугами пользователей глобально [28].

Спутниковая группировка Beidou развёрнута относительно недавно, поэтому показатель гарантированного САС в течение, как минимум, 2-х лет вне зоны риска.

Спутниковая система Galileo. Глобальная навигационная спутниковая система Galileo создаётся совместными усилиями Европейского союза (ЕС) и Европейского космического агентства (ЕКА) и предназначена для решения навигационных задач. Программа по созданию Европейской ГНСС была принята в 1994.

Предполагалось развитие спутниковой системы в 2-х направлениях [29]:

- развитие системы в качестве функциональных дополнений существующих ГНСС ГЛОНАСС и GPS (программа European Geostationary Navigation Overlay Service - EGNOS);
- создание собственной глобальной навигационной спутниковой системы для гражданского применения.

Окончательная оценка развития НКА системы возможна после полноценного развертывания орбитальной группировки Galileo.

Региональная спутниковая система QZSS. Данная навигационная спутниковая система предназначена для обслуживания потребителей в Тихоокеанско-Азиатском регионе и включает в себя следующие функции: передача сигналов (идентичны сигналам системы GPS), передача поправок и

информационной целостности, передача текстовых сообщений. Полноценная эксплуатация системы QZSS начата в ноябре 2018 года.

Идентичность сигналам системы GPS позволяет повысить доступность навигации для потребителей услуг GPS на территории с ландшафтом с барьерным эффектом: горы, горные системы, холмы, плотная городская застройка.

Изначально проект системы QZSS рассматривался в качестве системы дифференциальной коррекции (методы улучшения характеристик работы навигационной системы, такие, как точность, надежность и доступность, через интеграцию внешних данных в процессе расчета) для GPS. Улучшение работоспособности системы GPS посредством QZSS выполнимо 2-мя способами [30]:

- 1) повышение доступности GPS-сигналов;
- 2) повышение точности и надёжности работы навигационных систем, работающих с GPS.

Сигналы о доступности КА ОГ GPS, передаваемые со спутников системы QZSS, совместимы с модернизированными сигналами GPS [31]. Таким образом, обеспечена возможность их взаимодействия. Это позволяет унифицировать спецификацию и дизайн приёмников. В сравнении с отдельно функционирующей системой GPS, совместная система GPS и QZSS улучшает производительность благодаря выбору диапазона коррекционных данных. Надёжность повышается посредством передачи данных о состоянии спутников.

Региональная спутниковая система NavIC (IRNSS). Программа создания и развития индийской региональной спутниковой системы была утверждена в мае 2006 года. Цель создания системы - применение автономного навигационно-временного обеспечения на Индийском полуострове. На момент формирования штатной орбитальной группировки (2016 г.) насчитывалось 7 НКА.

NavIC является первой независимой навигационной системой, которая предоставляет потребителям с одночастотной аппаратурой ионосферные поправки на основе параметров ионосферной точечной сетки, обеспечивая тем

самым точность определения местоположения потребителя, сопоставимую с точностью, получаемой при использовании двухчастотной аппаратуры [31].

1.2. Сравнительный анализ функционирования спутниковых навигационных систем и способы развития ГНСС

Опционально СРНС обеспечивают всепогодные высокоточные расчеты пространственно – временных координат и скоростей статических и динамических объектов. Каждая из рассматриваемых спутниковых систем в части космических комплексов имеет собственные функциональные преимущества и недостатки, некоторые из систем взаимно дополняют друг друга (использование спутниковой системы Galileo в качестве дополнения существующих СРНС GPS и ГЛОНАСС, разработка QZSS в качестве системы дифференциальной коррекции для GPS).

Основные действующие ГНСС существенно отличаются по своей структуре. ГЛОНАСС — трехплоскостная устойчивая система, GPS – шестиплоскостная система, спутники которой подвержены резонансным возмущениям за счет периода, кратного периоду обращения Земли. Для компенсации уходов из-за неустойчивости системы GPS проводятся постоянные (не реже, чем 1 раз в 2 года) коррекции орбит КА GPS [32].

Важнейшим показателем функционирования ГНСС является точность навигационных определений (точность определения пространственных координат, составляющих скорости движения и поправки часов, доступная любому потребителю ГНСС) [33, 34, 35].

Точность навигационных определений ГНСС меняется в зависимости от географического расположения объекта, местоположение которого необходимо определить. В таблице 1.3 приводятся показатели точности навигационных определений гражданского потребителя для СРНС ГЛОНАСС и GPS от 05.01.2019 г. [27].

Таблица 1.3 – Точность навигационных определений гражданского потребителя

СРНС	Географическая точка (объект интереса)	Координаты	Ошибка навигационных определений			Среднее количество радиовидимых КА
			по широте, в метрах	по долготе, в метрах	по высоте, в метрах	
ГЛОНАСС	Норильск	69°20' с.ш.,	4.40	4.44	12.21	9
GPS		88°13' в.д.	4.65	4.39	14.90	11
ГЛОНАСС	Магадан	59°34' с.ш.,	6.24	18.53	11.67	9
GPS		150°48' в.д.	5.55	17.08	12.99	11
ГЛОНАСС	Петропавловск-Камчатский	53°01' с.ш.,	8.73	7.48	16.48	9
GPS		158°39' в.д.	8.68	5.57	18.68	9
ГЛОНАСС	Санкт-Петербург	59°57' с.ш.,	7.37	7.05	17.70	9
GPS		30°19' в.д.	7.46	5.87	18.73	10
ГЛОНАСС	Новосибирск	55°01' с.ш.,	5.54	5.03	12.85	9
GPS		82°55' в.д.	4.94	4.45	13.77	11
ГЛОНАСС	Иркутск	52°17' с.ш.,	5.42	4.84	11.36	9
GPS		104°18' в.д.	4.85	3.98	14.01	10
ГЛОНАСС	Москва	55°45' с.ш.,	6.65	7.53	13.68	9
GPS		37°37' в.д.	5.16	6.72	12.57	10
ГЛОНАСС	Владивосток	43°07' с.ш.,	5.52	5.27	13.45	8
GPS		131°54' в.д.	6.11	3.78	11.36	10
ГЛОНАСС	Южно-Сахалинск	46°57' с.ш.,	5.73	6.48	13.66	8
GPS		142°44' в.д.	5.30	4.03	13.60	10
ГЛОНАСС	Геленджик	44°33' с.ш.,	5.91	5.48	13.68	8
GPS		38°04' в.д.	6.00	4.44	13.27	10
ГЛОНАСС	Кисловодск	43°54' с.ш.,	6.01	5.98	14.29	8
GPS		42°43' в.д.	6.50	4.86	14.14	10

Каждая из ГНСС имеет собственную ошибку (измерение с определённой точностью) навигационных определений гражданского потребителя по географическим координатам: широте, долготе и высоте. На рисунках 1.3, 1.4 проиллюстрирована зависимость параметра E (в метрах) ошибки местоопределения гражданского потребителя посредством СРНС ГЛОНАСС и GPS в зависимости от географической широты ϕ (в градусах) и долготы θ (в градусах) его нахождения соответственно.

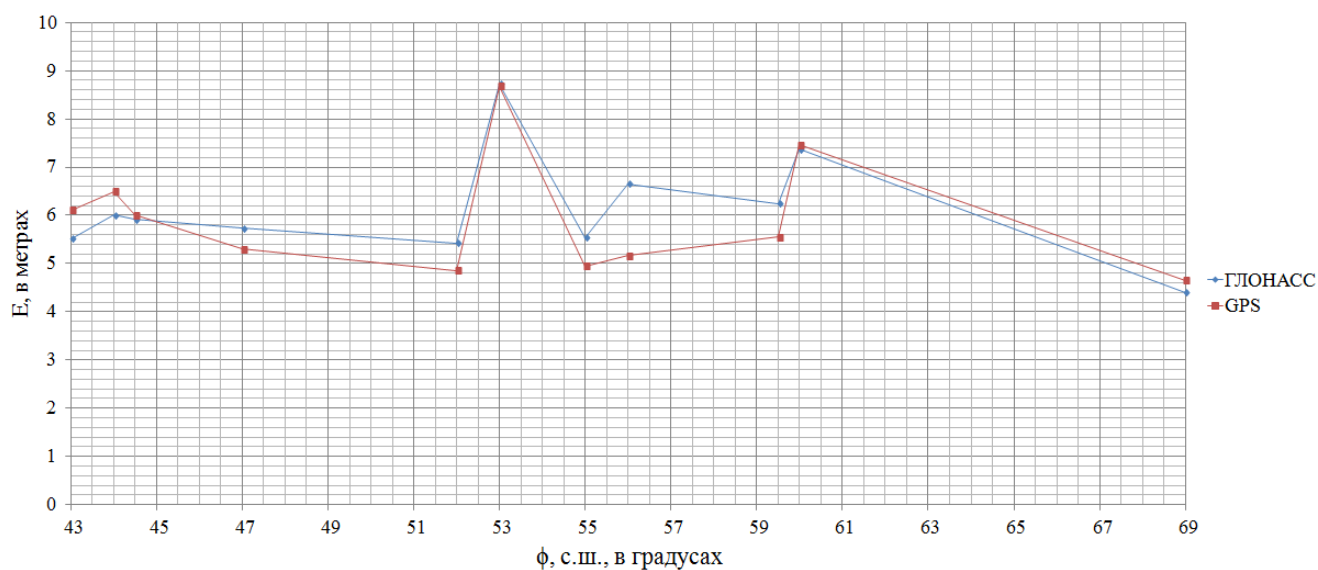


Рисунок 1.4 - Зависимость ошибки навигационных определений гражданского потребителя ГНСС от географической широты объекта

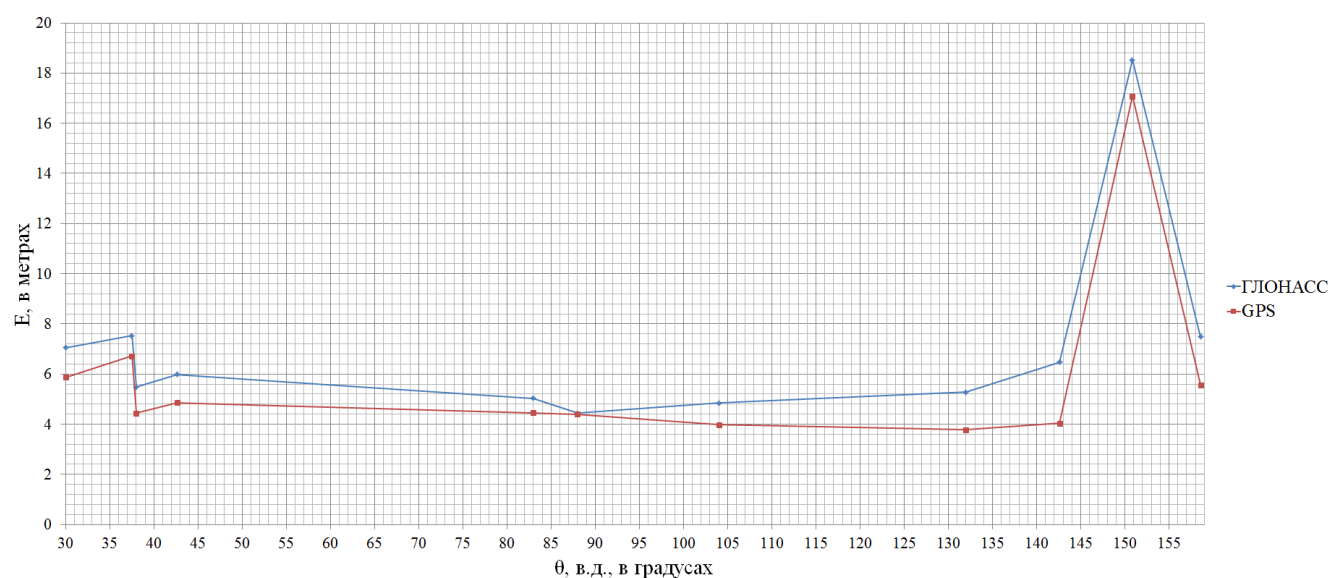


Рисунок 1.5 - Зависимость ошибки навигационных определений гражданского потребителя ГНСС от географической долготы объекта

При проведении сравнения точности местоопределения гражданских объектов спутниковая группировка GPS имеет меньшее значение ошибки навигационных определений ОИ по долготе, но уступает по данному показателю в определённых широтах (43° - 45° и выше 60° с.ш.). Это связано с особенностью параметров орбиты СРНС ГЛОНАСС. Резкие изменения параметра Е на близких относительно друг друга показателях широты/долготы могут быть обусловлены особенностями рельефа местности, на которой расположен ОИ. Изменение

параметра E (в метрах) ошибки навигационных определений гражданского потребителя по высоте в зависимости от нахождения объектов приведено на рисунке 1.6.

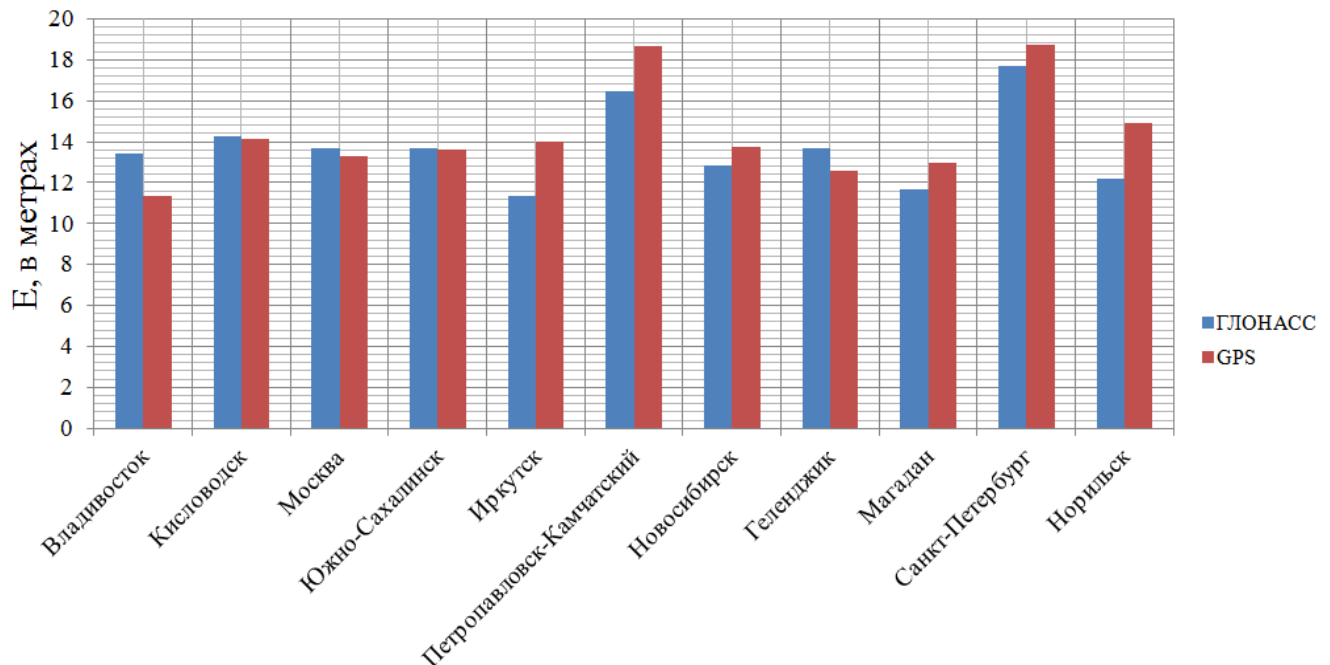


Рисунок 1.6 - Изменение ошибки навигационных определений гражданского потребителя ГНСС от географической высоты объекта

По данной компоненте СРНС ГЛОНАСС имеет меньшее значение показателя ошибки навигационных определений гражданского ОИ по сравнению с аналогичным показателем ОГ GPS, однако рассматриваемая величина ошибки достаточно велика, особенно в северных широтах [36]. Для успешного проведения освоения стратегически важных северных территорий возможно введение высокоэллиптического сегмента в функционирующую группировку ГНСС. В таком случае возникает необходимость решения основной задачи навигационных КА ГНСС, сопряженной с разработкой модели определения параметров движения КА на ВЭО, с целью поддержания и улучшения доступности и точности навигации [37, 38].

Для обеспечения надёжности функционирования навигационных КА в течение всего САС возможно использование улучшенной методологии разработки и

отладки как бортового программного обеспечения, так и программного обеспечения аппаратуры КА.

Основные теоретические положения, затрагиваемые при решении навигационной задачи КА, приводятся в пункте 1.3.

1.3. Основные теоретические положения решения навигационной задачи КА

В рамках решения основной задачи навигационных КА производится определение параметров орбит, принципов космической радиосвязи СРНС, а также разработка функциональных связей между НКА ОГ, размещения НКА на орбитах. Количество НКА и параметры их орбит определяют структуру всей ОГ. На основе разработанной космической системы прорабатывается вопрос реализации навигационной задачи посредством выбора способов её решения. Зона обслуживания (покрытие) и решение навигационной задачи являются основными выходными показателями космической системы. Для решения навигационной задачи необходимо учитывать особенности взаимодействия НКА между собой и с аппаратурой потребителя. Данное взаимодействие осуществляется с помощью радионавигационных сигналов, что подразумевает применение методов их обработки, описываемых в главе 2.

1.3.1. Параметры орбиты НКА ГНСС

Движение НКА вокруг Земли осуществляется по эллиптической траектории.

Невозмущенное движение КА определяют шесть элементов: большая полуось a , эксцентриситет e , наклонение орбиты i , долгота восходящего узла Ω , угловое расстояние перигея ω и истинная аномалия v . Параметры a и e определяют размер и форму эллиптической орбиты. Элементы i , Ω , ω , v являются угловыми характеристиками, определяющими положение плоскости орбиты в системе координат XYZ и ориентацию орбиты в этой плоскости [39]:

- наклонение орбиты i – угол между плоскостью орбиты и плоскостью экватора Земли;

- долгота восходящего узла Ω – угол между точкой весны и восходящим узлом орбиты, отсчитываемым от точки весны вдоль экватора в направлении вращения Земли;
- угловое расстояние перигея ω – угол между линией узлов и направлением из центра Земли на перигей орбиты, отсчитываемый от восходящего узла в направлении движения КА;
- истинная аномалия ν – угол между направлением из центра Земли на перигей орбиты и r радиус-вектором КА, отсчитываемым от перигея орбиты в направлении движения КА.

Основные элементы эллиптической орбиты приведены на рисунке 1.7.

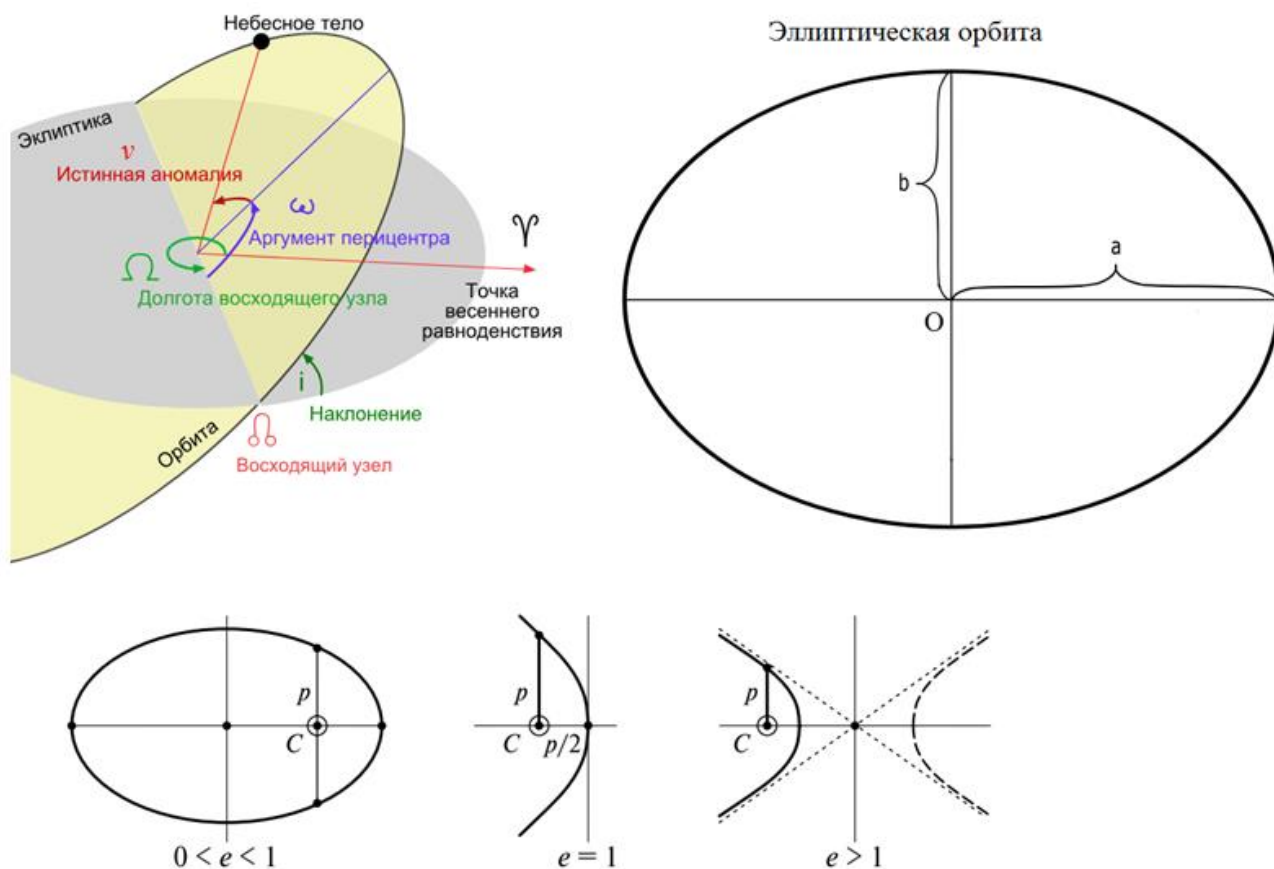


Рисунок 1.7 - Элементы эллиптической орбиты

Помимо основных элементов орбиты на рисунке 1.7 обозначены следующие характеристики: b - малая ось, p – фокальный параметр орбиты, C – притягивающий центр (планета Земля для НКА).

Основные формулы, используемые для практических расчетов невозмущенного движения, имеют следующий вид:

$$r = \frac{a(1-e^2)}{1+e \cdot \cos v}, \quad h = r - R_3, \quad (1.1)$$

$$r_n = a(1-e), \quad r_a = a(1+e), \quad p = a(1-e^2), \quad (1.2)$$

$$e = \frac{r_a - r_n}{r_a + r_n}, \quad (1.3)$$

$$T = T_0 \cdot \left(\frac{a}{R_3} \right)^{3/2}, \quad (1.4)$$

где r – текущее значение величины радиус-вектора; h – текущее значение высоты орбиты КА; R_3 – средний радиус Земли; $R_3 = 6\,371$ км; r_n – радиус перигея ($v = 0^\circ$); r_a – радиус апогея ($v = 180^\circ$); p – фокальный параметр ($v = 90^\circ$); e – эксцентриситет орбиты; T – период обращения КА; T_0 – период обращения КА для круговой орбиты с нулевой высотой орбиты; $T_0 \approx 84,3$ мин = 1,405 ч.

Вектор скорости связан с орбитальными параметрами посредством следующих уравнений:

$$\begin{aligned} V &= V_0 \sqrt{\frac{2R_3}{r} - \frac{R_3}{a}}, \\ V_u &= V_0 \cdot \sqrt{\frac{R_3}{p}} (1 + e \cdot \cos v), \\ V_r &= V_0 \cdot \sqrt{\frac{R_3}{p}} \cdot e \cdot \sin v, \\ \sin \theta &= \frac{V_u}{V}, \quad \operatorname{tg} \theta = \frac{1 + e \cdot \cos v}{e \cdot \sin v}, \end{aligned} \quad (1.5)$$

где V – скорость движения КА по эллиптической орбите; V_0 – скорость движения КА по круговой орбите с нулевой высотой орбиты; V_r – составляющая скорости по радиусу орбиты; $V_0 \approx 7,91$ км/с; V_u – составляющая скорости по нормали к радиусу орбиты; θ – угол между радиус-вектором и вектором скорости.

Связь между углом ν и текущим временем t движения КА задается уравнением Кеплера:

$$M = E - e \sin E, \quad (1.6)$$

$$(t - t_n) = T \cdot \frac{M}{2\pi},$$

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \cdot \operatorname{tg} \frac{\nu}{2}, \quad (1.7)$$

где M – средняя аномалия; E – эксцентрическая аномалия; t_n – время прохождения перигея.

Для решения обратной задачи нахождение значений ν , E как функций времени, используется метод итераций [40]:

$$E_n = E_{n-1} - \frac{E_{n-1} - e \cdot \sin E_{n-1} - M}{1 - e \cdot \cos E_{n-1}}, \quad (1.8)$$

при этом первая итерация $E_1 = M$.

Вследствие таких факторов, как сопротивление атмосферы, сжатие Земли, световое давление солнечных лучей, притяжение звёзд и планет, КА испытывает отклонения от невозмущенного движения.

Значительным фактором является влияние сжатия Земли, которое приводит к изменениям положения (эволюции) орбиты в пространстве за один виток. Данный факт необходимо учитывать при определении параметров орбитального движения НКА с течением времени.

Показатели, которые также важно учитывать – орбитальные прецессии. В общем смысле, прецессия – явление, при котором орбитальный момент тела меняет своё направление в пространстве.

Прецессия восходящего узла орбиты определяется как:

$$\Delta \Omega_n = -0,59^0 \left(\frac{R_3}{p} \right)^2 \cdot \cos i, \quad (1.9)$$

а прецессия перигея орбиты (вращение линии апсид) вычисляется как:

$$\Delta \omega_n = 0,296^0 \left(\frac{R_3}{p} \right)^2 (5 \cos^2 i - 1). \quad (1.10)$$

Прецессия восходящего узла равна нулю при $i = 90^\circ$, а прецессия перигея орбиты равна нулю при $i = 63,43^\circ$ (исходя из уравнений (1.9), (1.10)), что применяется при выборе устойчивых по углу ω эллиптических орбит.

1.3.2. Движение НКА относительно поверхности Земли

Спутник в процессе своего орбитального движения позволяет осуществлять наблюдение за частью территории планеты, вокруг которой организовано орбитальное движение. Данная особенность КА используется для решения задач связи, навигации, геодезии и других прикладных задач [41].

Взаимная видимость КА и наблюдателя (Н), размещенного на поверхности Земли, геометрически проиллюстрирована на рисунке 1.8.

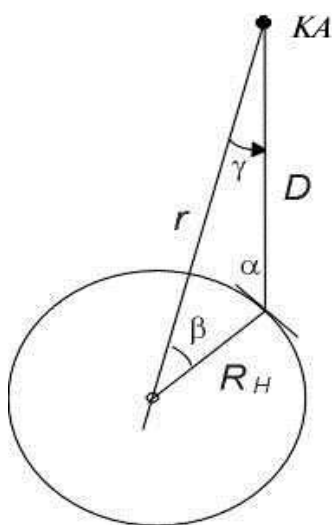


Рисунок 1.8 - Геометрическая интерпретация взаимной видимости КА и наблюдателя

На рисунке 1.8 используются следующие обозначения: R_H - расстояние от центра Земли до наблюдателя, находящегося на поверхности Земли или выше; D - дальность; α - угол видимости спутника над горизонтом; 2γ - угол видимости Земли с КА; 2β - угловой радиус зоны обзора поверхности Земли с КА.

Расчёт взаимной видимости производится по формулам:

где ω – угловая скорость вращения Земли; $\omega = 0,0042$ °/с; u – аргумент широты спутника, отсчитываемый от восходящего узла орбиты в направлении движения, $u = v + \omega$; S_0 – среднее звездное время на заданную дату; $\lambda_{ГР}$ – географическая долгота восходящего узла.

Максимальное значение подспутниковой широты достигается при $u = 90^\circ$ и равно $\varphi_{ГМС}^{\max} = i$. При этом осматриваемая с КА территория Земли может достигать (по широте) значения $\varphi_{осм} \leq i + \beta$. Для обеспечения глобального осмотра поверхности Земли и ее полярных районов наклонение орбиты должно удовлетворять требованию $i > 90^\circ - \beta$.

Начало и конец проекции орбиты КА на экваторе не совпадают из-за вращения Земли и прецессии орбиты, что обеспечивает последовательный осмотр спутником поверхности Земли (изомаршрутность трассы).

Существует возможность подбора орбиты КА с синхронным по отношению к вращающейся Земле периодом обращения и обладающую изомаршрутностью трассы по поверхности Земли. Период движения синхронных орбит определяется выражением:

$$T_C = \left(2 \frac{m}{n} + \frac{\Delta\Omega_{П}}{\pi} \right) \frac{\pi}{\omega_3}, \quad (1.13)$$

где $\frac{m}{n}$ – отношение числа суток к числу витков. Солнечно-синхронные орбиты – частный случай синхронных орбит, когда на повторяющихся трассах сохраняется солнечное время прохождения спутника. Этот случай справедлив для орбит с наклонением более 90° при реализации условия совпадения скорости прецессии и скорости движения среднего Солнца по экватору ($\Omega_{П}$) за одни сутки $|\Omega_{П}| = 0,985^\circ$. При использовании в формуле (1.13) значения $|\Omega_{П}|$ получаются следующие выражения:

$$T_{CC} = \frac{m}{n} \cdot 8,59284 \cdot 10^4 \text{ с} = \frac{m}{n} \cdot 23,869 \text{ ч},$$

$$\cos i_{CC} = -\frac{m}{n} \cdot 1,67(1-e^2)^2 \cdot \left(\frac{T_{CC}}{T_O}\right)^{4/3}. \quad (1.14)$$

Полученная система уравнений позволяет геометрически определить длительность и периодичность появления КА в зоне видимости наблюдателя, а также размеры зон обслуживания на поверхности Земли [41].

1.3.3. Организация взаимосвязи спутниковых навигационных систем

Выбор типа орбит КА определяется исходя из видов и способов организации космической связи. Низкие круговые орбиты способствуют упрощению аппаратуры связи потребителя за счёт небольших дальностей до КА. Но, обеспечивая охват зоны связи, данный вид орбит не предоставляет высокой оперативности. Это связано с тем, что между разнесёнными абонентами требуется промежуточное запоминание информации на спутнике с последующей её передачей при входе спутника в зону радиовидимости пункта приёма связной информации, поступающей по открытым каналам связи. Количественное наращивание ОГ и размещение спутников в нескольких плоскостях, создание межспутниковой связи позволяет повысить оперативность космической системы, но приводит к усложнению и увеличению затрат на её развитие, поддержание функционирования.

Спутники на эллиптических орбитах замедляются при орбитальном движении вблизи апогея. Этот факт применяется для организации непрерывной связи над выбранным районом обслуживания (располагается под апогеем эллиптических орбит КА), уменьшая требуемое количество НКА. Эллиптические орбиты с периодом $T \approx 12$ ч и наклоном $i \approx 63^\circ$ имеют особенность - устойчивое положение апогея в пространстве относительно подспутниковой наземной точки. Один спутник обеспечивает региональную связь в течение $\frac{3}{4}$ части времени витка. Данная особенность применима для обеспечения оперативной связи на труднодоступных северных территориях [42, 43].

Высокие скорости орбитального движения КА вызывают появление значительного доплеровского изменения частоты. Доплеровский эффект (изменение частоты и длины волны излучения, воспринимаемое приёмником, вследствие движения источника излучения или движения приёмника) приводит к уширению рабочей полосы радиосигнала.

Длина трассы распространения сигнала способствует заметным задержкам сигнала. Задержка сигнала в линиях «потребитель – КА – потребитель» требует применения алгоритмов по уменьшению влияния искажений при информационном обмене. Такие факторы, как освещённость орбиты и площадок КА, аэродинамическое торможение, радиационное давление и влияние возмущающих реактивных сил на движение КА, необходимо принимать во внимания при детальном расчёте условий радиовидимости НКА.

Каждый вид орбит КА имеет свою специфику, достоинства и недостатки. В каждом конкретном случае вид орбит спутников выбирается в зависимости от требований к эффективности. Фундаментом при выборе основных параметров космической системы связи является расчет радиолинии.

При расчёте линии спутниковой связи первоначально определяется пропускная способность открытого канала [44, 45]. В дискретных системах с передачей в виде двоичного кода значение пропускной способности открытого канала связи вычисляется по формуле:

$$C_{\max} = B \cdot \log_2 \left(\frac{P_C}{P_{\text{ш}}} + 1 \right), \quad (1.15)$$

где $P_C/P_{\text{ш}}$ – среднее отношение мощностей сигнала (P_C) и шума ($P_{\text{ш}}$), измеряемое в дБГц; B – полоса пропускания (в Гц); $C_{\max}$ – предельная пропускная способность (в дв.ед/с). Величина $P_C/P_{\text{ш}}$ характеризует энергетический потенциал линии и определяется из условия обеспечения передачи информации с требуемой достоверностью. Значение мощности сигнала P_C на входе приемника определяется мощностью передатчика, коэффициентами усиления приемной и передающей антенн, ослаблением сигнала при распространении в пространстве,

поляризационными потерями и дополнительными ослаблениями в фидерных трактах [46]. Ширина полосы B выбирается из условия оптимального использования выделенного диапазона частот. Подстройка требуемого соотношения «сигнал/шум» обеспечивается выбором параметров радиолинии. Расчёт мощности принимаемого сигнала на входе приемника потребителя рассчитывается по формуле:

$$P_{\text{пр}} = \frac{E_{\text{пер}} \cdot G_{\text{пр}} \cdot \eta_{\text{пр}}}{L_X \cdot L_P},$$

$$L_P = \left(\frac{4\pi D}{\lambda} \right)^2, \quad E_{\text{пер}} = P_{\text{пер}} \cdot \eta_{\text{пер}} \cdot G_{\text{пер}}, \quad (1.16)$$

$$\lambda = c / F.$$

В формуле (1.16) используются следующие обозначения: L_P – затухание энергии при распространении в свободном пространстве; $E_{\text{пер}}$ – эквивалентная изотропно излучаемая мощность передатчика; L_X – аномальные потери в радиоканале; λ – длина волны радиосигнала; F – частота радиосигнала; c – скорость света; D – расстояние между передающей и приемной антеннами; $\eta_{\text{пер}}$, $\eta_{\text{пр}}$ – КПД передающего и приёмного трактов; $P_{\text{пер}}$ – передаваемая мощность; $P_{\text{пр}}$ – принимаемая мощность; $G_{\text{пер}}$, $G_{\text{пр}}$ – коэффициенты усиления антенн тракта передатчика и приемника. Параметры приемной антенны выражаются через ее апертуры $S_{\text{пр}} = \frac{\lambda^2}{4\pi} \cdot G_{\text{пр}}$, соответственно, уравнение радиолинии принимает вид:

$$P_{\text{пр}} = E_{\text{пер}} \cdot \frac{\eta_{\text{пр}} \cdot S_{\text{пр}}}{L_X \cdot 4\pi D^2}. \quad (1.17)$$

Мощность шумов на входе приемника рассчитывается как:

$$P_{\text{ш}} = \kappa \cdot T_{\text{э}} \cdot \Delta f_{\text{ш}}, \quad (1.18)$$

где $P_{\text{ш}}$ – мощность шумов приемника (в Вт); κ – постоянная Больцмана ($1,38 \cdot 10^{-23}$ Вт/Гц·град); $T_{\text{э}}$ – эквивалентная шумовая температура на входе приемника (в К); $\Delta f_{\text{ш}}$ – эквивалентная шумовая полоса приемника (в Гц).

Требуемые параметры аппаратуры спутниковой радиосвязи для одностороннего открытого радиоканала вычисляются по формуле:

$$P_{\text{пер}} = \frac{16 \pi^2 \cdot L_X \cdot D^2 \cdot P_{\text{ш}}}{\lambda^2 \cdot G_{\text{пер}} \cdot G_{\text{пр}} \cdot \eta_{\text{пер}} \cdot \eta_{\text{пр}}} \cdot \frac{P_C}{P_{\text{ш}}}. \quad (1.19)$$

Уравнение радиопередачи сохраняет свой общий вид для двустороннего открытого радиоканала (при использовании ретранслятора):

$$P_{\text{пер}} = \frac{16 \pi^2 \cdot L_X \cdot D^2 \cdot P_{\text{ш}}}{\lambda^2 \cdot G_{\text{пер}} \cdot G_{\text{пр}} \cdot \eta_{\text{пер}} \cdot \eta_{\text{пр}}} \cdot \left(\frac{P_{\text{ш}}}{P_c} \right)_{\Sigma}. \quad (1.20)$$

Соотношение шум/сигнал рассматривается как суммарное по открытым каналам на входе спутника и земной станции:

$$\left(\frac{P_{\text{ш}}}{P_c} \right)_{\Sigma} = \left(\frac{P_{\text{ш}}}{P_c} \right)_{\text{ВХ}}^c + \left(\frac{P_{\text{ш}}}{P_c} \right)_{\text{ВХ}}^{\text{ЗС}}. \quad (1.21)$$

При этом отношение сигнал/шум на каждом из участков должно быть выше, чем на конце линии:

$$\begin{aligned} \left(\frac{P_{\text{ш}}}{P_c} \right)_{\text{ВХ}}^c &= a_{\text{ш}} \left(\frac{P_{\text{ш}}}{P_c} \right)_{\Sigma}, & \left(\frac{P_{\text{ш}}}{P_c} \right)_{\text{ВХ}}^{\text{ЗС}} &= b_{\text{ш}} \left(\frac{P_{\text{ш}}}{P_c} \right)_{\Sigma}, \\ a_{\text{ш}} &\geq 1; b_{\text{ш}} \geq 1, \end{aligned} \quad (1.22)$$

где $a_{\text{ш}} = \frac{b_{\text{ш}}}{b_{\text{ш}} - 1}$ – уравнение перераспределения запасов между участками.

В расчетах радиолинии используется коэффициент усиления антенн, значения которого для параболической антенны можно рассчитать как:

$$G_A = \frac{K_A}{1 - \cos \frac{\theta_{0,5}}{2}}, \quad (1.23)$$

где $\theta_{0,5}$ – ширина диаграммы по уровню половинной мощности сигнала; K_A – коэффициент, $K_A \approx 2,0$.

Диаметр параболической антенны можно определить по выражению:

$$d_{\text{АФУ}} = b \cdot \frac{\lambda}{\theta_{0,5}}, \quad (1.24)$$

где b – конструктивный коэффициент, $b = (0,5 \dots 0,7)$.

Требуемое значение коэффициента усиления антенн во многом определяется необходимой угловой зоной обслуживания. Для варианта обеспечения полного обзора всей видимой с КА поверхности Земли ширина диаграммы направленности антенны θ (графическое представление зависимости коэффициента усиления антенны или коэффициента направленного действия от направления антенны в заданной плоскости) определяется выражением:

$$\theta_{0,5} = 2 (\gamma + \Delta\gamma), \quad (1.25)$$

где $\Delta\gamma$ – точность ориентации антенн КА, γ определяется из формулы (1.11).

Для организации равносигнальной зоны приема сигнала на поверхности Земли необходимо сформировать оптимизированную диаграмму антенны, удовлетворяющую во всей зоне радиовидимости следующему требованию:

$$\frac{G_{\text{пер}}}{D^2} \approx \text{const}, D = \sqrt{r^2 - R^2 \cdot \cos^2 \alpha} - R \cdot \sin \alpha, \quad (1.26)$$

где $\frac{G_{\text{пер}}}{D^2}$ отражает потенциал радиолинии, а значения α_0 задаются в диапазоне $(0 \dots 90)^\circ$. При этом возможное изменение коэффициента усиления антенны в направлении критического потенциала радиолинии (θ_{max}) определяется как:

$$\frac{G_{\text{max}}}{G_{\text{min}}} = \frac{1 + \frac{R_3}{r}}{1 - \frac{R_3}{r}}, \quad (1.27)$$

где G_{max} – максимальное усиление в направлении $\alpha_0 = 0$; G_{min} – минимальное усиление в направлении $\alpha_0 = 90^\circ$.

Чем ниже орбита, тем больше выигрыш от создаваемой оптимизированной диаграммы (может достигать 2...3 дБ) [47]. Оптимизированная диаграмма глобального обзора изображена на рисунке 1.10.

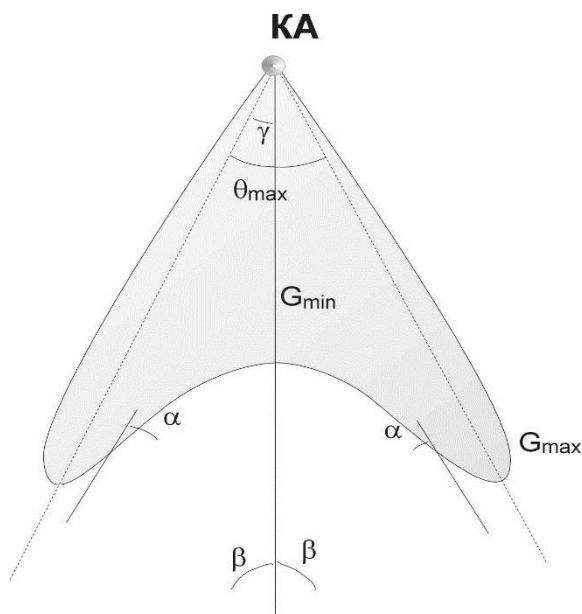


Рисунок 1.10 - Оптимизированная диаграмма глобального обзора

Использование антенн с большим коэффициентом усиления, призванных поддерживать организацию высокоэффективной линии связи, сокращает ширину диаграммы направленности. Это приводит к уменьшению зоны обслуживаемой поверхности. Для парирования данной ситуации применяются многолучевые антенны, непрерывно заполняющие глобальную зону обзора. Отношение эффективной излучаемой мощности в каждом луче многолучевой антенны к однолучевой антенне сохраняется с увеличением количества лучей:

$$P_o \cdot G_o \approx \sum_{i=1}^n P_i \cdot G_i, \quad (1.28)$$

где n – количество лучей; P_o – располагаемая мощность передатчика; P_i – мощность, передаваемая в одном луче; G_o , G_i – коэффициент усиления в глобальной зоне и отдельном луче.

Таким образом, при решении задачи расчёта оптимизированной диаграммы антенных систем потребителей необходимо учитывать многофакторность, которая включает в себя как параметры орбит КА, так и технические характеристики проектируемых антенных систем, закладываемый потенциал линии [47].

1.3.4. Постановка основной навигационной задачи

Основное содержание навигационной задачи – определение пространственно-временных координат потребителя, а также составляющих его скорости - вектора состояния потребителя $U = \left[x, y, z, t, t', \frac{dx}{dt}, \frac{dy}{dt}, \frac{dz}{dt} \right]^T$. Элементами данного вектора являются пространственные координаты потребителя (x, y, z) , временная поправка t' шкалы времени потребителя относительно системной шкалы времени, а также составляющие вектора скорости $(\frac{dx}{dt}, \frac{dy}{dt}, \frac{dz}{dt})$. Элементы вектора U недоступны непосредственному измерению с помощью радиосредств. У принятого сигнала в интересах навигации могут измеряться те или иные параметры - радионавигационные (РНП), а соответствующие им геометрические параметры - навигационные (НП).

Основные навигационные параметры – дальность и скорость передвижения потребителя. В общей постановке рассматривается вход приёмника с реализацией $y(t)$ вида:

$$y(t) = S(t, \psi(U'), \vartheta, \mu) + n(t), \quad (1.29)$$

где $S(t, \psi(U'), \vartheta, \mu)$ – аддитивная смесь сигнала, а $n(t)$ – помеха. Функция $S(t, \psi(U'), \vartheta, \mu)$ может состоять из одного или нескольких сигналов, соответствующих различным навигационным спутникам:

$$S(t, \psi(U'), \vartheta, \mu) = \sum_{j=1}^N S_j(t, \psi_j(U), \vartheta_j, \mu_j), \quad (1.30)$$

где ψ_j – вектор радионавигационных параметров (содержится навигационная информация) открытого сигнала от j -го КА, μ_j – вектор параметров открытого сигнала, в которых не содержится навигационная информация (неинформационные параметры), ϑ_j – дискретный параметр дополнительной навигационной информации.

Радионавигационные параметры ψ выражаются задержкой сигнала τ , доплеровским смещением частоты $f_{\text{доп}}$ и фазой сигнала φ . Данные параметры

зависят от вектора потребителя $(\tau(U'), f_{\text{доп}}(U'))$. К неинформационному параметру μ относится амплитуда сигнала A . Аддитивная помеха $n(t)$ выражается в виде белого гауссовского шума с нулевым математическим ожиданием. Тогда сигнальная функция от j -го КА согласно формуле (1.30) преобразуется к виду:

$$S_j(t, \psi_j(U'), \vartheta_j, \mu_j) = A \cdot h_j(t - \tau_j) \cdot \sin((\omega_0 + 2\pi f_{\text{доп } j})t + \varphi_j), \quad (1.31)$$

где A – амплитуда открытого сигнала; $h_j(t - \tau)$ – модулирующая функция, обусловленная передачей навигационного сообщения; ω_0 – несущая частота; φ_j – случайная начальная фаза открытого сигнала.

Для нахождения вектора U используется функциональная связь между навигационными параметрами и компонентами вектора потребителя. Соответствующие функциональные зависимости называют навигационными функциями. Вид навигационных функций обусловлен многими факторами: видом навигационных параметров, характером движения навигационных спутников и потребителя, выбранной системой координат.

Точность навигационных определений зависит от выбранного метода навигационных определений по открытым каналам связи, обеспечения стабильности радиосигнала и высокой точности прогнозирования положения спутника на момент обсервации потребителя по спутнику [48, 49, 50]. Среди основных методов навигационных определений выделяются дальномерный, псевдодальномерный, доплеровский, псевдодоплеровский и комбинированный методы, описание которых содержится в [15] и реализация в трудах [51, 52].

Среди навигационных параметров основными являются геометрическая дальность и радиальная скорость между потребителем и НКА.

Геометрическая дальность $D_{\text{геом}}$ между потребителем (точкой в пространстве) и навигационными спутниками может выражаться в следующем виде:

$$D_{geom}(t_{u3m}, t_{u3l}) = \sqrt{(X(t_{u3m}) - X_{HKA}(t_{u3l}))^2 + (Y(t_{u3m}) - Y_{HKA}(t_{u3l}))^2 + (Z(t_{u3m}) - Z_{HKA}(t_{u3l}))^2} = \quad (1.32)$$

$$= |\bar{r}(t_{u3m}) - \bar{r}_{HKA}(t_{u3l})| = \sqrt{(\bar{r}(t_{u3m}) - \bar{r}_{HKA}(t_{u3l}))^2},$$

где $\bar{r}(t_{u3m}) = (X(t_{u3m}), Y(t_{u3m}), Z(t_{u3m}))$ - координаты точки в пространстве в инерциальной экваториальной геоцентрической системе координат (ИЭГСК) на момент проведения измерения t_{u3m} , $\bar{r}_{HKA}(t_{u3l}) = (X_{HKA}(t_{u3l}), Y_{HKA}(t_{u3l}), Z_{HKA}(t_{u3l}))$ - координаты НКА в ИЭГСК на момент излучения навигационного сигнала по открытым каналам связи с НКА t_{u3l} .

Полагается, что бортовые шкалы времени точки в пространстве и НКА синхронизированы, не имеют начального расхождения. Величина $\tau = t_{u3m} - t_{u3l}$ характеризует время распространения навигационного сигнала между потребителем и НКА, и выражается соотношением:

$$\tau = t_{u3m} - t_{u3l} = \frac{D_{geom}(t_{u3m}, t_{u3l})}{c}, \quad (1.33)$$

где c – скорость распространения радиоволны в вакууме ($c = 299792.458$ км/сек).

Геометрическая радиальная скорость между потребителем и НКА вычисляется посредством дифференцирования выражения (1.32) по времени и записывается в следующей форме:

$$V_{geom}(t_{u3m}, t_{u3l}) = \frac{dD_{geom}(t_{u3m}, t_{u3l})}{dt} = \frac{(X - X_{HKA})(V_x - V_{x_{HKA}})}{D_{geom}(t_{u3m}, t_{u3l})} + \frac{(Y - Y_{HKA})(V_y - V_{y_{HKA}})}{D_{geom}(t_{u3m}, t_{u3l})} + \quad (1.34)$$

$$+ \frac{(Z - Z_{HKA})(V_z - V_{z_{HKA}})}{D_{geom}(t_{u3m}, t_{u3l})},$$

где $\bar{X}(t_{u3m}) = (X(t_{u3m}), Y(t_{u3m}), Z(t_{u3m}), V_x(t_{u3m}), V_y(t_{u3m}), V_z(t_{u3m}))$ - вектор кинематических параметров (ВКП) потребителя на момент проведения измерения t_{u3m} ;

$\bar{X}_{HKA}(t_{u3l}) = (X_{HKA}(t_{u3l}), Y_{HKA}(t_{u3l}), Z_{HKA}(t_{u3l}), V_{x_{HKA}}(t_{u3l}), V_{y_{HKA}}(t_{u3l}), V_{z_{HKA}}(t_{u3l}))$ - ВКП НКА в ИЭГСК на момент излучения навигационного сигнала с НКА t_{u3l} .

Параметры τ и $f_{доп}$ из соотношения (1.31) связаны с геометрической дальностью D_{geom} и геометрической радиальной скоростью сближения объектов V_{geom} соответственно следующими выражениями:

$$D_{geom} = c \cdot \tau, \quad (1.35)$$

$$D_{geom} = f_{don} \cdot \lambda. \quad (1.36)$$

В общем виде выражения (1.32) и (1.34) соответственно с учётом расхождения бортовой шкалы времени (БШВ) потребителя относительно системной шкалы времени НКА космической навигационной системы принимают вид:

$$D_{изм}(t_{изм}, t_{изл}) = D_{geom}(t_{изм}, t_{изл}) + c \cdot \Delta t, \quad (1.37)$$

$$V_{изм}(t_{изм}, t_{изл}) = V_{geom}(t_{изм}, t_{изл}) + c \cdot \frac{d\Delta t}{dt}, \quad (1.38)$$

где $\frac{d\Delta t}{dt}$ - скорость расхождения БШВ потребителя относительно системной шкалы времени НКА космической навигационной системы, $D_{изм}(t_{изм}, t_{изл})$ - измеренная дальность между КА ВКК и НКА на момент времени приема открытого сигнала $t_{изм}$, $V_{изм}(t_{изм}, t_{изл})$ - измеренная радиальная скорость между потребителем и НКА.

Из системы уравнений (1.37) и (1.38) производится определение движения потребителя и ухода его шкалы времени на момент времени $t_{изм}$ по формуле:

$$\bar{Q}_i = \bar{Q}_{i-1} + (A^T W A)^{-1} A^T W (H - Z(\bar{Q}_{i-1})), \quad (1.39)$$

где $\bar{Q}_i$ - расширенный вектор состояния потребителя, включающий в себя параметры движения потребителя и уход его шкалы времени относительно шкалы времени космической навигационной системы, $\bar{Q}_i = (\bar{X}_i, \bar{T}_i)$, полученный после i итераций на момент времени $t_{изм}$;

$\bar{X}_i = (X_i, Y_i, Z_i, V_{X_i}, V_{Y_i}, V_{Z_i})$ - вектор кинематических параметров потребителя на момент проведения измерения $t_{изм}$;

$\bar{T}_i = \left(\Delta t_i, \frac{d\Delta t_i}{dt} \right)$ - уход шкалы времени потребителя и скорость её ухода относительно системной шкалы времени космической навигационной системы на момент проведения измерения $t_{изм}$;

$\bar{Q}_{i-1}$ - расширенный вектор состояния потребителя, включающий в себя вектор кинематических параметров потребителя и уход его шкалы времени относительно

шкалы времени системы космической навигационной системы, $\bar{Q}_{i-1} = (\bar{X}_{i-1}, \bar{T}_{i-1})$, полученный после $i-1$ итераций на момент времени $t_{изм}$.

Матрица частных производных A от расчётных значений измеренных параметров по определяемому расширенному вектору состояния потребителя имеет следующий вид:

$$A = \frac{\partial H}{\partial \bar{Q}_{i-1}} = \begin{pmatrix} \frac{\partial D_{изм,1}}{\partial X_{i-1}} & \dots & \frac{\partial D_{изм,M}}{\partial X_{i-1}} & \frac{\partial V_{изм,1}}{\partial X_{i-1}} & \dots & \frac{\partial V_{изм,M}}{\partial X_{i-1}} \\ \vdots & \ddots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial D_{изм,1}}{\partial Vz_{i-1}} & \dots & \frac{\partial D_{изм,M}}{\partial Vz_{i-1}} & \frac{\partial V_{изм,1}}{\partial Vz_{i-1}} & \dots & \frac{\partial V_{изм,M}}{\partial Vz_{i-1}} \\ \frac{\partial D_{изм,1}}{\partial \Delta t} & \dots & \frac{\partial D_{изм,M}}{\partial \Delta t} & \frac{\partial V_{изм,1}}{\partial \Delta t} & \dots & \frac{\partial V_{изм,M}}{\partial \Delta t} \\ \frac{\partial D_{изм,1}}{\partial \frac{d\Delta t}{dt}} & \dots & \frac{\partial D_{изм,M}}{\partial \frac{d\Delta t}{dt}} & \frac{\partial V_{изм,1}}{\partial \frac{d\Delta t}{dt}} & \dots & \frac{\partial V_{изм,M}}{\partial \frac{d\Delta t}{dt}} \end{pmatrix}. \quad (1.40)$$

Матрица весовых коэффициентов измерений W формируется в зависимости от точности проведённых измерений и от погрешности передаваемого от навигационного спутника сигнала, формируемого в кадре оперативной информации:

$$W = \begin{pmatrix} \sigma^2(D_{изм,1}) & & & & & 0 \\ & \ddots & & & & \\ & & \sigma^2(D_{изм,M}) & & & \\ & & & \sigma^2(V_{изм,1}) & & \\ & & & & \ddots & \\ 0 & & & & & \sigma^2(V_{изм,M}) \end{pmatrix} \quad (1.41)$$

По главной диагонали матрицы стоят среднеквадратические погрешности измерений σ^2 , остальные элементы матрицы нулевые. При отсутствии информации о точности проведённых измерений W имеет вид единичной матрицы.

Вектор измеренных значений H имеет следующий вид:

$$H = \begin{pmatrix} D_{изм,1} \\ \vdots \\ D_{изм,M} \\ V_{изм,1} \\ \vdots \\ V_{изм,M} \end{pmatrix} \quad (1.42)$$

Вектор расчётных значений $Z(\bar{Q}_{i-1})$, вычисленный на основании расширенного вектора потребителя после $i - 1$ итерации, выражается как:

$$Z(\bar{Q}_{i-1}) = \begin{pmatrix} D_{geom,1} + c \cdot \Delta t \\ \vdots \\ D_{geom,M} + c \cdot \Delta t \\ V_{geom,1} + c \cdot \frac{d\Delta t_i}{dt} \\ \vdots \\ V_{geom,M} + c \cdot \frac{d\Delta t_i}{dt} \end{pmatrix}. \quad (1.43)$$

В случае рассмотрения СРНС важной характеристикой является геометрический фактор (ГФ). ГФ – показатель влияния взаимного расположения спутников на точность вычисления местоположения потребителя по измеряемым навигационным параметрам [53].

Геометрический фактор показывает, во сколько раз погрешность определения потребителя в пространстве больше погрешности определения навигационных параметров. При этом необходимо учесть, что имеются ограничения, связанные с составом используемого для определения параметров движения потребителя созвездия НКА (их количество должно составлять не менее 4-х) [54].

Предпочтительные значения ГФ с описанием приведены в таблице 1.4.

Таблица 1.4 – Значения ГФ с описанием

Значение ГФ	Точность	Описание
$\Gamma\Phi \leq 1$	Идеальная	Рекомендуется к использованию в системах, требующих максимально возможную точность в течение всего времени работы
$\Gamma\Phi \in (1; 3]$	Отличная	Достаточная точность для использования результатов измерений в чувствительной аппаратуре и программах
$\Gamma\Phi \in (3; 6]$	Хорошая	Рекомендуемый минимум для принятия решений по полученным результатам
$\Gamma\Phi \in (6; 8]$	Средняя	Результаты можно использовать в вычислениях, но рекомендуется озадачиться повышением точности
$\Gamma\Phi \in (8; 20]$	Ниже среднего	Результаты могут использоваться только для грубого приближения местоположения
$\Gamma\Phi \in (20; 50]$	Плохая	Выходная точность ниже половины футбольного поля

Определяющим фактором влияния на точность решения является геометрический фактор, формируемый созвездием НКА и определяемый по формулам:

$$h_X^j = \frac{X - X_{HKA,j}}{D_{geom,j}}, h_Y^j = \frac{Y - Y_{HKA,j}}{D_{geom,j}}, h_Z^j = \frac{Z - Z_{HKA,j}}{D_{geom,j}}, \quad (1.44)$$

$$H = \begin{pmatrix} h_X^1 & h_Y^1 & h_Z^1 & 1 \\ h_X^2 & h_Y^2 & h_Z^2 & 1 \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ h_X^M & h_Y^M & h_Z^M & 1 \end{pmatrix}, \quad (1.45)$$

$$K_{\Gamma} = \sqrt{\text{tr}(H^T H)^{-1}}, \quad (1.46)$$

где h_x^j , h_y^j , h_z^j – направляющие косинусы вектора из потребителя в j -ый НКА относительно осей OX , OY , OZ ИЭГСК; H – матрица направляющих косинусов по всем измерениям; K_G – геометрический фактор, причём для достижения большей точности справедливо условие $K_G \rightarrow \min$.

Уточнение параметров движения потребителя (рассчитанных по формуле (1.39)) производится на основании измерений дальности (псевдодальности) и радиальной скорости (псевдоскорости). Выделяются такие основные подходы к уточнению параметров движения потребителя, как метод наименьших квадратов (МНК) [13, 55, 56], фильтрация Калмана [13, 16], описание которых приведено в главе 2.

1.4. Выводы по главе 1

На основе выполненного анализа функционирования и перспектив развития современных ГНСС, проведение совершенствования СРНС может включать в себя решение задач двух направлений:

- развития высокоэллиптического орбитального сегмента системы ГНСС для повышения доступности навигационных услуг для гражданских потребителей на высоких широтах и в крупных городских агломерациях (внешнее проектирование КА);
- повышение надёжности функционирования НКА, использование улучшенной методологии разработки и отладки программного обеспечения аппаратуры КА (внутреннее проектирование КА).

Вопросы внешнего и внутреннего проектирования НКА ГНСС освещены в главах 2 и 3 соответственно.

2. АЛГОРИТМЫ ВНЕШНЕГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ГНСС

С развитием космической техники и технологий появление мощных средств выведения НКА повлияло на освоение геостационарных, среднекруговых и высокоэллиптических орбит.

НКА как основной элемент ОГ является динамическим. Новые свойства и требуемые услуги, которые представляет космическая система, реализуются через модернизацию и поддержание функционирования КА. При этом для соблюдения требования экономичности необходимо увеличение ресурса работы НКА до 15 лет. Но, в то же время, это приводит к техническому устареванию аппарата. Для модернизации космических систем применима возможность перестройки архитектуры и корректировка принципов функционирования НКА во время их эксплуатации на орбите. Подходы и требования стимулируют поиски новых технических решений и алгоритмов. Данные подходы прорабатываются в рамках проведения внешнего проектирования КА [57].

Первостепенная задача внешнего проектирования – формирование требований к НКА в рамках идеологии развития космической системы, определение структуры и принципов функционирования НКА в системе.

Структура и особенности функционирования ОГ могут корректироваться в зависимости от требований, предъявляемых к космической системе. Направленность вводимых в космические системы корректировок носит количественный или качественный характер. Количественные изменения, как правило, выполняются на этапе внешнего проектирования, а качественные изменения – на уровне внутреннего проектирования.

При количественном характере изменений космических систем производится наращивание количества спутников в ОГ, что зачастую необходимо для полноценной замены на орбите КА с истекшим САС.

Итерационная последовательность выполнения основных этапов внешнего проектирования НКА приведена на рисунке 2.1.

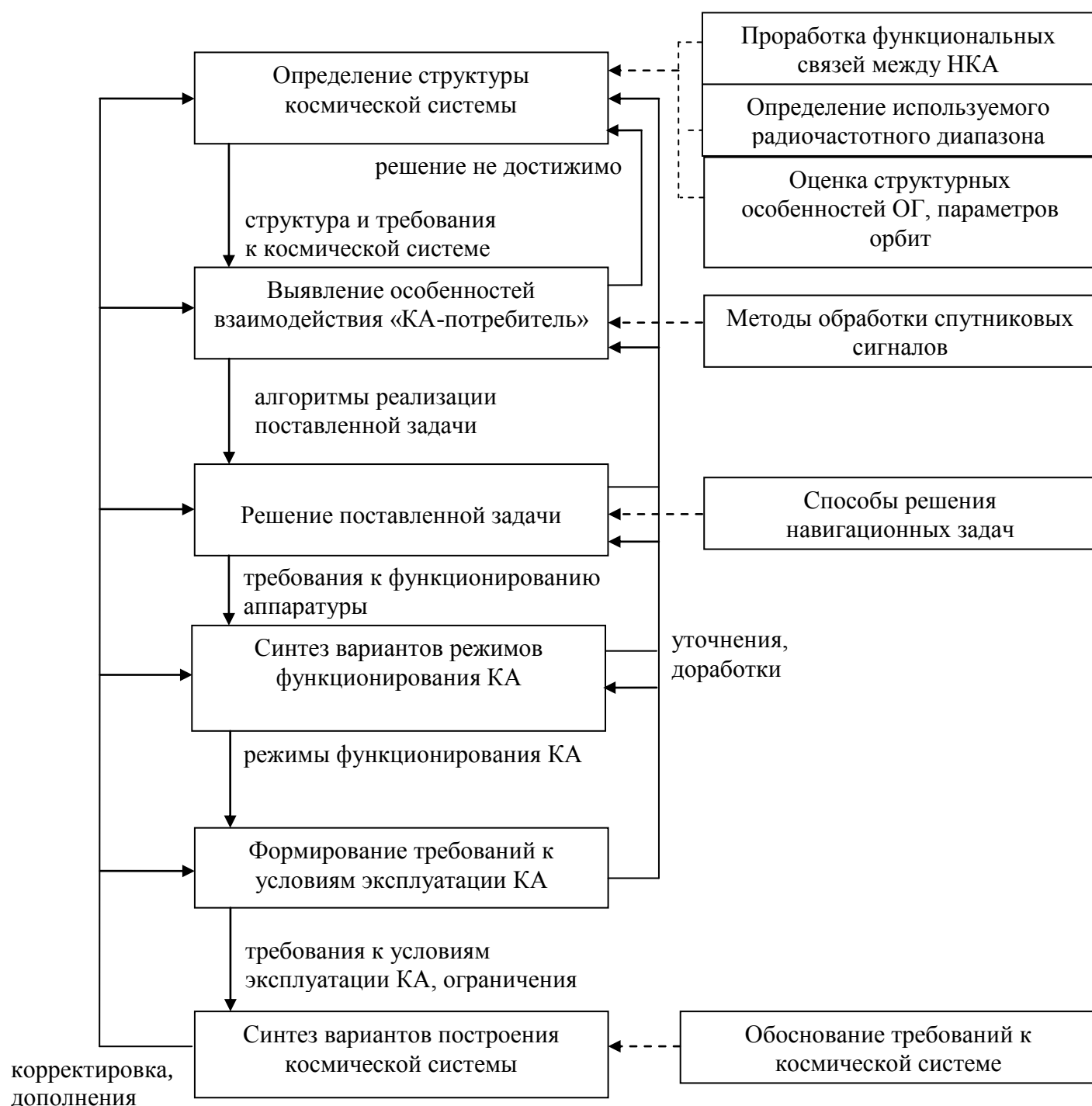


Рисунок 2.1 - Основные этапы внешнего проектирования НКА

2.1. Способы решения навигационных задач

Возрастающие скорости передвижения потребителей вызывают необходимость навигационных определений за ограниченное время и, зачастую, в реальном масштабе времени.

Навигационное обеспечение должно обладать следующими характеристиками:

- глобальностью (охват всей поверхности планеты, в том числе и околоземное пространство);
- точностью;
- доступностью (возможность определения координат, скорости и поправки времени потребителя при любой погоде);
- оперативностью (выполнение навигационных наблюдений за требуемое время).

Глобальность зависит от свойств орбит КА и быстрого передвижения спутников по орбитам вокруг Земли. Независимость от погоды, времени года и суток обеспечиваются высокочастотными открытыми радиосигналами КА; оперативность достигается посредством увеличения количества КА в ОГ. Особенность навигационных определений заключается в необходимости высокоточного прогнозирования положения КА на момент измерения и передачи этой информации (эфемерид) в составе радионавигационного сигнала потребителю, а также обеспечение высокой стабильности навигационного сигнала, и на их базе наличие высокоточной шкалы времени [58, 59, 60].

2.1.1. Уточнение параметров движения потребителя с использованием метода наименьших квадратов

Уточнение параметров движения потребителя с использованием метода наименьших квадратов (МНК) требует выполнения накопления массива измерений дальности (псевдодальности) и радиальной скорости (псевдоскорости) на некотором интервале времени.

После выполнения накопления производится решение задачи уточнения параметров движения потребителя. Необходимо отметить, что данный метод позволяет также выполнять и определение начальных параметров движения потребителя.

В качестве измеряемых параметров могут выступать как сами измерения дальности (1.37) и радиальной скорости (1.38), так и разности измерений дальностей и радиальных скоростей при сбоях в функционировании синхронизирующего по времени устройства.

Уточнение параметров движения потребителя производится по следующим формулам:

$$\bar{X}(t_0)_m = \bar{X}(t_0)_{m-1} + (A^T \cdot W \cdot A)^{-1} \cdot A^T \cdot W (H - Z(\bar{X}(t_0)_{m-1})), \quad (2.1)$$

где: $\bar{X}(t_0)_0$ – априорный вектор кинематических параметров потребителя на начальный момент времени t_0 , полученный на основании априорных данных об его орбите;

$\bar{X}(t_0)_m$ – вектор кинематических параметров потребителя на начальный момент времени t_0 после проведения m итераций;

$\bar{X}(t_0)_{m-1}$ – вектор кинематических параметров потребителя на начальный момент времени t_0 после проведения $(m-1)$ итераций;

m – счётчик итераций, необходимых для обеспечения расчёта вектора кинематических параметров потребителя, описывающего его орбиту на начальный момент времени t_0 ;

A – матрица частных производных от функции модели измерений $Z(\bar{X}(t_0)_{m-1})$ по априорному вектору кинематических параметров потребителя $\bar{X}(t_0)_{m-1}$ после обработки $(m-1)$ измерений на момент времени t_0 , имеющая вид:

$$A = \frac{\partial Z(\bar{X}(t_0)_{m-1})}{\partial \bar{X}(t_0)_{m-1}}, \quad (2.2)$$

N – количество измерений с момента t_0 до момента времени t_K , на который завершено накопление массива измерений;

M – количество разностей измерений с момента t_0 до момента времени t_K , на который завершено накопление массива измерений. При этом разности формируются только между измерениями, проведёнными на один момент времени;

W – корреляционная матрица весов измерений, сформированная из стоящих по главной диагонали среднеквадратических погрешностей p -ой разности измерений дальности между парой навигационных спутников и космическим аппаратом и среднеквадратических погрешностей p -ой разности измерений радиальной скорости между парой навигационных спутников и космическим аппаратом на моменты времени t_i ;

H – вектор измерений, сформированный из полученных измерений разностей дальностей и разности радиальных скоростей и имеющий вид:

$$H = \begin{pmatrix} dD_{изм,1}(t_0, t_{изл}) \\ \vdots \\ dD_{изм,M}(t_K, t_{изл}) \\ dV_{изм,1}(t_0, t_{изл}) \\ \vdots \\ dV_{изм,M}(t_K, t_{изл}) \end{pmatrix}, \quad (2.3)$$

либо самих измерений дальностей (**Ошибка! Источник ссылки не найден.**7) и радиальных скоростей (1.38), и имеющий соответственно вид:

$$H = \begin{pmatrix} D_{изм,1}(t_0, t_{изл}) \\ \vdots \\ D_{изм,N}(t_K, t_{изл}) \\ V_{изм,1}(t_0, t_{изл}) \\ \vdots \\ V_{изм,N}(t_K, t_{изл}) \end{pmatrix}, \quad (2.4)$$

N – количество измерений с момента t_0 до момента времени t_K , на который завершено накопление массива измерений;

M – количество разностей измерений с момента t_0 до момента времени t_K , на который завершено накопление массива измерений. При этом разности формируются только между измерениями, проведёнными на один момент времени;

$Z(\bar{X}(t_0)_{m-1})$ – функция модели измерений, по которой рассчитывается значение измеряемых параметров на основании вектора кинематических параметров космического аппарата на начальный момент времени t_0 после проведения $(m-1)$ итераций $\bar{X}(t_0)_{m-1}$.

Функция $Z(\bar{X}(t_0)_{m-1})$ имеет следующий вид при работе по разностям дальностей и разностям радиальных скоростей:

$$Z(\bar{X}(t_0)_{m-1}) = \begin{pmatrix} dD_{\text{geom},1}(t_0, t_{\text{изл}}) \\ \vdots \\ dD_{\text{geom},N}(t_K, t_{\text{изл}}) \\ dV_{\text{geom},1}(t_0, t_{\text{изл}}) \\ \vdots \\ dV_{\text{geom},N}(t_K, t_{\text{изл}}) \end{pmatrix}, \quad (2.5)$$

либо самих измерений дальностей (1.37) и радиальных скоростей (1.38), и имеющая соответственно вид:

$$Z(\bar{X}(t_0)_{m-1}) = \begin{pmatrix} D_{\text{geom},1}(t_0, t_{\text{изл}}) + c\Delta t \\ \vdots \\ D_{\text{geom},M}(t_K, t_{\text{изл}}) + c\Delta t \\ V_{\text{geom},1}(t_0, t_{\text{изл}}) + c\frac{d\Delta t}{dt} \\ \vdots \\ V_{\text{geom},M}(t_K, t_{\text{изл}}) + c\frac{d\Delta t}{dt} \end{pmatrix}, \quad (2.6)$$

Вектор-функция $Z(\bar{X}(t_0)_{m-1})$ пересчитывается после получения каждого уточнения вектора кинематических параметров потребителя.

Итерации по формуле (2.1) заканчиваются, когда

$$\|\bar{X}(t_0)_m - \bar{X}(t_0)_{m-1}\| < \varepsilon, \quad (2.7)$$

где ε – заранее заданное значение.

Полученные на момент времени t_0 координаты и вектор скорости могут быть спрогнозированы на любой момент времени.

2.1.2. Уточнение параметров движения потребителя с использованием фильтров Калмана

Уточнение параметров движения потребителя с использованием фильтра Калмана не требует выполнения накопления массива измерений дальности и радиальной скорости на некотором интервале времени [13].

Решение задачи уточнения параметров движения потребителя выполняется по мере поступления массивов измерений на разные моменты времени. Необходимо отметить, что данный метод требует наличия опорного априорного вектора кинематических параметров потребителя.

В качестве измеряемых параметров могут выступать как сами измерения дальности (1.37) и радиальной скорости (1.38), так и разности измерений дальностей и радиальных скоростей при сбоях в функционировании синхронизирующего по времени устройства.

Уточнение параметров движения потребителя производится по следующим формулам [13, 16, 61]:

$$\bar{X}_{00} = \bar{X}_0(t_0), \quad (2.8)$$

$$P_{00} = P_0(t_0), \quad (2.9)$$

$$\frac{d\bar{X}(t)}{dt} = f(\bar{X}(t), t), \quad (2.10)$$

$$\bar{X}(t_{k-1}) = \bar{X}_{k-1k-1}, \quad (2.11)$$

$$\bar{X}_{kk-1} = \bar{X}(t_k), \quad (2.12)$$

$$P_{kk-1} = s\Phi_{kk-1}P_{k-1k-1}\Phi_{kk-1}^T + Q_k, s > 1 \quad (2.13)$$

$$P_0(t_k) = P_{kk-1}, \quad (2.14)$$

$$\tilde{\tilde{X}}_0(t_k) = \bar{X}_{kk-1}, \quad (2.15)$$

$$y_i(t_k) = h_i(t_k, \tilde{\tilde{X}}_i(t_k)) + v_i(t_k), \quad (2.16)$$

$$P_i(t_k) = P_{i-1}(t_k) - P_{i-1}(t_k)H_i^T(t_k)(R_i(t_k) + H_i(t_k)P_{i-1}(t_k)H_i^T(t_k))^{-1}H_i(t_k)P_{i-1}(t_k), \quad (2.17)$$

$$\tilde{\tilde{X}}_i(t_k) = \tilde{\tilde{X}}_{i-1}(t_k) + P_i(t_k)H_i^T(t_k)R_i^{-1}(t_k)(y_i(t_k) - h_i(t_k, \tilde{\tilde{X}}_{i-1}(t_k))), \quad (2.18)$$

$$i \in 1 \dots M,$$

$$\bar{X}_{kk} = \tilde{\tilde{X}}_M(t_k) \quad (2.19)$$

$$P_{kk} = P_M(t_k) \quad (2.20)$$

где: $P_{00} = P_0(t_0)$ – априорная ковариационная матрица априорного вектора кинематических параметров потребителя на начальный момент времени t_0 ;

$\bar{X}_{00} = \bar{X}_0(t_0)$ – априорный вектор кинематических параметров потребителя на начальный момент времени t_0 ;

$f(\bar{X}(t), t)$ – правая часть уравнений движения потребителя, по которым производится прогнозирование его вектора кинематических параметров;

$\bar{X}_{k-1k-1}$ – апостериорный вектор кинематических параметров потребителя на момент времени t_{k-1} ;

$\bar{X}(t_{k-1})$ – вектор кинематических параметров потребителя на момент времени t_{k-1} ;

$\bar{X}_{kk-1}$ – прогноз априорного вектор кинематических параметров потребителя на момент времени t_k после обработки всех измерений на моменты времени $t_0, \dots, t_{k-1}$;

$\bar{X}(t_k)$ – вектор кинематических параметров потребителя на момент времени t_k ;

P_{k-1k-1} – апостериорная ковариационная матрица апостериорного вектор кинематических параметров потребителя на момент времени t_{k-1} после обработки всех измерений на моменты времени $t_0, \dots, t_{k-1}$;

$\Phi_{kk-1} = \frac{\partial \bar{X}(t_k)}{\partial \bar{X}(t_{k-1})}$ – матрица частных производных от вектора кинематических параметров потребителя на момент времени t_k по вектору кинематических параметров потребителя q_{k-1k-1} на момент времени t_{k-1} , рассчитывается исходя из формул:

$$r_0 = \sqrt{x_0^2 + y_0^2 + z_0^2}, \quad (2.21)$$

$$n = \sqrt{\frac{\mu}{r_0^3}}, \quad (2.22)$$

$$dM = n(t_k - t_{k-1}), \quad (2.23)$$

$$x = x_0 \cos(dM) + \frac{vx_0}{n} \sin(dM), \quad (2.24)$$

$$y = y_0 \cos(dM) + \frac{vy_0}{n} \sin(dM), \quad (2.25)$$

$$z = z_0 \cos(dM) + \frac{vz_0}{n} \sin(dM), \quad (2.26)$$

$$vx = vx_0 \cos(dM) - x_0 n \sin(dM), \quad (2.27)$$

$$vy = vy_0 \cos(dM) - y_0 n \sin(dM), \quad (2.28)$$

$$vz = vz_0 \cos(dM) - z_0 n \sin(dM), \quad (2.29)$$

Формулы (2.21) – (2.29) получены исходя из того, что на малых интервалах времени движение КА с учетом всех возмущений практически совпадает с кеплеровым движением спутника;

P_{kk-1} – прогноз ковариационной матрицы апостериорного вектора кинематических параметров потребителя на момент времени t_k после обработки всех измерений на моменты времени $t_0, \dots, t_{k-1}$;

s – коэффициент усиления ковариационной матрицы;

Q_k – матрица шумов модели движения потребителя;

$P_0(t_k)$ – априорная ковариационная матрица априорного вектора кинематических параметров потребителя на момент времени t_k ;

$\tilde{\tilde{X}}_0(t_k)$ – априорный вектор кинематических параметров потребителя на момент времени t_k до начала обработки всех измерений на момент времени t_k ;

$\tilde{\tilde{X}}_{i-1}(t_k), i \in 1 \dots M$ – апостериорный вектор кинематических параметров потребителя на момент времени t_k после обработки $i-1$ измерения;

$\tilde{\tilde{X}}_i(t_k), i \in 1 \dots M$ – апостериорный вектор кинематических параметров потребителя на момент времени t_k после обработки i измерений;

$y_i(t_k), i \in 1 \dots M$ – вектор размерности 2 из разности измеренных дальностей и радиальных скоростей между потребителем и НКА на момент времени t_k , имеющий следующий вид:

$$y_i(t_k) = \begin{pmatrix} D_{izm,m}(t_k, t_{uzl}) - D_{izm,l}(t_k, t_{uzl}) \\ V_{izm,l}(t_k, t_{uzl}) - V_{izm,l}(t_k, t_{uzl}) \end{pmatrix}, \quad (2.30)$$

где $D_{izm,m}(t_k, t_{uzl})$, $D_{izm,l}(t_k, t_{uzl})$ – m -ая и l -ая измеренные дальности между потребителем и НКА, $V_{izm,m}(t_k, t_{uzl})$, $V_{izm,l}(t_k, t_{uzl})$ – m -ая и l -ая измеренные радиальные скорости между потребителем и НКА;

$v_i(t_k) \in N(0, R_i(t_k)), i \in 1 \dots M$ – шум разностей измеренных дальностей и радиальных скоростей между потребителем и НКА, гауссовский случайный вектор размерности той же, что и $y_i(t_k)$, с нулевым математическим ожиданием и ковариационными матрицами $R_i(t_k)$ соответственно;

$R_i(t_k)$ – ковариационная матрица шума i -ой разности измеренных дальностей и радиальных скоростей между потребителем и НКА рабочего созвездия с числом не менее двух на момент времени t_k ;

$h_i(t_k, q_{i-1}(t_k))$ – функция модели измерений, по которой рассчитывается значение измеряемого параметра на основании полученного после обработки $i-1$ измерения апостериорного вектора состояния космического аппарата-потребителя $q_{i-1}(t_k)$.

Данная функция рассчитывается по следующим формулам:

$$h_i(t_k, \tilde{X}_{i-1}(t_k)) = \left(\frac{D_{\text{geom},m}(t_{\text{изм}}, t_{\text{изл}}) - D_{\text{geom},l}(t_{\text{изм}}, t_{\text{изл}})}{V_{\text{geom},m}(t_{\text{изм}}, t_{\text{изл}}) - V_{\text{geom},l}(t_{\text{изм}}, t_{\text{изл}})} \right). \quad (2.31)$$

где $D_{\text{geom},m}(t_{\text{изм}}, t_{\text{изл}})$, $D_{\text{geom},l}(t_{\text{изм}}, t_{\text{изл}})$ – m -ая и l -ая расчетные дальности между потребителем и m -ым и l -ым навигационными спутниками соответственно, рассчитываемые по формуле (1.32), $V_{\text{geom},m}(t_{\text{изм}}, t_{\text{изл}})$, $V_{\text{geom},l}(t_{\text{изм}}, t_{\text{изл}})$ – расчетные радиальные скорости дальности между КА и m -ым и l -ым навигационными спутниками соответственно. При этом координаты и вектора скорости навигационных спутников рассчитываются на основании их эфемерид.

$$H_i(t_k) = \frac{\partial h_i(t_k, \tilde{X}(t_k))}{\partial \tilde{X}(t_k)} \quad \text{– матрица частных производных от функции модели}$$

измерения по вектору кинематических параметров потребителя;

$P_{i-1}(t_k)$ – прогноз ковариационной матрицы апостериорного вектора кинематических параметров потребителя на момент времени t_k после обработки $(i-1)$ измерения;

$P_i(t_k)$ – ковариационная матрица апостериорного вектора кинематических параметров потребителя на момент времени t_k после обработки i измерений;

$h_i(t_k, \tilde{X}_{i-1}(t_k))$ – функция модели измерений, по которой рассчитывается значение измеряемого параметра на основании полученного апостериорного вектора

кинематических параметров потребителя $\tilde{\tilde{X}}_{i-1}(t_k)$, рассчитывается по формуле (2.31);

M – общее количество разностей измеренных дальностей и радиальных скоростей на момент времени t_k ;

P_{kk} – ковариационная матрица оценки вектора кинематических параметров потребителя на момент времени t_k после обработки всех M измерений;

$\tilde{\tilde{X}}_{kk}$ – апостериорный вектор кинематических параметров потребителя на момент времени t_k после обработки всех M измерений.

Уравнения (2.8) – (2.20) получены следующим образом. Измерения обрабатываются фильтром Калмана, рекуррентным по номеру канала. Уравнения модели движения и модели измерения записываются в следующем виде соответственно:

$$\tilde{\tilde{X}}_i(t_k) = \tilde{\tilde{X}}_{i-1}(t_k), \quad (2.32)$$

$$y_i(t_k) = h_i(t_k, \tilde{\tilde{X}}_i(t_k)) + v_i(t_k), \quad (2.33)$$

$$i \in 1 \dots M,$$

где: $\tilde{\tilde{X}}_{i-1}(t_k)$ – вектор кинематических параметров потребителя на момент времени t_k после обработки $(i-1)$ измерения;

$\tilde{\tilde{X}}_i(t_k)$ – вектор кинематических параметров потребителя на момент времени t_k после обработки i измерений.

Соответствующий фильтр Калмана записывается в следующем виде:

$$P_0(t_k) = P_{kk-1}, \quad (2.34)$$

$$\tilde{\tilde{X}}_0(t_k) = \bar{X}_{kk-1}, \quad (2.35)$$

$$y_i(t_k) = h_i(t_k, \tilde{\tilde{X}}_i(t_k)) + v_i(t_k), \quad (2.36)$$

$$P_i(t_k) = P_{i-1}(t_k) - P_{i-1}(t_k) H_i^T(t_k) (R_i(t_k) + H_i(t_k) P_{i-1}(t_k) H_i^T(t_k))^{-1} H_i(t_k) P_{i-1}(t_k), \quad (2.37)$$

$$\tilde{\tilde{X}}_i(t_k) = \tilde{\tilde{X}}_{i-1}(t_k) + P_i(t_k) H_i^T(t_k) R_i^{-1}(t_k) (y_i(t_k) - h_i(t_k, \tilde{\tilde{X}}_{i-1}(t_k))), \quad (2.38)$$

$$i \in 1 \dots M,$$

Матрица шумов модели движения Q_k представляет собой матрицу с ненулевыми диагональными элементами, соответствующими погрешностям прогнозирования вектора кинематических параметров потребителя за счет погрешности прогноза вектора кинематических параметров потребителя $\bar{X}_{k-1k-1}$ на момент времени t_k относительно истинного вектор кинематических параметров. Ковариационные матрицы шумов разностей измеренных дальностей и радиальных скоростей между потребителем и НКА, $R_i(t_k), i \in 1 \dots M$ представляют собой матрицы размерности 2×2 , в которых по главной диагонали находятся величины, равные априорной дисперсии шума разностей измеренных дальностей и радиальных скоростей между потребителем и НКА, а остальные элементы – нули. Матрица частных производных Φ_{kk-1} от вектора кинематических параметров потребителя $\tilde{\tilde{X}}(t_k)$ на момент времени t_k по вектору кинематических параметров потребителя $\tilde{\tilde{X}}(t_{k-1})$ на момент времени t_{k-1} уравнений модели движения рассчитывается по формуле:

$$\Phi_{kk-1} = \frac{\partial \tilde{\tilde{X}}(t_k)}{\partial \tilde{\tilde{X}}(t_{k-1})}. \quad (2.39)$$

Матрица частных производных $H_i(t_k)$ от функции модели измерений по априорному вектору кинематических параметров потребителя $\tilde{\tilde{X}}_i(t_k)$ после обработки i измерений на момент времени t_k рассчитывается по формуле:

$$H_i(t_k) = \frac{\partial h_i(t_k, \tilde{\tilde{X}}_i(t_k))}{\partial \tilde{\tilde{X}}_i}, \quad (2.40)$$

$$i \in 1 \dots M.$$

Таким образом, в каждый момент времени вектор кинематических параметров потребителя последовательно уточняется по всем M каналам, где каждый канал соответствует измерению разности дальности между потребителем и НКА. При

таким подходе априорный вектор кинематических параметров потребителя $\tilde{\bar{X}}_0(t_k) = \bar{X}_{kk-1}$ является спрогнозированным значением с предыдущего шага:

$$\frac{d\bar{X}(t)}{dt} = f(\bar{X}(t), t),$$

$$\tilde{\bar{X}}(t_{k-1}) = \bar{X}_{k-1k-1},$$

$$\bar{X}_{kk-1} = \tilde{\bar{X}}(t_k).$$

Апостериорный вектор состояния потребителя $\tilde{\bar{X}}_{kk}$ на момент времени t_k получается как результат работы фильтра Калмана, рекуррентного по каналам после обработки всех разностей измеренных дальностей на момент времени t_k :

$$\bar{X}_{kk} = \tilde{\bar{X}}_M(t_k),$$

а соответствующая ковариационная матрица апостериорного вектора кинематических параметров потребителя записываются в следующем виде:

$$P_{kk} = P_M(t_k).$$

Для расчета спрогнозированного значения с предыдущего шага используется полная модель движения КА.

2.2. Методы обработки спутниковых радиосигналов

Для решения задачи навигационных определений КА принимаемые сигналы по открытому каналу связи должны иметь такую структуру, чтобы их можно было разделить и достаточно точно измерить параметры радиосигнала (задержку, доплеровское смещение частоты, фазу). Вследствие этого для эффективной организации передачи и приёма открытых радиосигналов необходимо выполнить следующие требования:

- реализация эффективного разделения открытых сигналов в приёмнике;
- организация высокой помехоустойчивости передаваемых и принимаемых сигналов по открытым каналам связи.

2.2.1. Разделение принимаемой информации, передаваемой от НКА

Каждый КА ГНСС излучает навигационные сигналы по открытым каналам в определённых диапазонах (≈ 1600 МГц и ≈ 1250 МГц). Разделение сигналов в приёмнике КА реализуется за счёт частотного разделения сигналов открытого канала связи различных спутников в каждом из диапазонов [62]. При использовании частотного разделения сигналов каждому сигналу отводится своя полоса частот, а спектр сигнала должен быть компактным (в предельном случае – строго полосовым). Практическая реализация строго полосовых сигналов невозможна [63], поэтому реальные сигналы имеют частично перекрывающиеся спектры, что определяет взаимное влияние сигналов друг на друга при приёме и обработке, приводя к возникновению внутрисистемных помех.

Условно методы борьбы с многолучёвостью разбиваются на 2 группы:

- антенные методы (choke-ring, использование фазированных антенных решёток);
- алгоритмы цифровой сигнальной обработки (метод производной спектроскопии, Narrow Correlator, Strobe Correlator).

Choke-ring антенны довольно габаритны и малоэффективны в условиях, когда отражающие поверхности расположены выше плоскости антенн, а фазированные антенные решётки слишком дороги для широкого использования [64, 65]. Поэтому наиболее действенными методами борьбы с многолучёвостью считаются алгоритмы цифровой сигнальной обработки в навигационном приёмнике.

Описание методов Narrow и Strobe Correlators содержится в источнике [15]. В общем виде данные алгоритмы основаны на рассмотрении суммы прямого $P_0S(t - \tau_0)$ и отражённых сигналов $P_iS(t - \tau_i)$ ($i = 1...m$, где m – количество сигналов) как

единого суммарного сигнала $S_{\Sigma}(t, \tau, P) = \sum_{i=0}^m P_i^* S(t - \tau_i) = P^T S^T(t, \tau)$, где

$P^T = [P_0, P_1...P_m]$ – амплитуды сигналов, $\tau^T = [\tau_0, \tau_1... \tau_m]$ – задержки сигналов $S^T(t, \tau) = [S(t - \tau_0), S(t - \tau_1)...S(t - \tau_m)]$, мощность при этом $S(t - \tau_i)$ принимается

равной единице. В таком случае задача синтеза сводится к оцениванию не только параметров прямого сигнала, но и всех задержек и амплитуд отражённых сигналов.

Подходящим является подход, при котором осуществляется постоянное оценивание параметров сигнала P и τ .

Пусть имеется интервал группирования сигнала длиной $T = 1 \dots 10$ мс, кратный периоду сигнала, при этом параметры P и τ считаются постоянными на этом интервале. Тогда оценка параметра $\hat{P}$ по наблюдению имеет вид:

$$\xi(t) = \hat{P}^T S(t, \hat{\tau}) + n(t), \quad t \in (0, T),$$

где $\xi(t)$ – комплексное наблюдение, $n(t)$ – белый гауссовский шум со спектральной плотностью N_0 .

Тогда функционал правдоподобия реализации равен:

$$p(\xi_0^t | \tau, P) = c \cdot \exp \left\{ -\frac{1}{2N_0} \int_0^T |\xi(t) - P^T S(t, \tau)|^2 dt \right\}.$$

Ставится задача нахождения оценки максимума правдоподобия:

$$(\hat{\tau}, P) = \max_{\tau, P}^{-1} p(\xi_0^t | \tau, P) = \max^{-1} \left\{ -\frac{1}{2N_0} \int_0^T |\xi(t) - P^T S(t, \tau)|^2 dt \right\}.$$

Далее определяется максимум P по при фиксированном τ , производится оценка τ .

Для преодоления проблемы перекрытия спектров также возможно использование сочетания численного дифференцирования спектров и методов кластерного анализа [66, 67, 68, 69]. В основе численного дифференцирования лежит аппроксимация сигнальной функции, от которой рассчитывается производная, интерполяционным многочленом (на основании аппроксимационной теоремы Вейерштрасса [70]). Возможно применение алгебраических полиномов, полиномов Ньютона, сплайн-интерполяции [71, 72, 73]. В случае, когда не известен вид исходной сигнальной функции, возможно рассмотрение интерполяционного многочлена Лагранжа с целью упрощения процесса вычисления производных [74]. Для преодоления предотвращения

феномена Рунге (эффект нежелательных осцилляций, возникающих при интерполяции полиномами высоких порядков) рекомендуется использовать узлы Чебышёва [75]. Задаётся данный многочлен $L(h)$ в следующем виде:

$$L(h) = \sum_{i=0}^n P_i l_i(F), \quad (2.41)$$

где базисные полиномы определяются по формуле:

$$l_i(F) = \prod_{j=0, j \neq i}^n \frac{F - F_j}{F_i - F_j} = \frac{F - F_0}{F_i - F_0} \dots \frac{F - F_{i-1}}{F_i - F_{i-1}} \cdot \frac{F - F_{i+1}}{F_i - F_{i+1}} \dots \frac{F - F_n}{F_i - F_n}, i = 1, \dots, n. \quad (2.42)$$

Здесь n – количество полиномов, i, j – индексы полиномов, P_i – весовые коэффициенты.

После аппроксимации функции интерполяционным многочленом Лагранжа производится вычисление первых и высших производных относительной мощности по отношению к частоте сигнала. Если спектр выражает зависимость относительной мощности сигнала P от частоты сигнала F , то производные спектра: $P = f(F)$ – нулевая производная, $\frac{dP}{dF} = f'(F)$ – первая производная, $\frac{d^2P}{dF^2} = f''(F)$ – вторая производная и т.д. Допустимо рассмотрение зависимости величины амплитуды I_A от частоты сигнала в спектре. Нулевая, первая и вторая производные спектра проиллюстрированы на рисунке 2.2.

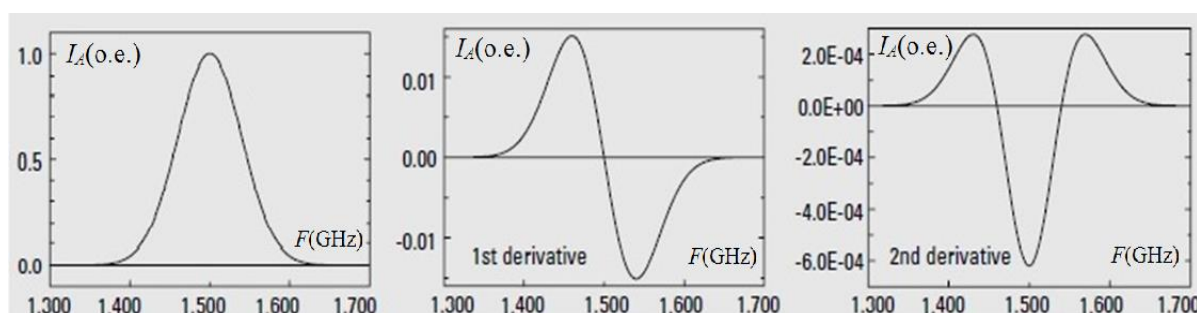


Рисунок 2.2 - Производные спектра: нулевая (I_A в относительных единицах, F в ГГц), первая (1st derivative), вторая (2nd derivative)

Первая производная – скорость изменения амплитуды сигнала I_A . Она равна нулю в точке, соответствующей $F = 1.5$ ГГц. По обе стороны относительно

рассматриваемой точки находятся полосы с максимальным и минимальным значениями (биполярный вид), характеризующими возрастающий и убывающий участки спектра соответственно. Биполярные функции характерны для нечётных производных [76].

Особенностью производной второго порядка является полоса с наибольшим отрицательным значением в точке $F = 1.5$ ГГц. Производная четвёртого порядка, показанная на рисунке 2.3, в точке ($I_A = 1$, $F = 1.5$ ГГц) имеет максимальное положительное значение.

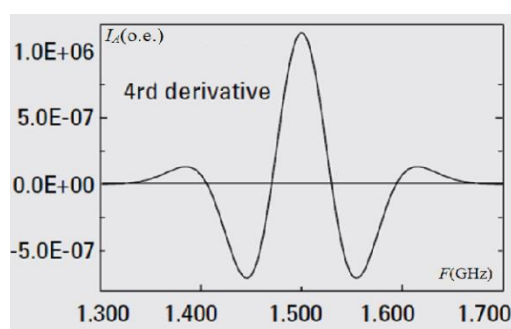


Рисунок 2.3 - Четвёртая производная спектра (4rd derivative)

Пусть k – порядок дифференцирования спектра. Следует отметить, что число наблюдаемых линий в соответствующей производной спектра равно $k+1$. В общем случае при высоком порядке дифференцирования для выделения пиков необходимо выполнение 2-х условий [76, 77]:

$$\begin{cases} f^{(2k-1)}(F) = \frac{d^{2k-1}I_A}{dF^{2k-1}} = 0 \\ f^{(2k)}(F) = \frac{d^{2k}I_A}{dF^{2k}} > (<) 0 \end{cases}, \text{ для } k \geq 2 \quad (2.43)$$

Чётная производная спектра может быть определена положительно или отрицательно в зависимости от данных, характеризующих спектр.

Существуют ситуации, когда использование первой и второй производных не даёт информации о возможном числе линий в спектре. В связи с этим возникает необходимость применения метода численного дифференцирования более высокого порядка во избежание некорректных представлений о линиях в спектре.

В случае неправильного определения количества линий в спектре неизбежно произойдёт сильное искажение в дальнейшей обработке спектроскопических данных, что может привести к неверной трактовке полученных результатов. Наглядной иллюстрацией факта наложения служит изображение, приведённое на рисунке 2.4.

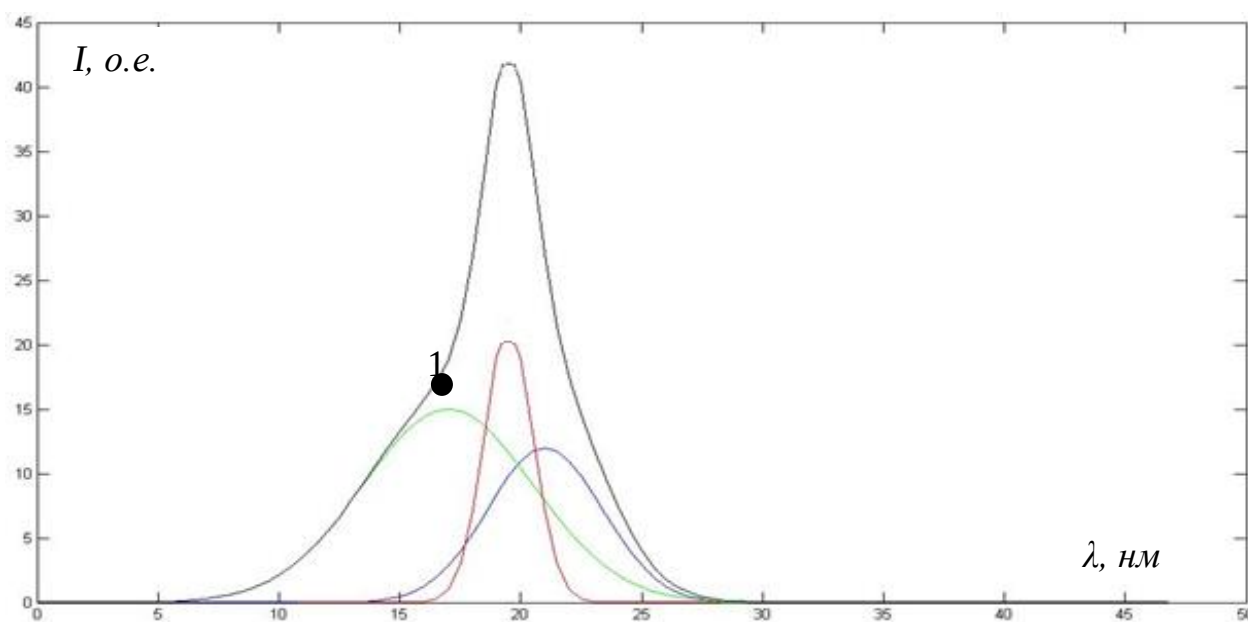


Рисунок 2.4 - Наложение линий в спектре, I (в о.е.) – амплитуда, λ (в нм) – длина радиоволны

Очевидно, в спектре выделяются 3 сигнальные линии (на рисунке 2.4 обозначены зелёным, красным и синим цветом соответственно). Однако при наложении линий наличие нескольких (а тем более трёх) линий остаётся сомнительным фактом. Визуально можно заключить, что имеется одна линия (на рисунке 2.4 обозначена чёрным цветом). Предполагается, что на участке спектра имеется перегиб, свидетельствующий о возможном нахождении ещё одной линии в спектре (точка 1 рисунка 2.4). Но для этого требуется исследование методом численного дифференцирования (иллюстрация приведена на рисунке 2.5). При использовании первой производной спектра наложения отчётливо выделяется только один пик – точка экстремума с координатами $I = 0$, $\lambda = 19.5$ (первая производная обозначена светло-голубым цветом на рисунке 2.5). Применение второй производной (обозначена розовым цветом на рисунке 2.5) не несёт

информативности. Условие (2.43) выполняется только для одной точки в спектре (точка 1 рисунок 2.5).

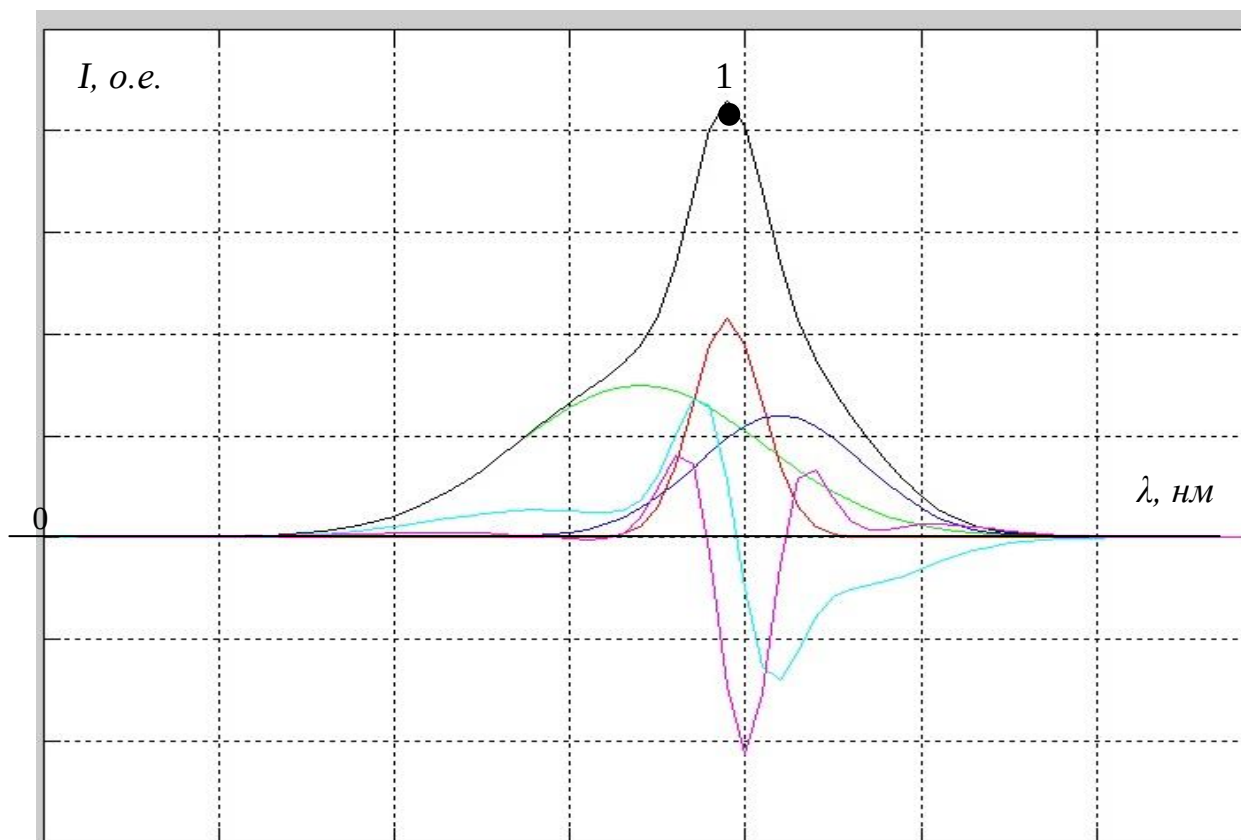


Рисунок 2.5 - Пример использования метода численного дифференцирования: первая (светло-синяя линия) и вторая (фиолетовая линия) производные спектра

Тщательное исследование на наличие пиков в спектре позволяет провести применение дифференцирования высших порядков. Действительно, если рассмотреть производные высших порядков, то можно заключить, что в спектре имеются 3 сигнальные линии (рисунок 2.4). Имеются только 3 точки, удовлетворяющие условию (2.43). Отсюда следует, что использование метода дифференцирования высших порядков позволяет избавиться от неоднозначности при идентификации количества пиков в спектре в случаях:

- 1) перекрытия линий;
- 2) наложения линий;
- 3) неясностей при использовании производных первых и вторых порядков.

Несколько экстремальных точек могут идентифицировать один пик. Метод дифференцирования позволяет решить проблему, возникающую при разделении сложных спектров – наличие несимметричных контуров, образованных путем наложения неизвестного количества простых симметричных линий. Однако при использовании метода необходимо вручную разделять данные, характеризующие разные пики. Поэтому после того, как определено возможное число линии в спектре, следует перейти к алгоритмам кластерного анализа для более точного выяснения количества линий в рассматриваемом спектре. С целью автоматизации процесса обработки спектров представляется возможным использование методов кластерного анализа для разделения экстремальных точек, полученных при дифференцировании исходных данных, на группы и последующего вычисления начальных оценок положения и максимального значения функции для каждой линии [78, 79, 80, 81].

В качестве примера используемого метода кластерного анализа рассматривается последовательный эвристический алгоритм k – эталонов, относящийся к простому быстродействующему алгоритму классификации для выработки первых представлений о структуре данных в признаковом пространстве. Эвристические алгоритмы не предполагают существования законов распределения вероятностей для классифицируемых объектов [78].

В основе данного алгоритма лежит предположение, что представители одного класса не могут быть удалены друг от друга более чем на заданную пороговую величину d_0 . Подробное описание метода содержится в [82, 83]. Покоординатная оценка математического ожидания точек, относящихся к j - у классу, может быть

использована в качестве начальной оценки параметров j - й линии: $a_0^j = \frac{1}{n_j} \sum_{i=1}^{n_j} x_i^j$ –

начальная оценка точки максимума; $A_0^j = \frac{1}{n_j} \sum_{i=1}^{n_j} y_i^j$ – начальная оценка значения

точки максимума, n_j – кол-во точек в классе j , x_i^j, y_i^j – координаты i -ой точки в классе j .

Для анализа результата проведённой аппроксимации сигнала формируется среднеквадратический критерий качества Q_F , выражаемый в следующем виде:

$$Q_F = \frac{1}{(P_{max} - P_{min})^2} \sum_{i=0, j \neq i}^n (S_j(t, \psi_j, \vartheta_j, \mu_j) - \Phi(\hat{t}, \hat{\psi}_j, \hat{\vartheta}_j, \hat{\mu}_j))^2, \quad Q_F \rightarrow \min \quad (2.44)$$

где P_{max} , P_{min} – максимальное и минимальное значения по оси ординат соответственно, n – количество компонент, Φ – аппроксимационные функции, $\hat{t}, \hat{\psi}_j, \hat{\vartheta}_j, \hat{\mu}_j$ – оценки параметров $t, \psi_j, \vartheta_j, \mu_j$. Функции Φ выбираются исходя из имеющихся данных и представлениях об аппроксимируемой функции. При подборе соответствующих аппроксимационных функций возникает задача нахождения оптимальных оценок параметров $t, \psi_j, \vartheta_j, \mu_j$ методами оптимизации.

2.2.2. Реализация устойчивости передаваемых и принимаемых сигналов

В системах ГНСС могут применяться фазоманипулированные сигналы открытых каналов связи для обеспечения высокой помехоустойчивости приёмника сигналов. Фазовая манипуляция – дискретное изменение фазы несущего сигнала (такого сигнала, один или несколько параметров которого изменяются в процессе модуляции) через заданные временные интервалы τ_s . Изменение фазы сигнала может проводиться на конечное число разных фазовых углов. В простейших случаях используются углы 0 и π . Зачастую используется бинарная фазовая манипуляция (на англ. «BPSK – binary phase shift keying»), описание которой содержится в [84]. Фазоманипулированные сигналы при использовании BPSK имеют спектральную плотность мощности, сосредоточенную в области несущей частоты сигнала.

Высокая точность измерения задержки сигнала достигается, если спектр сигнала имеет форму, у которой максимумы смещены к краям занимаемого диапазона частот [85]. Такая форма спектральной плотности мощности

получается при использовании бинарной модуляции на поднесущих частотах (на англ. «BOC – binary offset carrier»). Для формирования поднесущих частот используются функции $\text{sign}(\sin(2\pi f_{\text{sub}}t))$ или $\text{sign}(\sin(2\pi f_{\text{sub}}t))$, где $\text{sign}(x)$ – знаковая функция, принимающая значения ± 1 в зависимости от знака аргумента x , f_{sub} – частота настройки поднесущих (частота f_{sub} выбирается кратной некоторой базовой частоте f_c). Подробное описание использования бинарной модуляции на поднесущих частотах приведено в [84, 86].

Для организации помехоустойчивости также применяются специальные фильтры частотных радиосигналов открытых каналов связи, целью реализации которых является выделение желательных компонентов спектров сигнала. Фильтры применяются для передатчиков, приёмников и радаров [85, 87].

Схематичное изображение модуляции, фильтрации при передаче и приёме сигналов проиллюстрировано на рисунке 2.6.

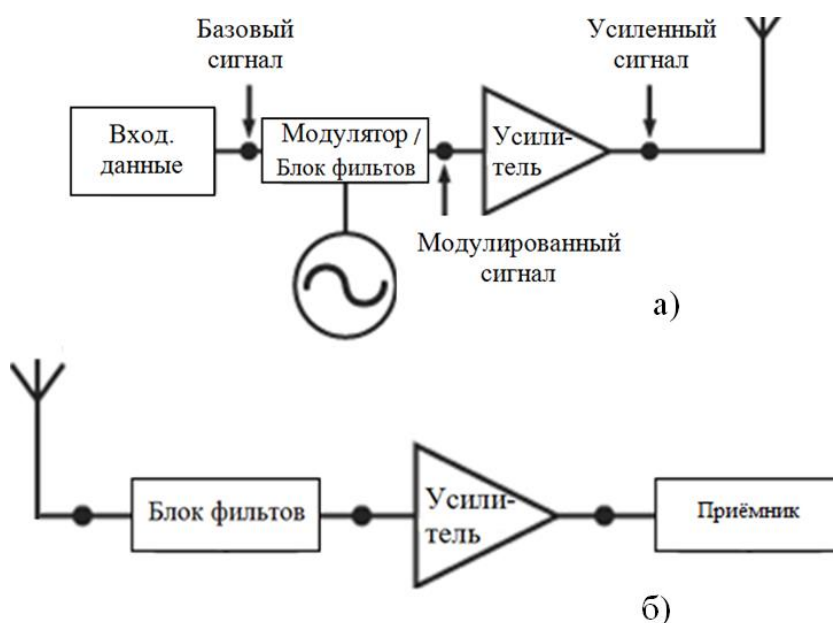


Рисунок 2.6. Порядок модуляции и фильтрации при передаче (а) и приёме (б) сигналов

При использовании в приёмных устройствах фильтры изменяют плотность спектра мощности радиочастотного сигнала на выходе конечного усилителя мощности передатчика. Затраты на вставку фильтра также могут изменить выходную мощность усилителя, что необходимо принимать во внимание.

В качестве частотных шумоподавляющих алгоритмов возможно применение как стандартных фильтров Баттерворта, Чебышева, Кауэра, описываемых в [88, 89, 90, 91], так и модифицированного алгоритма фильтрации нижних частот (ФНЧ). Алгоритм основан на прямом и обратном преобразованиях Фурье [92, 93] с введением эвклидовой метрики для определения полосы пропускания. В основе определения полосы пропускания заложена идея дискретизации сигнала с последующим рассмотрением среднего расстояния между всеми парами точек и сравнением найденного среднего расстояния с расстоянием между каждыми двумя соседними точками. Расстояние d_{mid} между двумя соседними точками p^{i-1} и p^i (i – номер точки) рассчитывается по формуле (2.45), и проверяются условия (2.46), (2.47):

$$d_{mid} = \frac{\sum_{i=1}^{n-1} \sqrt{\sum_{j=1}^2 (p_j^{i+1} - p_j^i)^2}}{n-1}, \quad (2.45)$$

где n – число точек, j – размерность, i – номер точки.

Для фильтра нижних частот производится сравнение:

$$\begin{cases} \text{if } d(p^i, p^{i+1}) - d_{mid} < 0, \text{ then } d(p^i, p^{i+1}) \in w_{cutoff} \\ \text{else } d(p^i, p^{i+1}) \in w_{bandwidth} \end{cases}. \quad (2.46)$$

Аналогично, для фильтра верхних частот выполняется сравнение:

$$\begin{cases} \text{if } d(p^i, p^{i+1}) - d_{mid} > 0, \text{ then } d(p^i, p^{i+1}) \in w_{cutoff} \\ \text{else } d(p^i, p^{i+1}) \in w_{bandwidth} \end{cases}, \quad (2.47)$$

где в формулах (2.46), (2.47) $w_{cutoff(bandwidth)}$ – полосы среза и пропускания соответственно.

Таким образом, посредством приведённого метода возможно проведение фильтрации как высокочастотных, так и низкочастотных сигналов.

2.3. Выводы по главе 2

В процессе проведения внешнего проектирования космических систем должна быть получена следующая последовательность:

- 1) сформированная структура космической системы;
- 2) выбранные методы навигационных определений с последующим уточнением параметров движения потребителя;
- 3) рассчитанные характеристики приёмо-передающих устройств КА;
- 4) реализованные алгоритмы помехоустойчивости сигналов открытых каналов связи;
- 5) разработанные способы разделения наложенных сигналов, поступающих по открытым каналам связи от НКА;
- 6) рассчитанные погрешности уточнения вектора кинематических параметров потребителя

Указанная последовательность необходима для обоснованной разработки проектируемых космических систем с точки зрения их реализуемости.

Практическая реализация описанной последовательности содержится в главе 4.

3. ТЕОРИЯ ВНУТРЕННЕГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ НКА ГНСС

Основной задачей внутреннего проектирования с точки зрения информационного взаимодействия бортовой аппаратуры КА является синтез архитектуры КА и логики его функционирования, реализация программного обеспечения бортовой аппаратуры КА в рамках сформированных проектных требований к составным элементам КА. Схема выполнения основных этапов внутреннего проектирования НКА проиллюстрирована на рисунке 3.1.



Рисунок 3.1 - Схема выполнения этапов внутреннего проектирования НКА

На этапе внутреннего проектирования возможно достижение качественных изменений в функционировании космических систем посредством проведения перепрограммирования действующих НКА (закладки корректировок и новых алгоритмов в виде массивов на КА). Но такой способ изменения применяется лишь в том случае, если у спутника имеются запасные вычислительные ресурсы для выполнения действий согласно новым закладываемым алгоритмам. В рамках

проведение этапа внутреннего проектирования детально рассматривается вопрос, связанный с логикой функционирования КА и её программной реализацией.

3.1. Структурно-функциональное построение КА

КА – основной элемент космической системы, определяющий её целевые характеристики. Функциональное назначение КА определяется назначением космических систем, в которых используется данный КА. В соответствии с назначением формируется состав КА. В обобщенном виде состав КА представляется следующим образом [94]:

- 1) служебные системы: системы жизнеобеспечения, системы поддержания функционирования;
- 2) механические системы КА, конструкция общего назначения;
- 3) бортовая кабельная сеть.

Приведённый состав КА в обобщенном виде отражает структурное разделение задач, решаемых составными элементами КА.

Служебные системы призваны обеспечивать гарантированное выполнение поставленных перед КА задач в течение всего САС.

Механические системы КА, конструкция общего назначения и бортовая кабельная сеть структурно необходимы для интеграции приборов и узлов по конструктивным и электрическим интерфейсам, их трансформацию. Это обеспечивает устойчивость и живучесть КА в условиях воздействия различных факторов на всех этапах его эксплуатации и совместимость со средствами выведения, средствами проведения испытаний и подготовки КА.

3.2. Общая логика функционирования КА

В общем случае КА космической системы должны обладать возможностью устойчивого функционирования в течение всего САС.

Весь процесс эксплуатации КА распределяется на этапы:

- ввод КА в штатную эксплуатацию;

- штатная эксплуатация;
- выведение КА из эксплуатации.

Ввода КА в штатную эксплуатацию начинается на стартовом комплексе после завершения всех подготовительных операций с КА перед его запуском и заканчивается передачей КА в штатную эксплуатацию [95]. В ходе штатной эксплуатации могут возникать аварийные ситуации, приводящие к нарушению целевого использования КА. Основными признаками аварийных ситуаций КА являются:

- 1) недопустимое снижение энергоемкости аккумуляторных батарей;
- 2) отсутствие ориентации на Солнце;
- 3) зависание бортовой цифровой вычислительной машины;
- 4) некорректная работа аппаратуры КА.

В таких ситуациях включаются алгоритмы обеспечения живучести КА, включающие в себя следующие действия [96]:

- поддержание положительного энергобаланса;
- поддержание теплового режима приборов КА в расширенных допусках по температуре, но допустимой по сохранению их работоспособности.

Аварийная ситуация на КА регистрируется телеметрической аппаратурой (время события, отчётная информация) и передаётся в центр обработки данных при вхождении КА в зону радиовидимости с центром обработки данных.

Для оповещения центра обработки данных о возникновении аварийной ситуации на КА формируется сигнал.

Нештатные ситуации, возникающие при некорректной работе аппаратуры КА, отрабатываются посредством разрабатываемого программного обеспечения, поддерживающего информационный обмен между бортовой аппаратурой и бортовым вычислительным комплексом КА. Поэтому до этапа ввода КА в эксплуатацию необходимо проведение тщательной отработки взаимодействия бортовой аппаратуры и бортового вычислительного комплекса КА, а также определённого набора действий при возникновении нештатных ситуаций при

информационном обмене: проведения реконфигурации для парирования возникающих аварийных ситуаций и восстановления работоспособности. Выполнение указанных действий способствует требованию по устойчивому функционированию КА.

3.3. Бортовое программное обеспечение КА

Бортовое программное обеспечение (БПО) КА относится к классу встроенного программного обеспечения и представляет собой совокупность отдельных ПО бортовых подсистем, разрабатываемых по единой технологии и функционирующих в единой аппаратно-программной среде. Основой среды является общесистемное ПО и бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК) КА. Каждая составляющая БПО функционально входит в состав своей бортовой системы и совместно с её аппаратными средствами решает задачи, возложенные на эту бортовую систему. Аппаратной средой функционирования БПО является БЦВК, а также бортовая аппаратура КА, с которой БПО должно взаимодействовать для выполнения поставленных задач [97].

Стандартный цикл разработки БПО включает в себя:

- 1) определение требований к ПО системы;
- 2) разработка архитектурного проекта (АП) ПО системы;
- 3) разработка и автономное тестирование (АТ) ПО системы;
- 4) системное тестирование (СТ) ПО системы в режимах системы;
- 5) СТ ПО в режимах КА;
- 6) стыковочные испытания ПО и бортовой аппаратуры в составе КА на этапе электрорадиотехнических испытаний и лётных испытаний;
- 7) сопровождение ПО системы на этапе штатной эксплуатации.

При необходимости корректировок производится возврат к предыдущим этапам в стандартном цикле разработки БПО. В случае успешного прохождения данных этапов разработанное БПО используется для работы с аппаратурой КА,

производится сопровождение БПО для работы с аппаратурой в составе КА до конца срока его активного существования.

Для обеспечения надёжного выполнения закладываемых алгоритмов обработки данных, имитации доступных бортовых вычислительных ресурсов возникает задача разработки вспомогательных средств предварительной отработки программной логики бортового программного обеспечения, а также парирования нештатных ситуаций, возникновение которых возможно при информационных взаимодействиях как между аппаратами, так и отдельными КА. Варианты разрабатываемых вспомогательных средств для выполняемой отработки бортового программного обеспечения приведены в главе 5.

3.4. Выводы по главе 3

На этапе внутреннего проектирования отработка информационного взаимодействия бортовых аппаратур и систем оказывают непосредственное влияние на успешное функционирование КА в целом. Особое внимание уделяется отработке функционирования аппаратуры, реализующей решение возлагаемых задач (как отдельного КА, так и космического комплекса в целом). В рамках выполняемой отработки логики функционирования предлагается применение вспомогательных средств для проведения отладки бортового ПО аппаратуры.

Реализация вспомогательных средств для проведения отладки бортового ПО приводится в главе 5.

4. МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ УСЛОВИЙ РАСПРОСТРАНЕНИЯ НАВИГАЦИОННЫХ СИГНАЛОВ ОТ НКА ГНСС ДО ПОТРЕБИТЕЛЯ

Данная глава освещает практические результаты на основе теории, приведённой в главе 2, в рамках построения модели взаимодействия космического потребителя и НКА. В качестве космического потребителя принимается КА высокоорбитального космического комплекса (ВКК). Рассматриваются такие вопросы, как моделирование дополненной ГНСС для определения параметров движения потребителя на высокоэллиптической орбите, расчёт теоретически оптимизированных диаграмм направленности приёмных антенн, модификация алгоритмов фильтрации радиосигналов, реализация разделения наложения сигналов на составляющие компоненты, анализ радиовидимости для приёмной (потребительской) антенной системы с выбранной оптимизированной диаграммой направленности.

4.1. Моделирование дополненной ГНСС для определения параметров движения потребителя

В качестве модели дополненной ГНСС рассматривается 4-х уровневая система.

Первый уровень – аппаратура потребителя, осуществляющая приём открытых навигационных сигналов на направленную антенну одновременно от нескольких навигационных космических аппаратов (НКА) в зоне видимости. Второй уровень представлен размещёнными на средних круговых орбитах НКА. Для передачи навигационных параметров потребителя в центр сбора данных (третий уровень) на НКА используется открытый канал связи. Сеанс измерения навигационных параметров и их передача от НКА включается по запросу из центра сбора данных. Для получения информации о характере движения НКА используются космический потребитель - КА ВКК (четвёртый уровень). Также КА четвёртого уровня могут осуществлять информационное взаимодействие с аппаратурой

наземного потребителя. Приведённая схема и модель проиллюстрированы на рисунках 4.1 и 4.2.

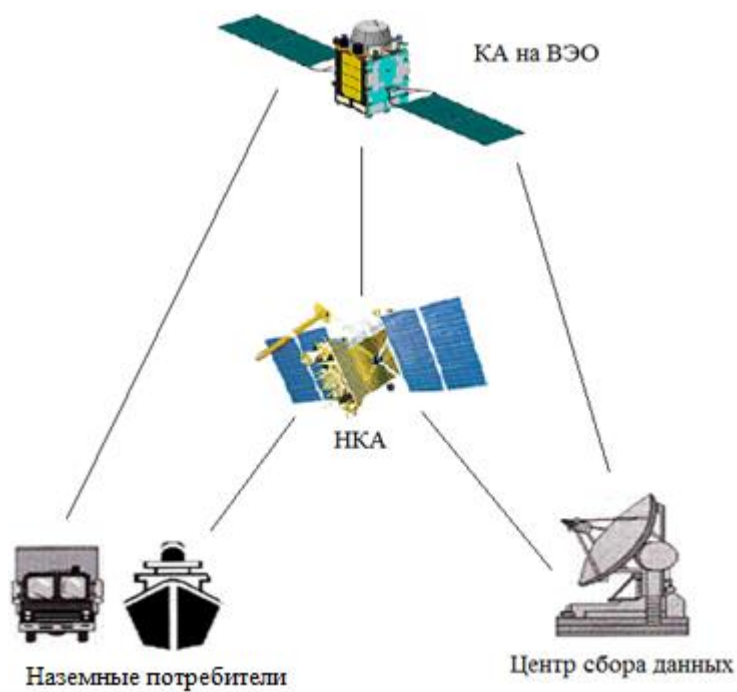


Рисунок 4.1 - Схема 4-х уровневой системы местоопределения потребителя

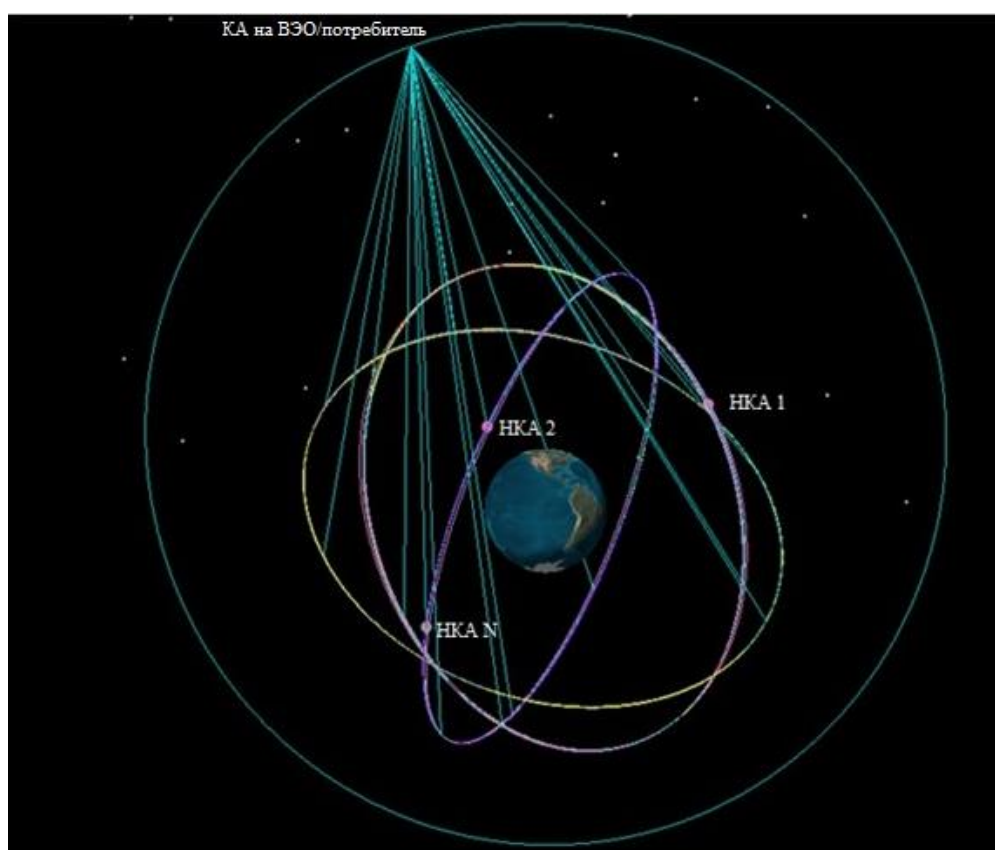


Рисунок 4.2 - Модель 4-х уровневой системы местоопределения потребителя

Рассматривается движение космического потребителя по таким типам высокоэллиптических орбит, как QZSS и Tundra. Особенность данных орбит заключается в их эволюционировании с течением времени.

Фрагменты открытых исходных данных по характеристикам движения по орбитам QZSS и Tundra приводятся в таблицах 4.1, 4.2.

Таблица 4.1 – Фрагмент данных по характеристикам движения по орбите QZSS

ДАТА (по 2 разряду – Год. Месяц. Число)	Количе ство витков	Время в формате (часы:минуты:с. мс)	Высота перигея H_{perig} (км)	Эксцентриситет, e	Наклоне ние, i ($^{\circ}$)	Аргумент перигея ω ($^{\circ}$)	Высота апогея H_{apog} (км)	Абс. долгота восход. узла Ψ ($^{\circ}$)
15.03.21	1	6:59:54	32750	0.07215	64.8	270	38834.2	0
20.02.18	1801	7:55:09.97	32837.6	0.0701	63.96	260.9	38749	0
25.03.21	3664	4:39:24.38	33020.6	0.06575	61.81	254.4	38565.3	0
...	...	...	...	...	...	...	...	...
15.03.21	1	7:39:22.03	32750	0.07215	64.8	270	38834.2	10
20.02.18	1801	8:34:49.65	32710.4	0.07312	64.43	261.1	38876.4	10
25.03.21	3664	51943.54	32783.1	0.07139	62.83	255.2	38803.1	10
...	...	...	...	...	...	...	...	...
15.03.21	1	18:34:57.25	32750	0.07215	64.80	270.0	38834.2	180
18.03.02	1081	19:51:24.51	31620.3	.09895	64.90	244.4	39965.0	180
25.03.21	3664	17:00:25.51	28835.4	0.16500	64.98	236.1	42749.8	180
...	...	...	...	...	...	...	...	...
15.03.21	1	61614.33	32750.0	.07215	64.80	270.0	38834.2	350
20.02.18	1801	7:11:31.74	32954.0	0.06734	63.53	260.4	38632.3	350
25.03.21	3664	3:55:24.67	33213.7	0.06117	60.99	252.7	38371.7	350

Таблица 4.2 – Фрагмент данных по характеристикам движения Tundra

ДАТА (по 2 разряда – Год. Месяц. Число)	Количе ство витков	Время в формате (часы:минуты :с.мс)	Высота перигея $H_{\text{периг}}$ (км)	Эксцент риситет, e	Наклоне ние, i ($^{\circ}$)	Аргу мент периг ея ω ($^{\circ}$)	Высота апогея $H_{\text{апог}}$ (км)	Абс. долгота восход. узла Ψ ($^{\circ}$)
15.03.21	1	6:42:43.08	21660	0,3352	64,8000	270,0	49924,2	0
18.03.02	1801	7:14:21.50	21997,6	0,3272	63,9100	262,8	49587,8	0
25.03.21	3664	3:36:46.93	23258.1	0.2973	61.2700	258.6	48327	0
...	...	...	...	...	...	...	...	...
15.03.21	1	8:05:42.05	21660.0	0.3352	64.8000	270.0	49924.2	20
18.03.02	1801	8:24:20.33	20992.6	0.3510	65.0700	265.3	50591.9	20
25.03.21	3664	4:53:20.82	20963.5	0.3517	63.1300	259.2	50621.7	20
...	...	...	...	...	...	...	...	...
15.03.21	1	18:21:00.28	21660	0.3352	64.8000	270.0	49924.2	180
18.03.02	1081	18:58:25.41	19963.6	0.3754	64.7700	252.4	51620.6	180
25.03.21	3664	15:37:28.66	7465.9	0.6718	64.3300	237.6	64120.2	180
...	...	...	...	...	...	...	...	...
15.03.21	1	5:15:44.39	21660	0.3352	64.8000	270.0	49924.2	340
18.03.02	1081	5:35:35.28	22388.51	0.3179	64.02	264.9	49195.5	340
25.03.21	3664	2:16:21.25	24802.03	0.2607	59.97	254.3	46782.3	340

Номинальные (начальные) параметры орбит КА ВКК представлены в таблице 4.3.

Таблица 4.3 – Начальные параметры орбит КА ВКК

Тип орбиты	$H_{\text{периг}}$, км	$H_{\text{апог}}$, км	E	i , градус	ω , градус	$T_{\text{др}}$, с
Тундра	21660	49910	0.335	64.8	270	86160
QZSS	32750	38820	0.072	64.8	270	86160

В таблице 4.3 приняты следующие обозначения: H_{perig} – высота перигея орбиты; H_{apog} – высота апогея орбиты; e – эксцентриситет орбиты; i – наклонение орбиты; ω – аргумент широты перигея орбиты; $T_{\text{др}}$ – драконический период обращения.

В связи с тем, что указанные эллиптические орбиты могут претерпевать значительные изменения за период эксплуатации КА ВКК, необходимо рассмотреть диапазоны изменения параметров орбит КА ВКК, оказывающих принципиальное влияние на число радиовидимых НКА и значение ГФ. Такими параметрами являются высоты апогея и перигея орбит КА ВКК, определяющие высоту орбиты КА ВКК относительно орбит НКА ГНСС.

Для орбит типа QZSS значение высоты перигея изменяется в диапазоне значений от 28494 до 33445 км. Траектория движения спутника по орбите типа QZSS расположена выше относительно траекторий движения спутниковых группировок ГНСС (относительный порог высоты $H_{\text{lim}} = 19000$ км), что позволяет сделать вывод об отсутствии необходимости в установке верхних антенн на спутнике.

Для орбит типа Тундра значение высоты перигея изменяется в диапазоне значений от 6473 до 25292 км. На определенном интервале времени КА на орбите типа Тундра находится ниже орбит НКА ГНСС, что может привести к необходимости установки второй приёмной антенны (антенной системы) на КА ВКК с целью приёма навигационных сигналов по открытым каналам связи при прохождении КА ВКК ниже группировки НКА ГНСС.

При моделировании рассматриваются параметры орбиты типа QZSS, приведённые в таблице 4.1 и параметры орбиты типа Тундра, приведённые в таблице 4.2. Рассмотрение случаев при средних значениях высоты перигея и апогея достаточно для проведения анализа возможных условий радиовидимости НКА ГНСС.

Таким образом, в случае орбиты типа QZSS рассматриваются следующие параметры орбиты $H_{\text{perig}} = 31034$ км, $H_{\text{apog}} = 40548.5$ км, $i = 67.76^\circ$; в случае орбиты типа Tundra - $H_{\text{perig}} = 18584.51$ км, $H_{\text{apog}} = 52999.1$ км, $i = 65.17^\circ$.

При имеющихся значениях параметров орбит КА ВКК производится расчёт параметров приёмных антенн спутника с целью получения теоретически оптимизированных диаграмм направленности антенн.

4.2. Расчёт оптимизированной диаграммы направленности приёмной антенной системы космического потребителя

Оптимизированная диаграмма направленности (ДН) приёмной антенны (антенной системы) должна обеспечивать итоговое отношение сигнал/шум в приёмнике аппаратуры радионавигации не менее, чем $Q_{\text{пор}} = 35$ дБГц для принимаемых навигационных сигналов каналов связи с целью достижения значения погрешности измерения дальности (псевдодальности) не больше заданного значения.

Для определения теоретически оптимизированной ДН использовался подход программно-математического моделирования. На базе программного комплекса Satellite Tool Kit 8.0 создавалась модель космических ГНСС и модели орбит КА ВКК (пример на рис. 4.2), производилось моделирование бюджета и радиолинии от НКА до КА ВКК с учетом их взаимного движения на интервале нескольких суток (оптимизацией требуемых коэффициентов усиления при различных углах полураствора приёмных антенн космического потребителя в реальном времени) [98, 99, 100, 101, 102].

Фрагмент параметров приёмных антенн спутника при движении по орбите QZSS со средним значением H_{perig} приведены в таблице 4.4. При этом в таблице 4.4 рассматриваются 3 столбца: θ (°) – угол полураствора, G_{Xmtr} (дБ) – коэффициент усиления, $\text{Calc } C/N_0$ (дБ * Гц) – рассчитанное соотношение «сигнал - шум». Параметр $\text{Calc } C/N_0$ имеет расчетную формулу: $\text{Calc } C/N_0 = Q_{\text{пор}} - C/N_0$, где $Q_{\text{пор}} = 35$ (дБ * Гц). Зависимости G_{Xmtr} и $\text{Calc } C/N_0$ от углов θ изображены на рисунках 4.3 и 4.4. Также при моделировании задавалось требование на процент измерений от числа геометрически доступных, для

которых должно обеспечиваться заданное отношение сигнал/шум для сигналов открытых каналов связи каждого НКА [103, 104].

Таблица 4.4 – Фрагмент параметров приёмных антенн спутника при движении по орбите QZSS со средним значением H_{perig}

θ (°)	G_{Xmtr} (дБ)	Calc C/N_0 (дБ * Гц)	Частота Доплера (дБ)
8.978	13.6055	-5.4123	0.1562
8.919	13.6379	-5.4450	0.1849
8.861	13.6688	-5.4762	0.2134
...	...	...	...
32.722	-14.0526	19.3126	6.3783
32.787	-14.2948	19.5415	6.3827
32.852	-14.5344	19.7679	6.3870
...	...	...	...
42.003	-7.6703	11.8779	9.3865
42.043	-7.7377	11.7281	9.4171
42.082	-7.8053	11.5732	9.4481

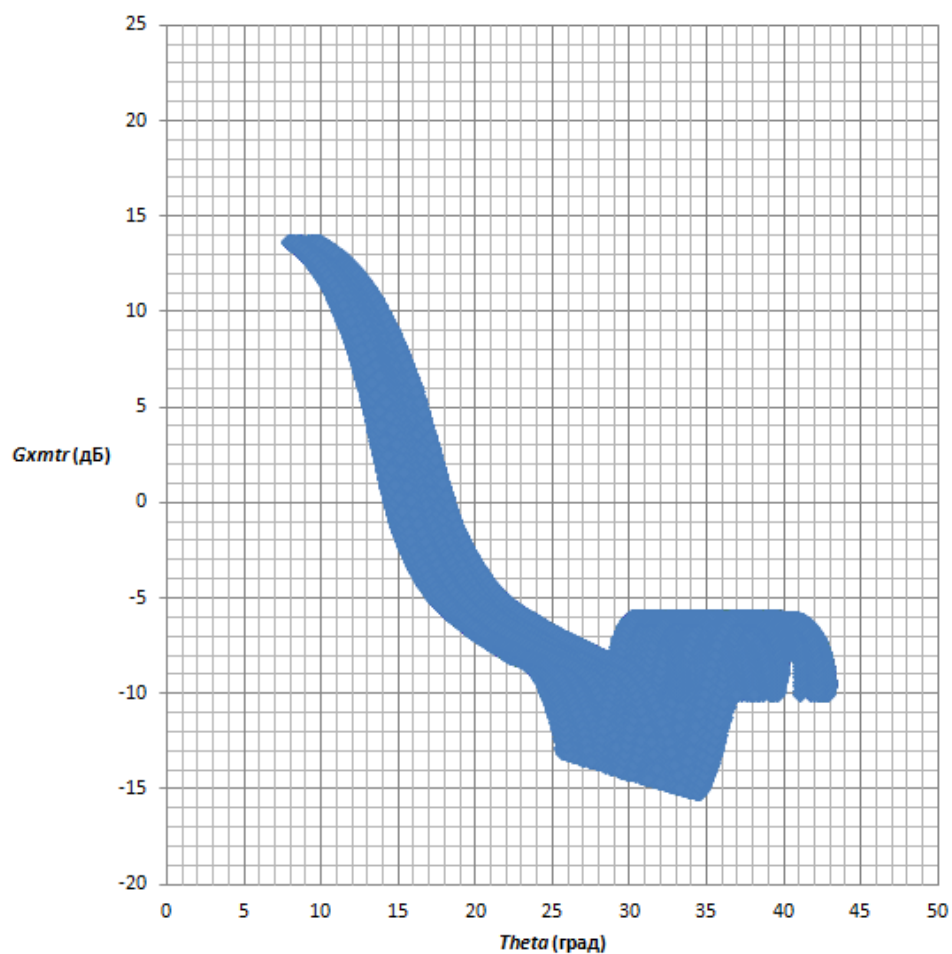


Рисунок 4.3 - Зависимости G_{Xmtr} от θ

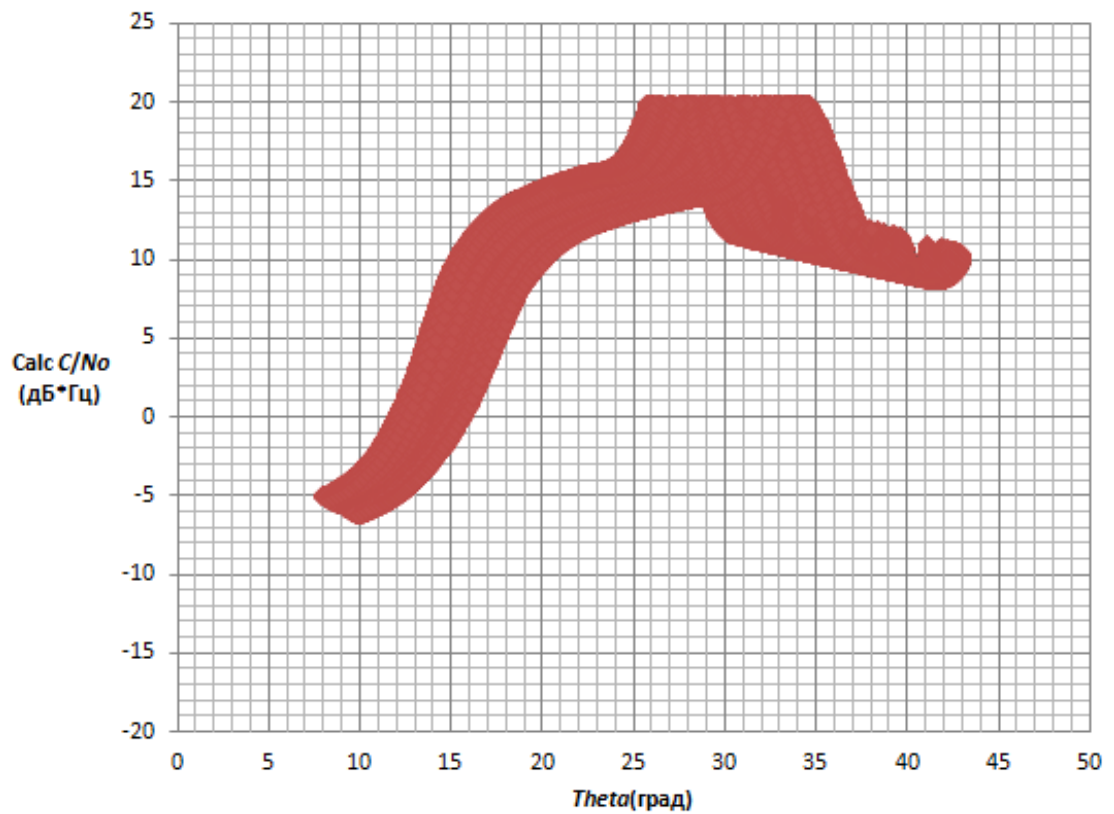


Рисунок 4.4 - Зависимости Calc C/No от Theta

Производится построение плотности распределения f (Calc C/No) и функции распределения F (Calc C/No) [105, 106], которое проиллюстрировано на рисунке 4.5.

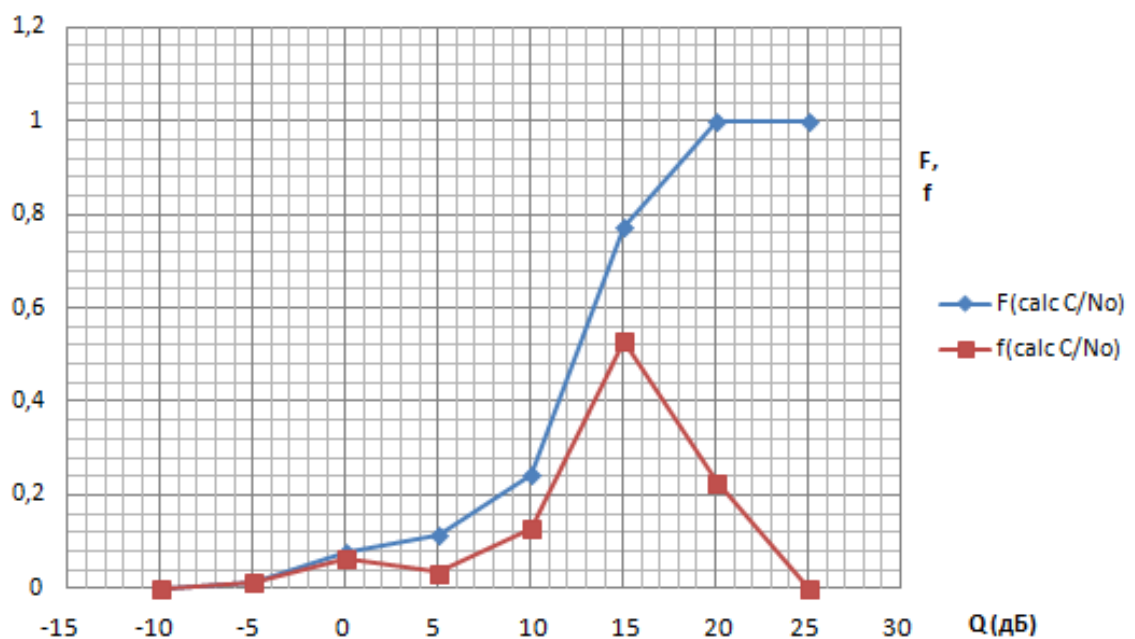


Рисунок 4.5 - Плотность распределения f (Calc C/No) и функция распределения F (Calc C/No)

Распределение вычисленного соотношения «сигнал - шум» $\text{Calc } C/N_0$ на интервалах углов Θ , где $\Theta \in [5; 45]$ изображено на рисунке 4.6, где F10 – количество точек на интервале $[5; 10)$, F15 – количество точек на интервале $[10; 15)$ и так далее до F45.

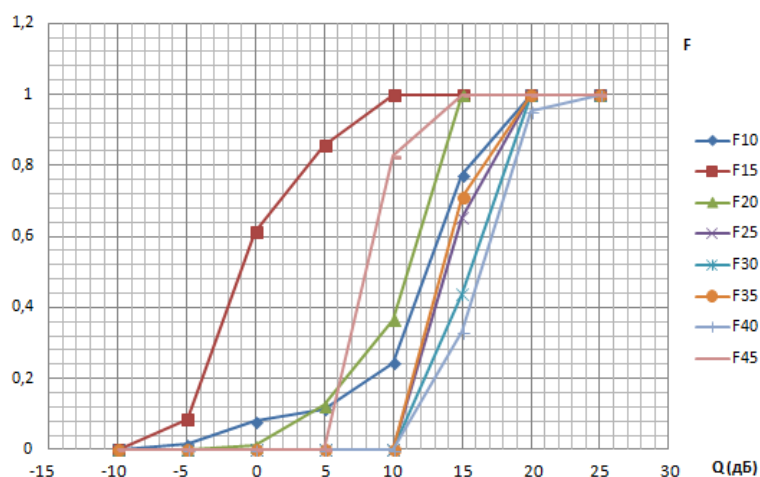


Рисунок 4.6 - Функция распределения $F(\text{Calc } C/N_0)$ при различных интервалах углов Θ

При моделировании задавалось требование на процент измерений от числа геометрически доступных, для которых должно обеспечиваться заданное отношение сигнал/шум для сигналов каждого НКА. Оптимизированная ДН для орбиты типа QZSS при средних значениях N_{perig} и в зависимости от процента доступных измерений (60, 70, 80 %) представлена на рисунке 4.7.

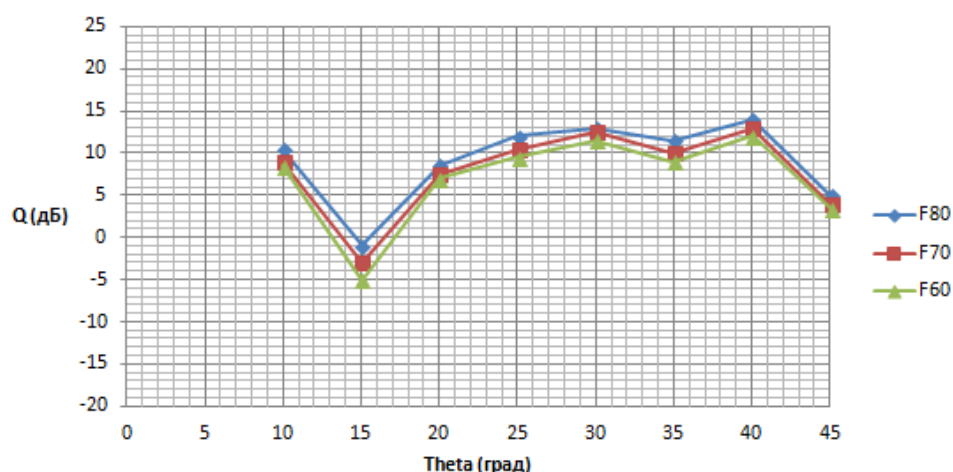


Рисунок 4.7 - Требуемая теоретическая диаграмма направленности антенной системы

Аналогичные расчёты требуемых диаграмм направленности могут быть произведены для случаев наибольшего и наименьшего значений N_{perig}

соответственно при движении КА ВКК по орбите типа QZSS. В таком случае возможно построение теоретически оптимизированной диаграммы направленности для антенной системы, изображённой на рисунке 4.8.

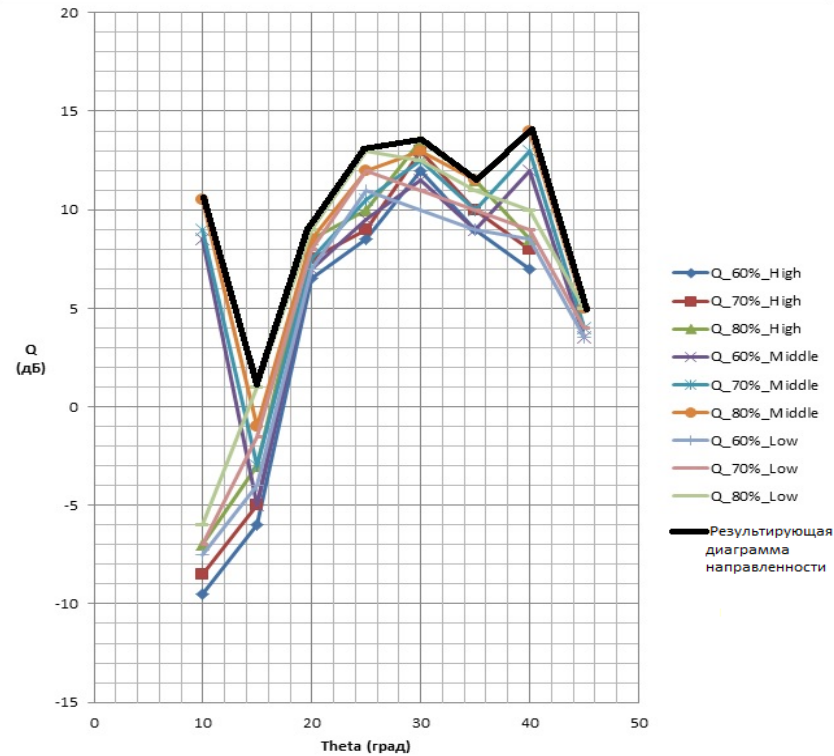


Рисунок 4.8 - Теоретически оптимизированная диаграмма направленности для орбиты QZSS

Аналогичная методика справедлива для КА ВКК орбиты Tundra (рисунок 4.9).

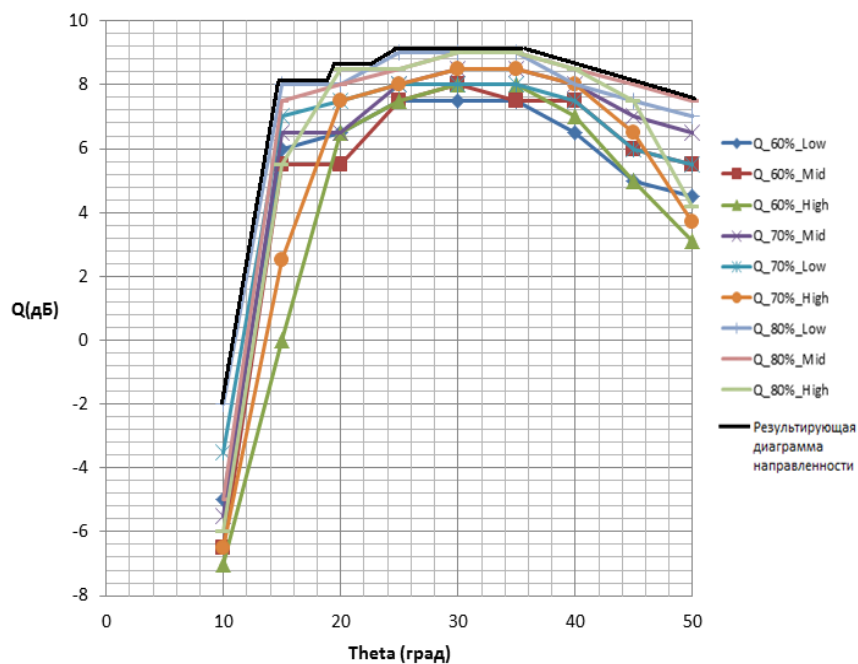


Рисунок 4.9 - Оптимизированная диаграмма направленности для орбиты типа Tundra

На рисунках 4.8 и 4.9 результирующая ДН выделена чёрной линией.

4.3. Реализация разделения принимаемой КА ВКК информации

Разделение частотных сигналов ГНСС открытых каналов связи производилось по алгоритму, описанному в п. 2.2.1. Выбранный интерполяционный многочлен (при орбите QZSS) имеет вид:

$$\Phi(t, f_{donj}, \varphi_j) = \sum_{j=1}^n A_j \cdot \sin(b_j t + c_j), \quad (4)$$

где $\hat{A}_j$ – оценка амплитуды A с учётом характеристики модулирующей функции сигнала, содержащей компонент задержки принятия сигнала потребителем τ_j , $\hat{b}_j$ – оценка составляющей f_{donj} , $\hat{c}_j$ – оценка фазы сигнала φ_j , j – компонента сигнала, $j = 1..n$.

Для нахождения искомых оценок параметров $\hat{A}_j, \hat{b}_j, \hat{c}_j$ рассматривается комбинированное использование методов имитации отжига [107, 108] и симплексного поиска [109, 110] с заданием начальных значений $\hat{A}_0, \hat{b}_0, \hat{c}_0$.

Для идентификации сигнальных линий рассматриваются производные 5-го и 6-го порядков (для выполнения условия 5-ая производная равна нулю, а 6-ая производная положительна). Для точного определения количества линий для случая функционирования КА ВКК на орбите типа QZSS при среднем значения N_{perig} при модуляции BPSK (0.5) используется метод кластерного анализа (в качестве примера приводится последовательный эвристический алгоритм k -эталонов). При этом результат идентификации зависит от выбора порогового значения d_0 . В таблице 4.5 содержатся данные зависимости значения качества Q_F (рассчитывается по формуле (2.44)) при движении космического потребителя по орбите QZSS от выбора значения пороговой величины d_0 по состоянию на 03.06.2016 12:00:00.

Таблица 4.5 – Зависимость критерия качества Q_F от значения пороговой величины d_0

d_0 (пороговое значение)	Количество классов N	Значение критерия качества Q_F
(0.301 – 0.302]	13	0.0082
(0.302 – 0.304]	12	0.0081
(0.304 – 0.405]	11	0.0067
(0.405 – 0.500]	10	0.0082
(0.500 – 0.501]	9	0.0083
(0.501 – 0.604]	8	0.0111

Согласно данным из таблицы 4.5, наименьшее значение Q_F достигается при $d_0 \in [0.304; 0.405]$ при аппроксимации исходной сигнальной функции 11-ю функциями. На рисунке 4.10 проиллюстрирована аппроксимация наложенного спектра сигнала компонентами при разложении на различное количество составляющих с оптимизированными оценками параметров $\hat{A}_j, \hat{b}_j, \hat{c}_j$ (красная линия – аппроксимирующая функция, синяя – исходные данные).

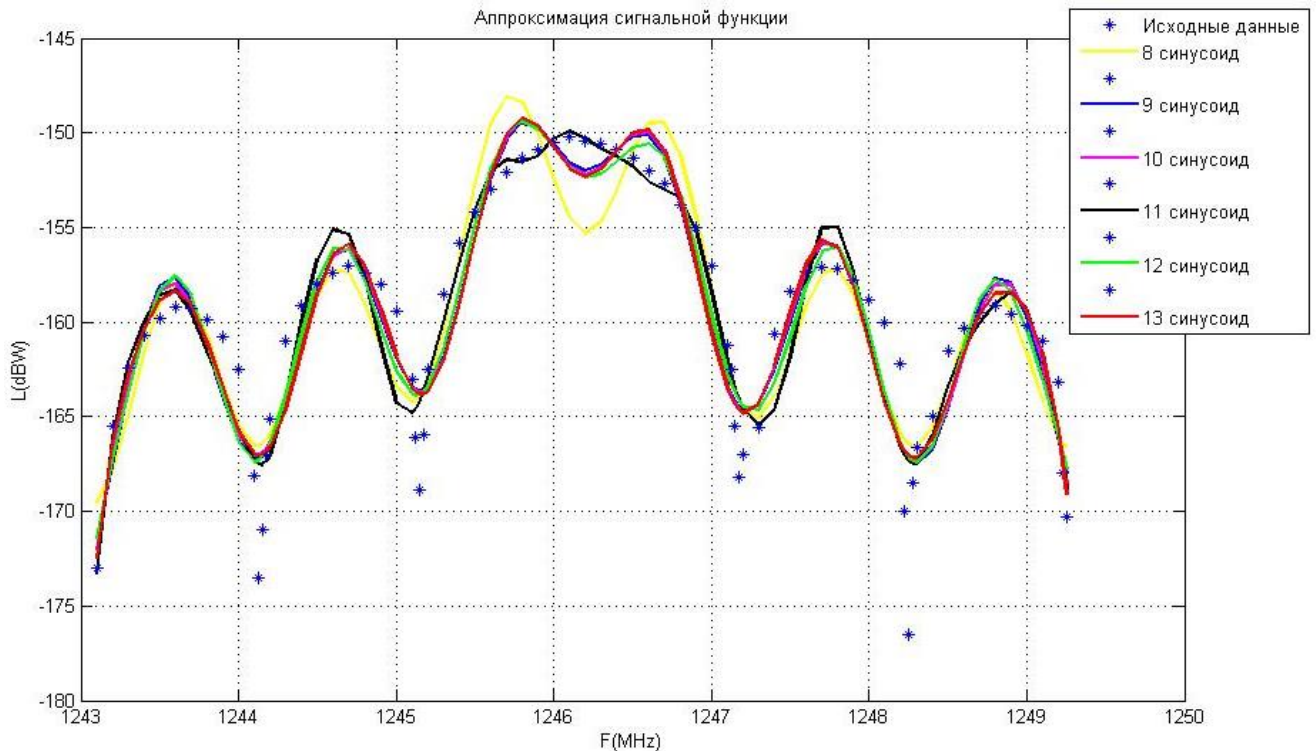


Рисунок 4.10 - Разложение частотного сигнала на компоненты

В таблице 4.6 приводятся для сравнения результаты работы часто используемых алгоритмов Narrow Correlator, Strobe Correlator для борьбы с эффектом наложения сигналов в приёмной аппаратуре.

Таблица 4.6 – Сравнение результатов работы алгоритмов разделения наложенных сигналов

Метод разделения аддитивного сигнала	Значение критерия качества аппроксимации Q_F
Модифицированный метод разделения	0.0067
Strobe Correlators	0.0102
Narrow Correlators	0.0094

Разработанный метод идентификации сигнальных компонент демонстрирует лучшую эффективность разделения рассматриваемого наложенного сигнала.

Таким образом, представление об оценках радионавигационных параметрах может быть получено после проведения разделения сигналов на компоненты для получения искомой эфемеридной информации.

4.4. Анализ радиовидимости НКА при использовании оптимизированной ДН приёмной антенной системы потребителя

Для приёмной антенной системы с теоретически оптимизированной ДН производится моделирование приёма навигационных сигналов ГНСС аппаратурой КА ВКК при наличии на борту НКА одного бортового источника навигационных сигналов (БИНС), а также при наличии на борту НКА дополнительного бортового источника навигационных сигналов для космических пользователей (БИНС-КП).

По результатам моделирования (по состоянию ОГ НКА и КА ВКК на период с 01.06.2016 00:00:00 по 11.06.2016 00:00:00, время UTC) были получены значения количества радиовидимых спутников и значение геометрического фактора (PDOP) при приёме сигнала аппаратурой навигации.

4.4.1. Моделирование приёма навигационных сигналов при наличии одного БИНС на борту НКА

БИНС характеризуется следующими характеристиками: тип поляризации – правосторонняя круговая, тип модуляции – BPSK (0.5), мощность передатчика $P_{пер}$ составляет 13.98 ДБВт, частота радиосигнала F равна 1.247 ГГц. Приёмная антенная система имеет следующие показатели: количество антенн в системе – 4 (разведены на 60° друг относительно друга), поляризация – круговая правосторонняя, уровень чувствительности приёмной аппаратуры L при проведении моделирования равен 33 дБГц, частота приёма радиосигнала составляет 1.246 ГГц.

Графики количества радиовидимых НКА ГНСС при использовании БИНС, значения геометрического фактора и распределение числа сеансов измерений текущих навигационных параметров для орбиты КА ВКК типа QZSS за моделируемый промежуток времени представлены на рисунках 4.11 – 4.13.

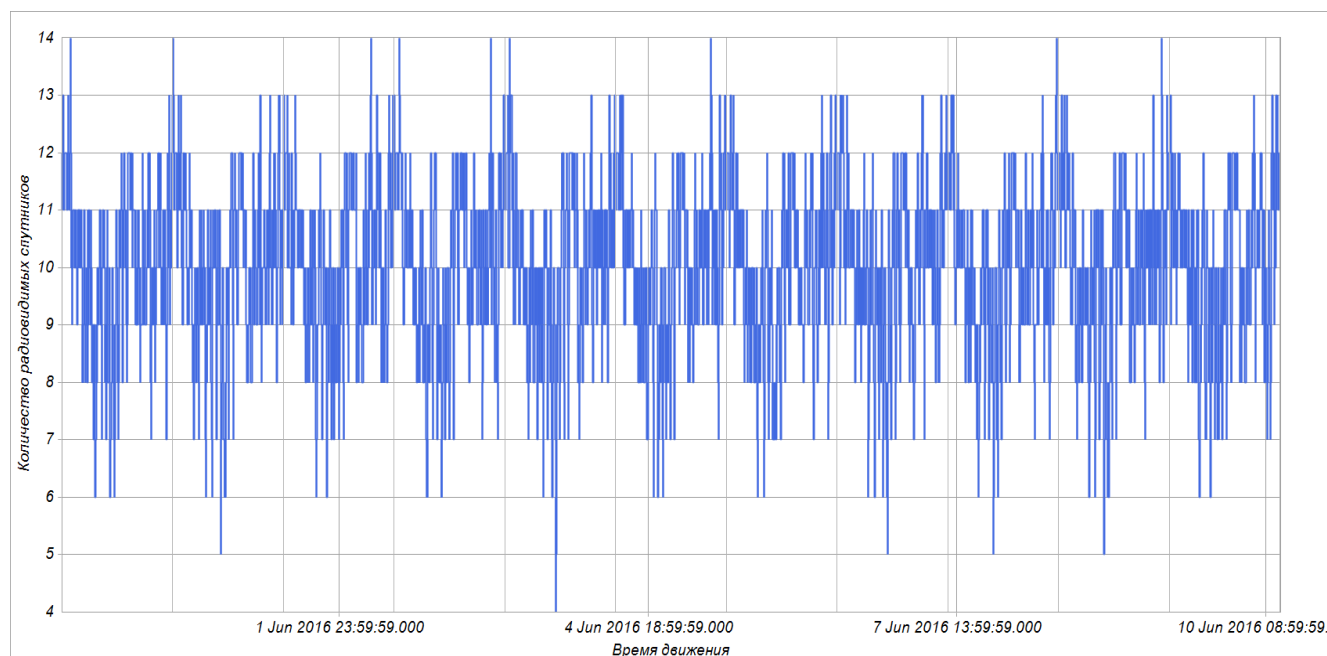


Рисунок 4.11 - Количество радиовидимых НКА, тип QZSS (БИНС, среднее значение $H_{периг}$)

Расчёт геометрического фактора проводился по алгоритму, описанному в п. 1.3.4, формула (1.46).

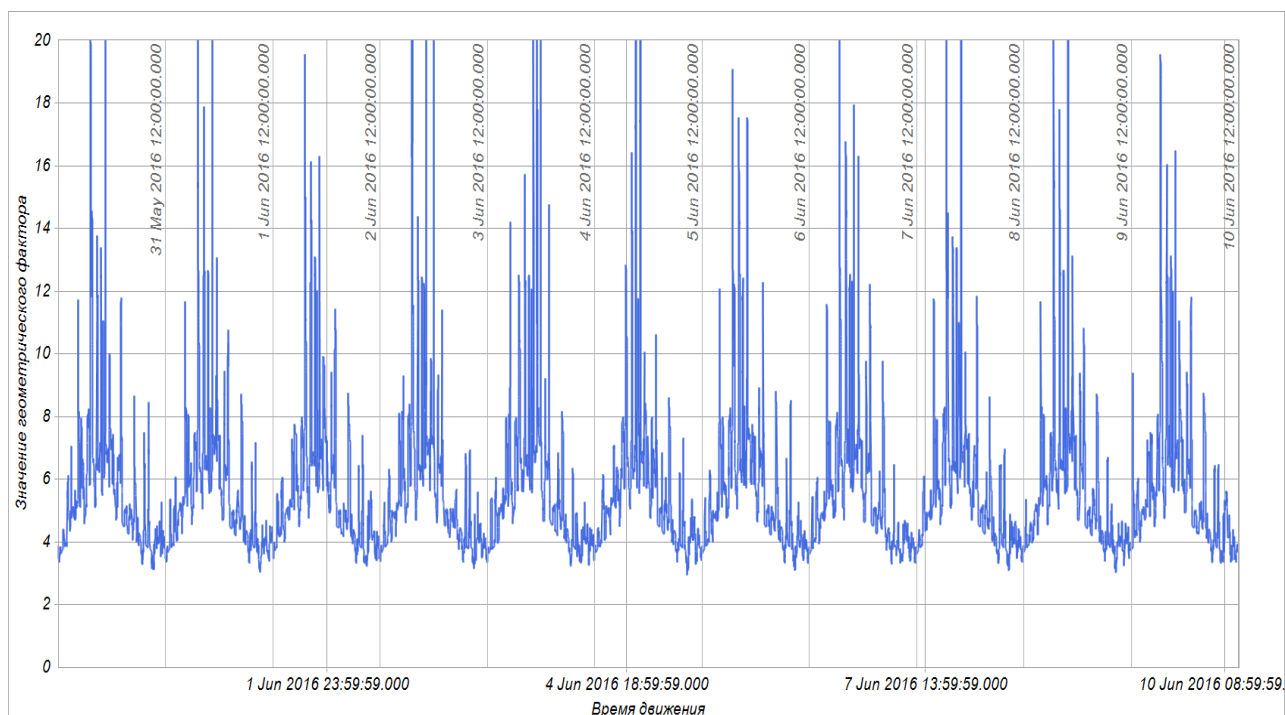


Рисунок 4.12 - Значение ГФ, тип орбиты QZSS (БИНС, среднее значение H_{perig})

Диапазон изменения значений геометрического фактора - от 4 до 7.

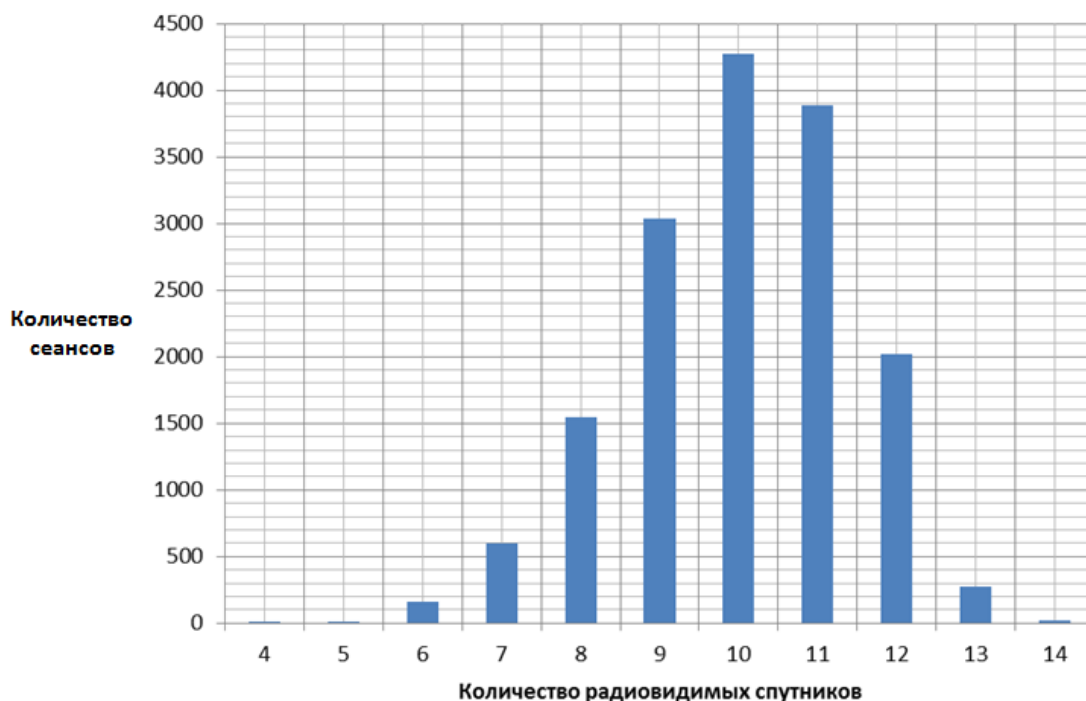


Рисунок 4.13 - Распределение сеансов, орбита типа QZSS (БИНС, среднее значение H_{perig})

Графики количества радиовидимых НКА ГНСС при использовании БИНС, значения геометрического фактора и распределение числа сеансов измерений

текущих навигационных параметров для орбиты КА ВКК типа Tundra представлены на рисунках 4.14 – 4.16.

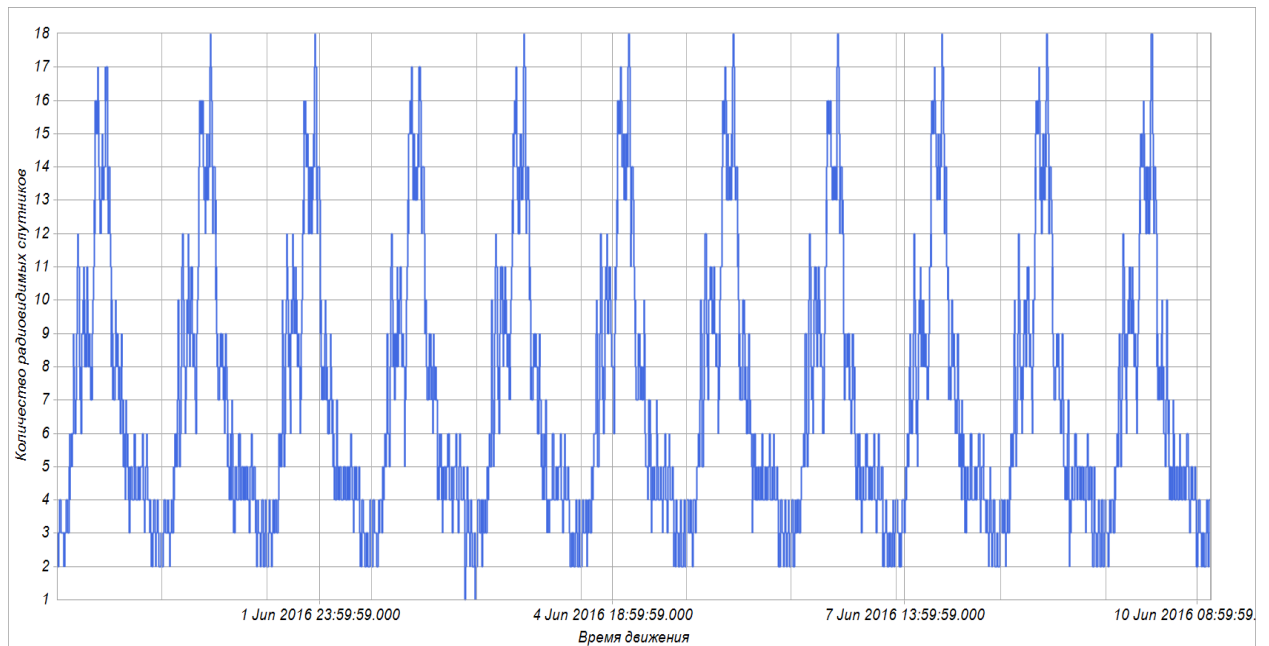


Рисунок 4.14 - Количество радиовидимых НКА, тип Tundra (БИНС, среднее значение H_{perig})

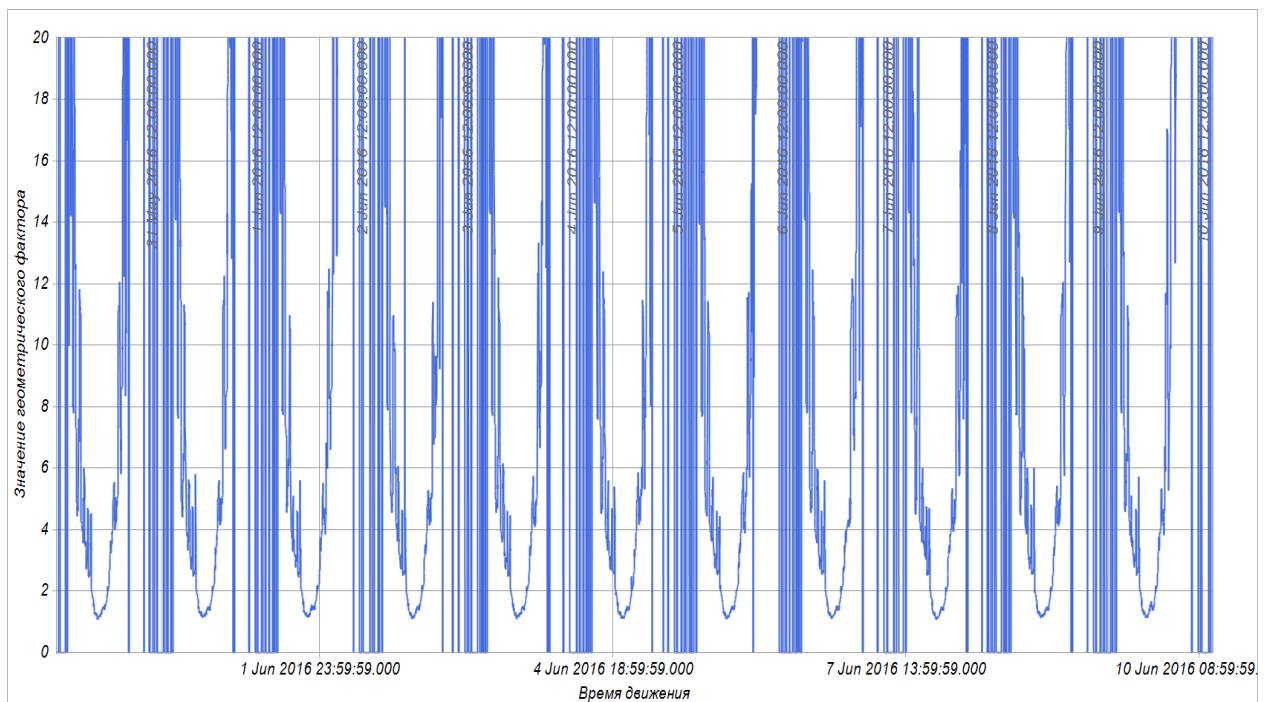


Рисунок 4.15 - Значение ГФ, орбита Tundra (БИНС, среднее значение H_{perig})

Диапазон изменения значений геометрического фактора без выбросов - от 1.5 до 20.

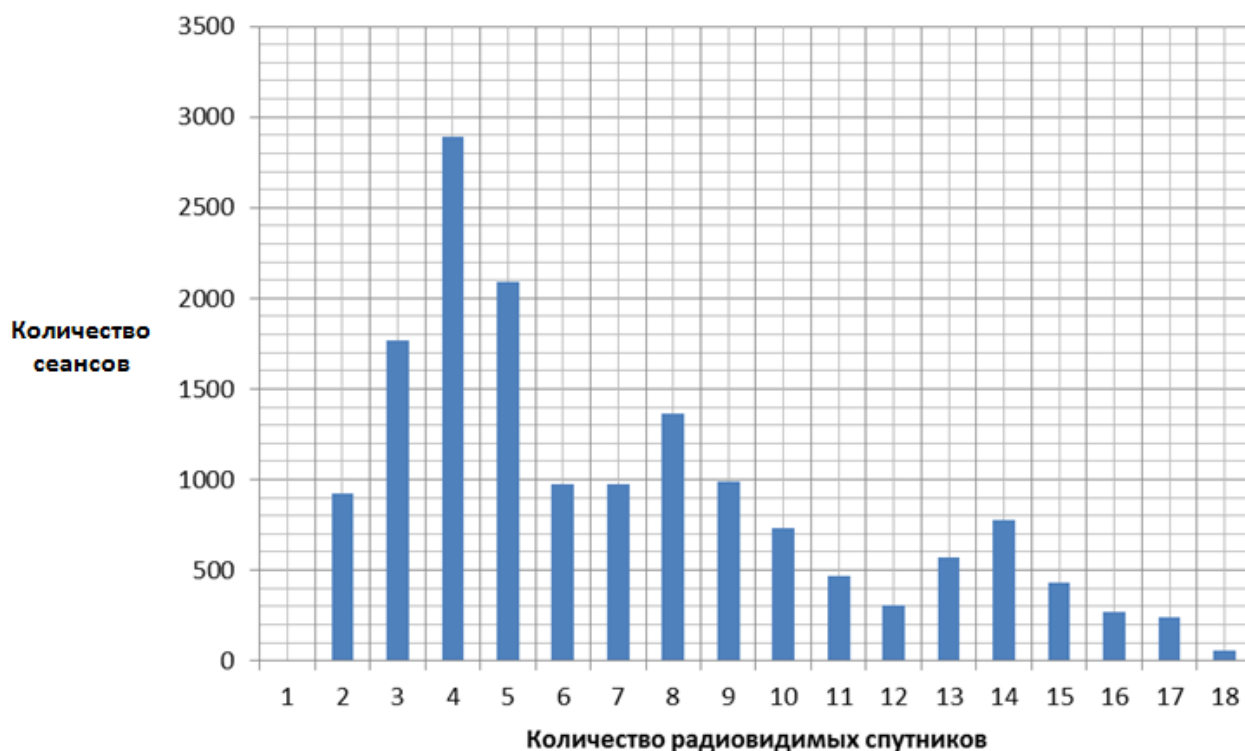


Рисунок 4.16 - Распределение сеансов, орбита типа Tundra (БИНС, среднее значение H_{perig})

Для сравнения рассматривается случай применения на борту НКА дополнительного источника навигационных сигналов БИНС-КП для космических пользователей.

4.4.2. Моделирование приёма навигационных сигналов при наличии дополнительного БИНС-КП на борту НКА

Дополнительный источник навигационных сигналов открытых каналов связи характеризуется следующими характеристиками: тип поляризации – правосторонняя круговая, тип модуляции – BPSK (0.5), мощность передатчика $P_{\text{пер}}$ составляет 15.05 ДБВт, частота радиосигнала F равна 1.6 ГГц. Приёмная антенная система имеет аналогичные показатели, как и в п. 4.4.1.

Графики количества радиовидимых НКА ГНСС при использовании дополнительного БИНС-КП, значения геометрического фактора и распределение числа сеансов измерений текущих навигационных параметров для орбиты КА ВКК типа QZSS представлены на рисунках 4.17 – 4.19.

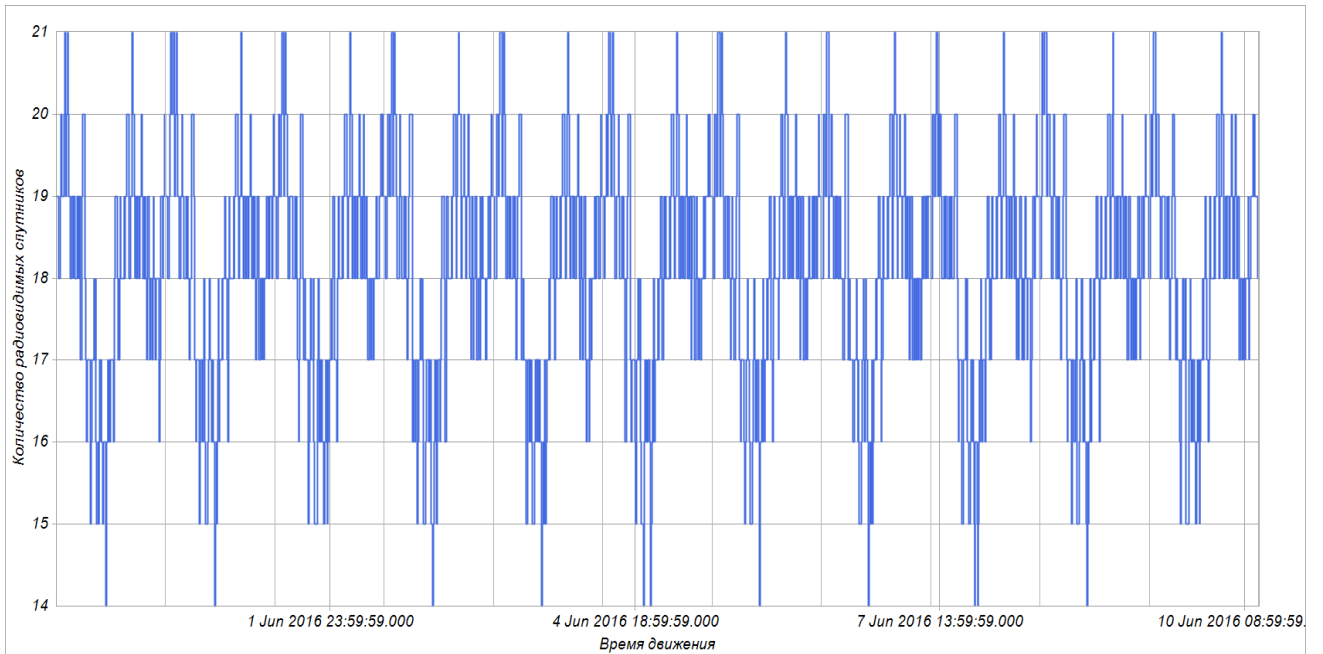


Рисунок 4.17 - Количество радиовидимых НКА ГНСС, орбита типа QZSS (дополнительный БИНС-КП, среднее значение H_{perig})

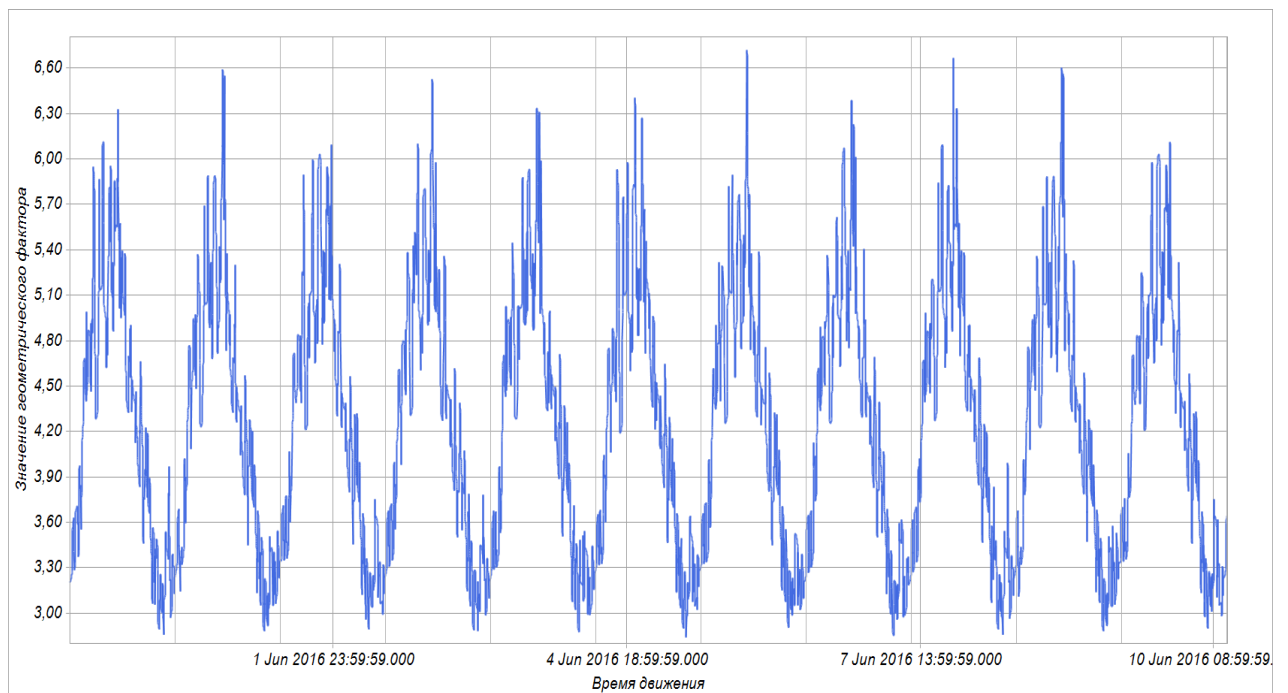


Рисунок 4.18 - Значение геометрического фактора, орбита типа QZSS (дополнительный БИНС-КП, среднее значение H_{perig})

Диапазон изменения значений геометрического фактора - от 3 до 5.

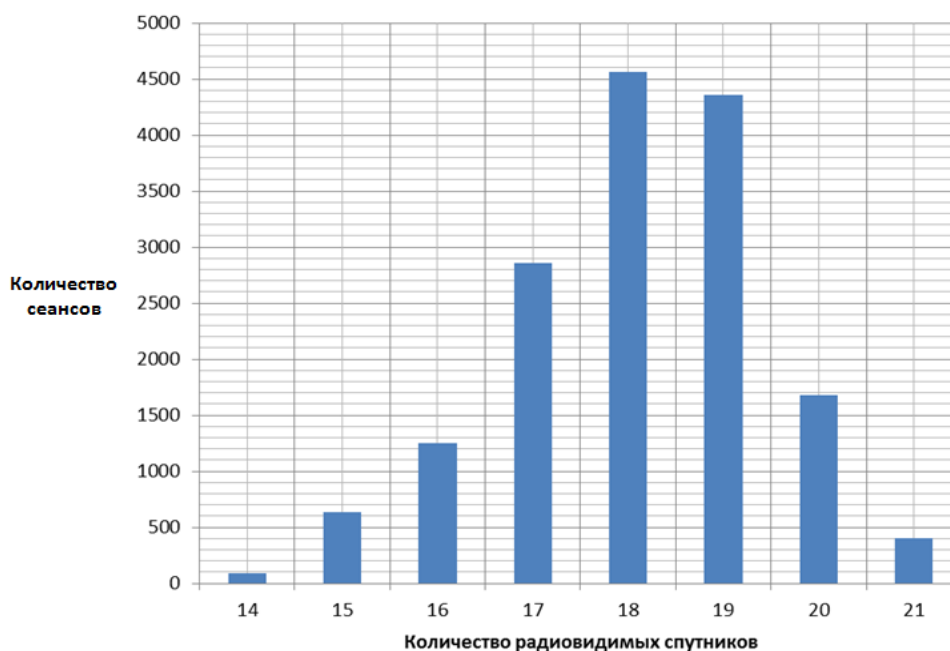


Рисунок 4.19 - Распределение количества сеансов в зависимости от количества радиовидимых НКА, орбита типа QZSS (дополнительный БИНС-КП, среднее значение H_{perig})

Графики количества радиовидимых НКА ГНСС при использовании БИНС-КП, значения геометрического фактора и распределение числа сеансов измерений текущих навигационных параметров для орбиты КА ВКК типа Tundra представлены на рисунках 4.20 – 4.22.

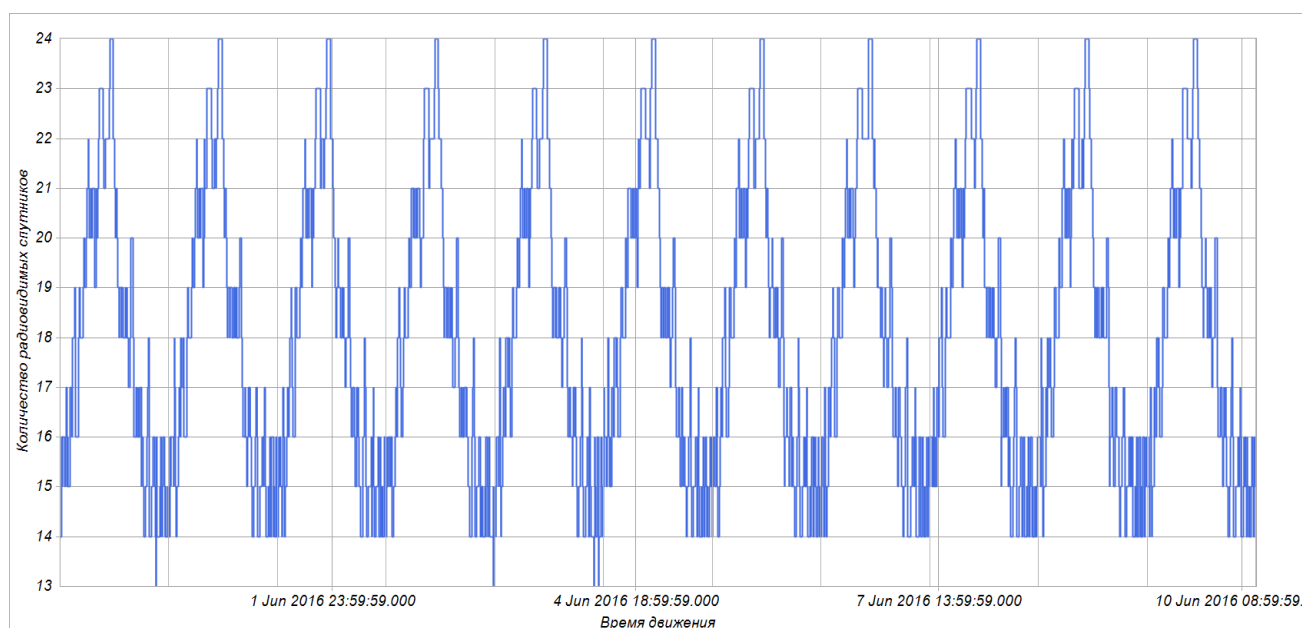


Рисунок 4.20 - Количество радиовидимых НКА ГНСС, орбита типа Tundra (дополнительный БИНС-КП, среднее значение H_{perig})

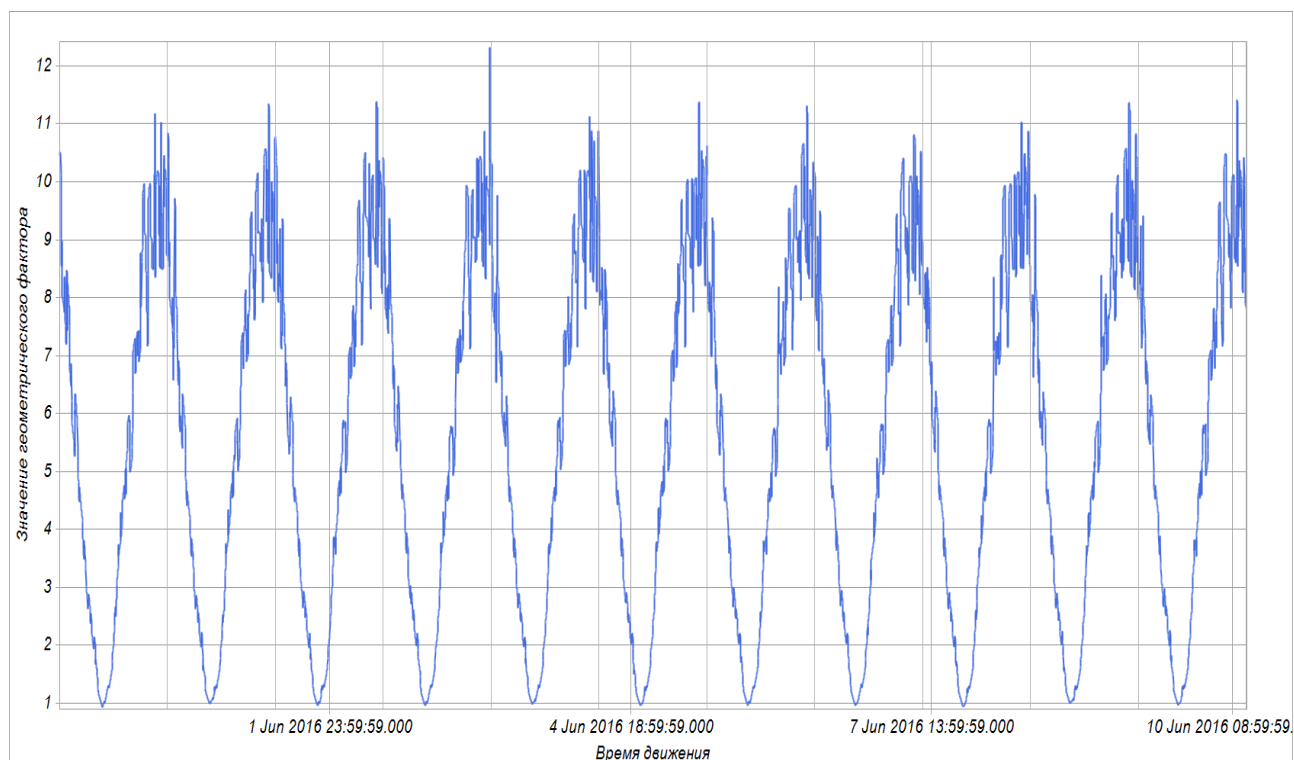
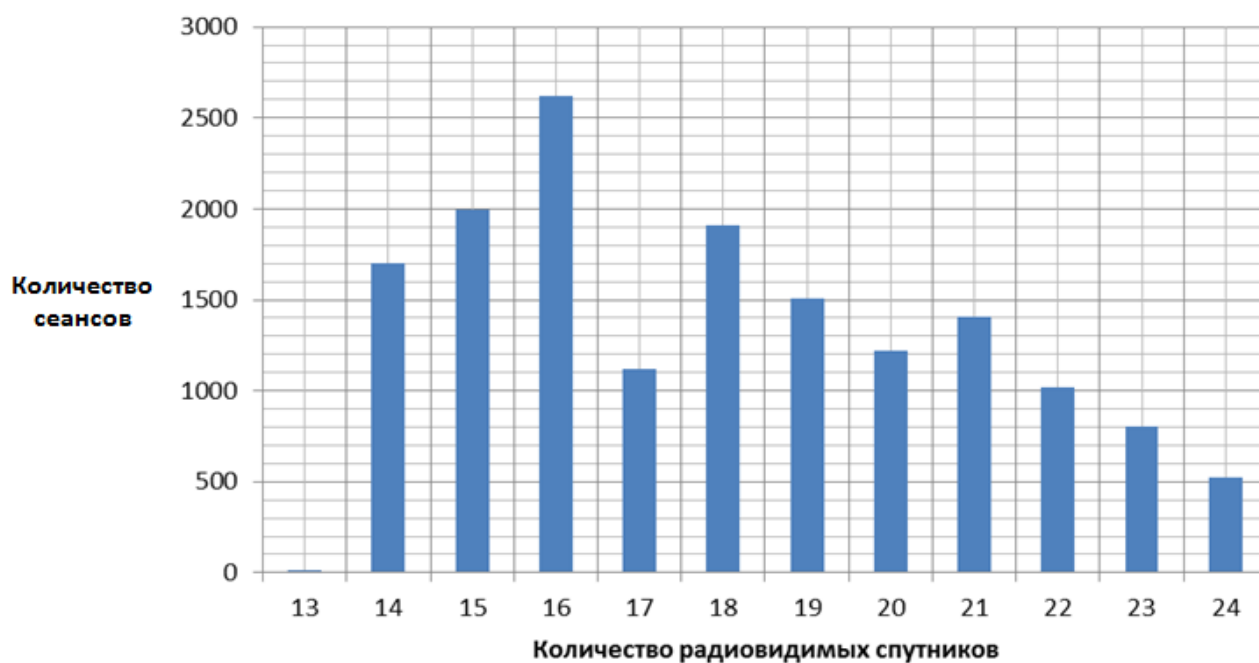


Рисунок 4.21 - Значение геометрического фактора, орбита типа Tundra (дополнительный БИНС-КП, среднее значение H_{perig})

Диапазон изменения значений геометрического фактора - от 1 до 9.



Ри

суюнок 4.22 - Распределение количества сеансов в зависимости от количества радиовидимых НКА, орбита типа Tundra (дополнительный БИНС-КП, среднее значение H_{perig})

Обобщённые результаты моделирования приведены в таблице 4.6.

Таблица 4.6 – Показатели радиовидимости спутников ГНСС при различных конфигурациях НКА и КА ВКК

Орбита движения спутника	Источники навигационных сигналов	Среднее (min/max) количество радиовидимых спутников	Среднеквадратическое отклонение (СКО) количества радиовидимых спутников	Среднее значение ГФ (min/max значения)	СКО ГФ
QZSS (при среднем H_{perig})	БИНС	10.04 (4/14)	1.43	5.65 (2.96/78.66)	2.71
	БИНС и БИНС-КП	18.08 (14/21)	1.37	4.27 (2.84/6.72)	0.85
Тундра (при среднем H_{perig})	БИНС	7.15 (1/18)	4.00	19.43 (1.07/99.96)	26.26
	БИНС и БИНС-КП	18.01 (13/24)	2.88	5.57 (0.94/12.31)	3.04

В случае анализа потенциальной радиовидимости НКА ГНСС при движении космического аппарата с 4 приёмными антеннами, разведёнными друг относительно друга на 60° , по орбите типа QZSS и передатчике БИНС на НКА наибольшая вероятность сеансов наблюдается при 10-11 радиовидимых спутниках, при этом наименьшее количество радиовидимых спутников - 4 НКА ГНСС, наибольшее количество радиовидимых спутников - 14 НКА ГНСС. При движении КА ВКК по орбите типа Tundra и передатчике БИНС на НКА максимальная вероятность сеансов имеется при 4-х радиовидимых спутниках, наименьшее количество радиовидимых спутников – 1 НКА ГНСС, наибольшее количество радиовидимых спутников – 18 НКА. При увеличении количества передающих антенн навигационных КА ГНСС (добавление одной передающей антенны БИНС-КП, ориентированной в сторону от Земли, для каждого аппарата спутника ГНСС) при движении по орбите типа QZSS наибольшая вероятность

сеансов наблюдается при 18-ти НКА, наименьшее количество радиовидимых спутников - 14 спутников, наибольшее количество радиовидимых спутников – 21 спутник. При движении космического аппарата по орбите типа Tundra наибольшая вероятность сеансов наблюдается при 16-ти НКА, наименьшее количество радиовидимых спутников - 13 спутников ГНСС, наибольшее количество радиовидимых спутников – 24 спутника ГНСС. Полученные показатели радиовидимости НКА ГНСС при различных конфигурациях НКА и КА ВКК справедливы только для ДН антенных систем, рассчитанных в п. 4.2.

4.4.3. Анализ влияния угла отклонения приёмных антенн от оси –ОХ на условия радиовидимости НКА

Анализ влияния угла отклонения приёмных антенн от оси –ОХ КА ВКК на условия радиовидимости НКА для орбит типа QZSS и Тундра необходим для определения оптимального значения угла отклонения антенн. Для этого при различных углах отклонения антенн от оси –ОХ КА ВКК проводится анализ таких характеристик, как количество радиовидимых НКА ГНСС, среднее количество радиовидимых НКА, СКО количества радиовидимых аппаратов, среднее значение ГФ и СКО ГФ. Анализ проводится для случаев, когда на борту НКА установлен одиночный БИНС и комбинация БИНС и дополнительного БИНС-КП.

Результаты моделирования приёма навигационных сигналов при движении КА ВКА по орбитам QZSS и Tundra для среднего значения высоты перигея H_{perig} и при отсутствии/наличии на борту НКА дополнительного БИНС-КП при различных значениях углов между осями симметрии приёмных антенн представлены в таблицах 4.7, 4.8.

Таблица 4.7 – Значения количества радиовидимых спутников и углов разведения антенн

Тип орбиты	Конфигурация		Показатели радиовидимости НКА		
	Наличие БИНС	Угол разведения приёмных антенн	Min/max значение радиовидимых НКА	Среднее значение радиовидимых НКА	СКО значения радиовидимых НКА
QZSS	БИНС	20	0/9	3.71	1.92
		30	3/14	9.77	1.62
		40	4/14	8.74	1.31
		50	4/15	9.83	1.53
		60	4/14	10.04	1.43
		70	4/15	9.87	1.52
		80	5/15	9.98	1.43
		90	0/13	6.96	2.28
	БИНС и БИНС-КП	20	14/21	18.05	1.55
		30	13/21	18.05	1.41
		40	14/21	18.08	1.37
		50	14/21	18.08	1.37
		60	14/21	18.08	1.37
		70	14/21	18.08	1.37
		80	14/21	18.08	1.37
		90	11/21	17.99	1.51
Tundra	БИНС	20	1/18	6.76	3.96
		30	1/18	6.97	3.91
		40	1/18	7.01	3.91
		50	1/18	6.96	3.98
		60	1/18	7.15	4.00
		70	1/18	7.01	3.97
		80	1/15	6.51	3.14
		90	0/14	4.15	3.69
	БИНС и БИНС-КП	20	13/24	18.01	2.88
		30	13/24	18.01	2.88
		40	13/24	18.01	2.88
		50	13/24	18.01	2.88
		60	13/24	18.01	2.88
		70	13/24	18.01	2.88
		80	13/24	18.01	2.88
		90	10/24	17.22	3.67

Таблица 4.8 – Характеристики ГФ при различных углах разведения антенн

Тип орбиты	Конфигурация		Характеристики геометрического фактора		
	Наличие БИНС	Угол разведения приёмных антенн	Min/max значение ГФ	Среднее значение ГФ	СКО значения ГФ
QZSS	БИНС	20	3.63/99.97	25.40	27.02
		30	2.98/78.13	5.63	2.46
		40	3.07/49.27	7.15	3.81
		50	3.02/77.73	5.98	3.67
		60	2.96/78.66	5.65	2.71
		70	2.96/80.67	5.69	2.80
		80	2.96/79.09	5.71	2.84
		90	3.08/99.59	10.11	10.54
	БИНС и БИНС-КП	20	2.38/7.64	4.39	1.25
		30	2.84/6.72	4.28	0.86
		40	2.84/6.72	4.27	0.85
		50	2.84/6.72	4.27	0.85
		60	2.84/6.72	4.27	0.85
		70	2.84/6.72	4.27	0.85
		80	2.84/6.72	4.27	0.85
		90	2.84/7.42	4.29	0.88
Tundra	БИНС	20	1.09/99.96	20.17	27.00
		30	1.09/99.96	19.98	26.89
		40	1.07/99.96	19.66	26.39
		50	1.07/99.96	20.71	26.94
		60	1.07/99.96	19.43	26.26
		70	1.07/99.96	19.87	26.82
		80	1.20/99.96	19.92	26.93
		90	1.24/99.99	22.08	24.88
	БИНС и БИНС-КП	20	0.94/12.31	5.57	3.04
		30	0.94/12.31	5.57	3.04
		40	0.94/12.31	5.57	3.04
		50	0.94/12.31	5.57	3.04
		60	0.94/12.31	5.57	3.04
		70	0.94/12.31	5.57	3.04
		80	0.94/12.31	5.57	3.04
		90	0.97/17.25	6.51	4.20

Графическое представление динамики изменения значений геометрического фактора и количества радиовидимых КА приведено на рисунках 4.23 – 4.26.

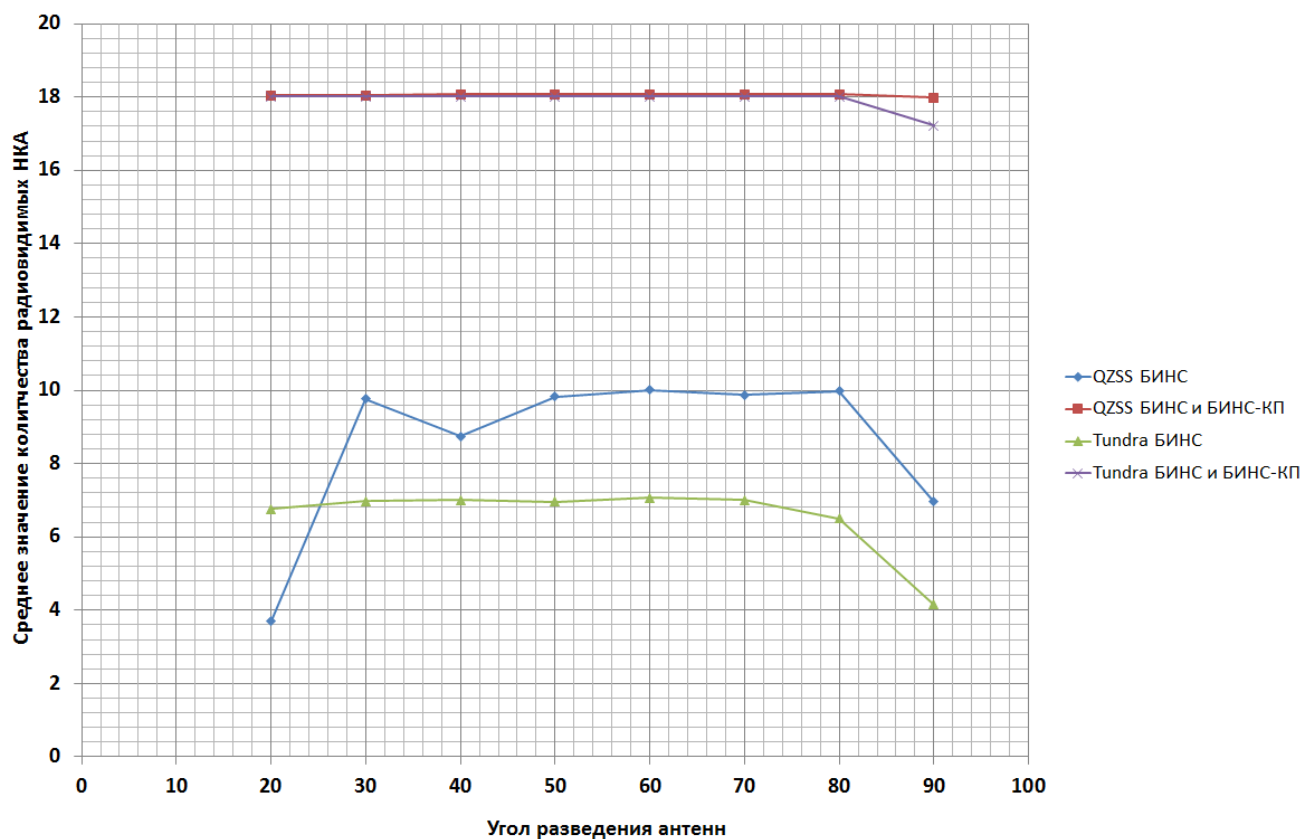


Рисунок 4.23 - Зависимость среднего количества радиовидимых НКА от угла разведения антенн

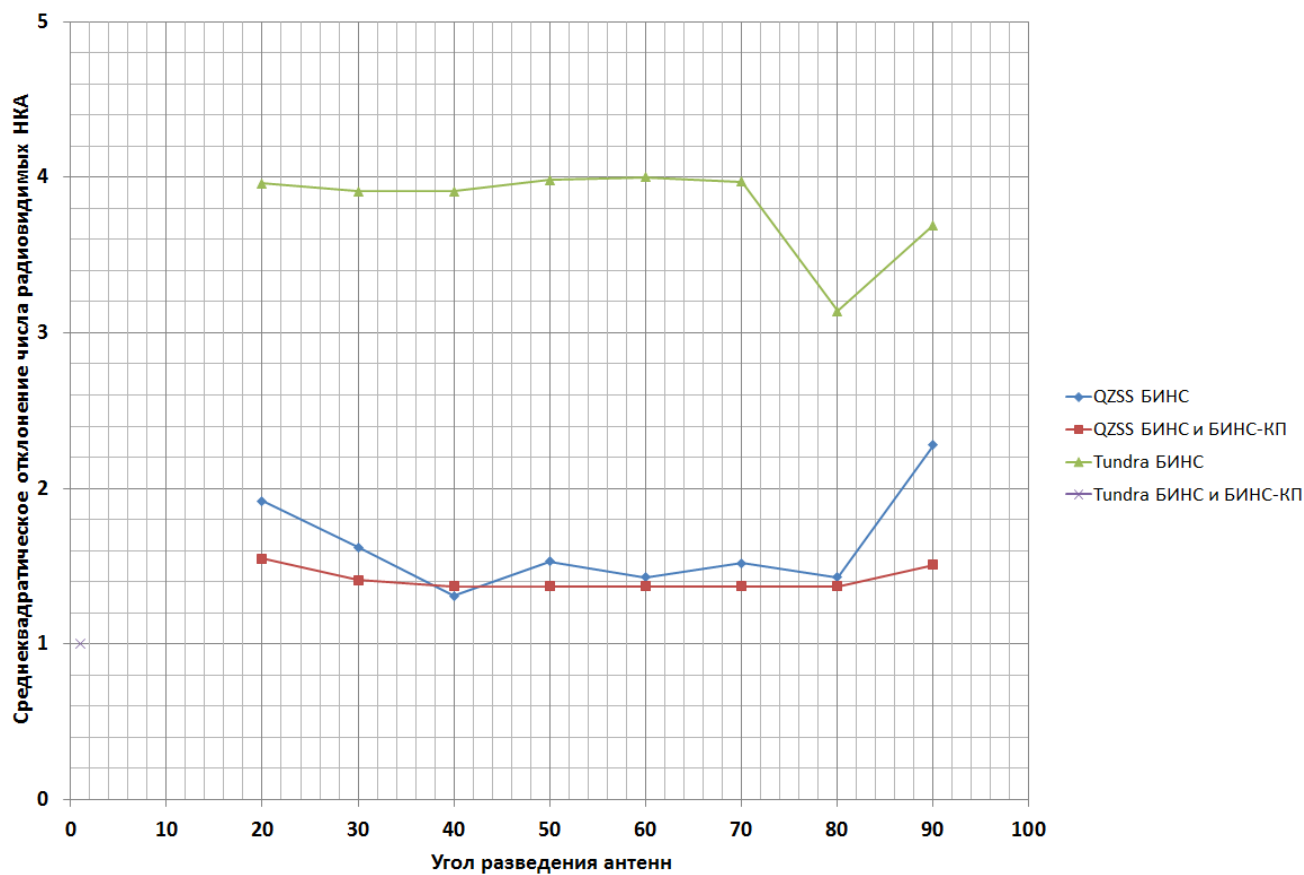


Рисунок 4.24 - СКО количества радиовидимых НКА при разных углах разведения антенн

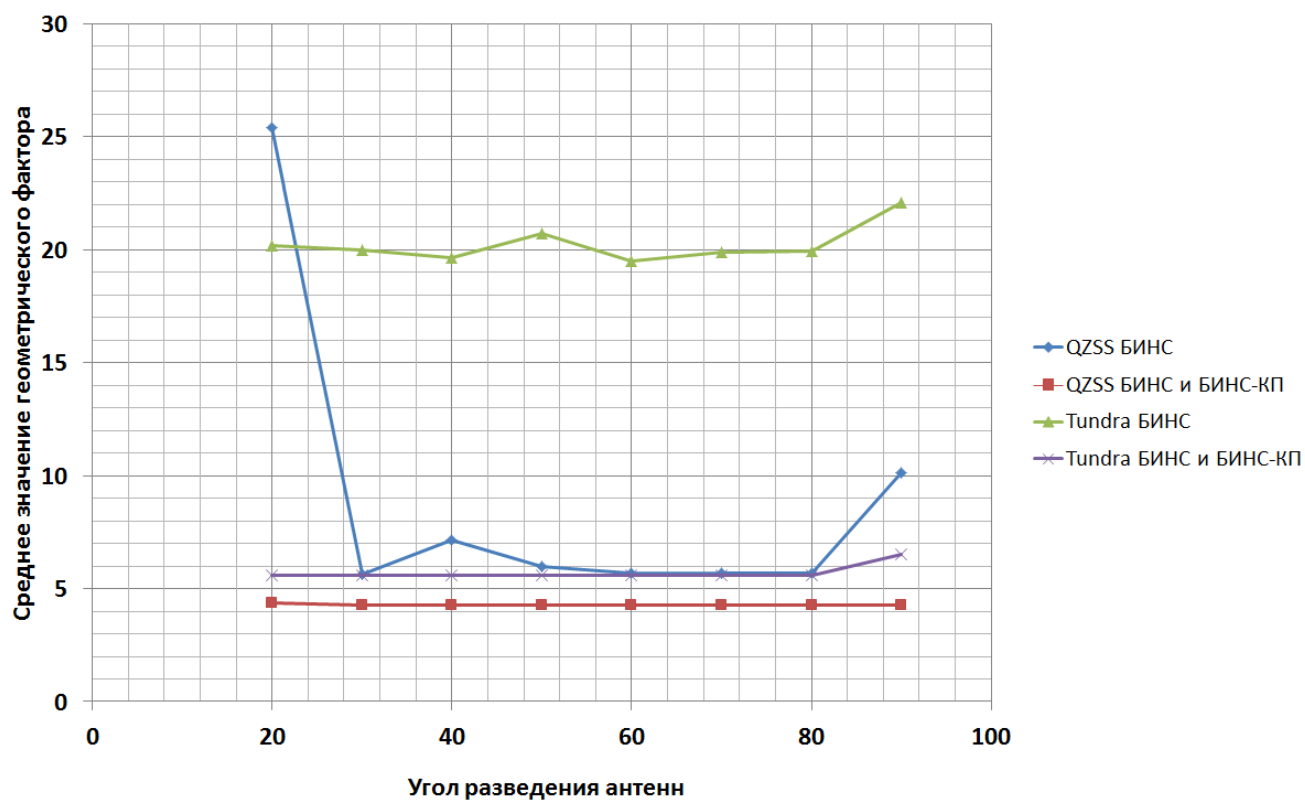


Рисунок 4.25 - Зависимость среднего количества радиовидимых НКА от угла разведения антенн

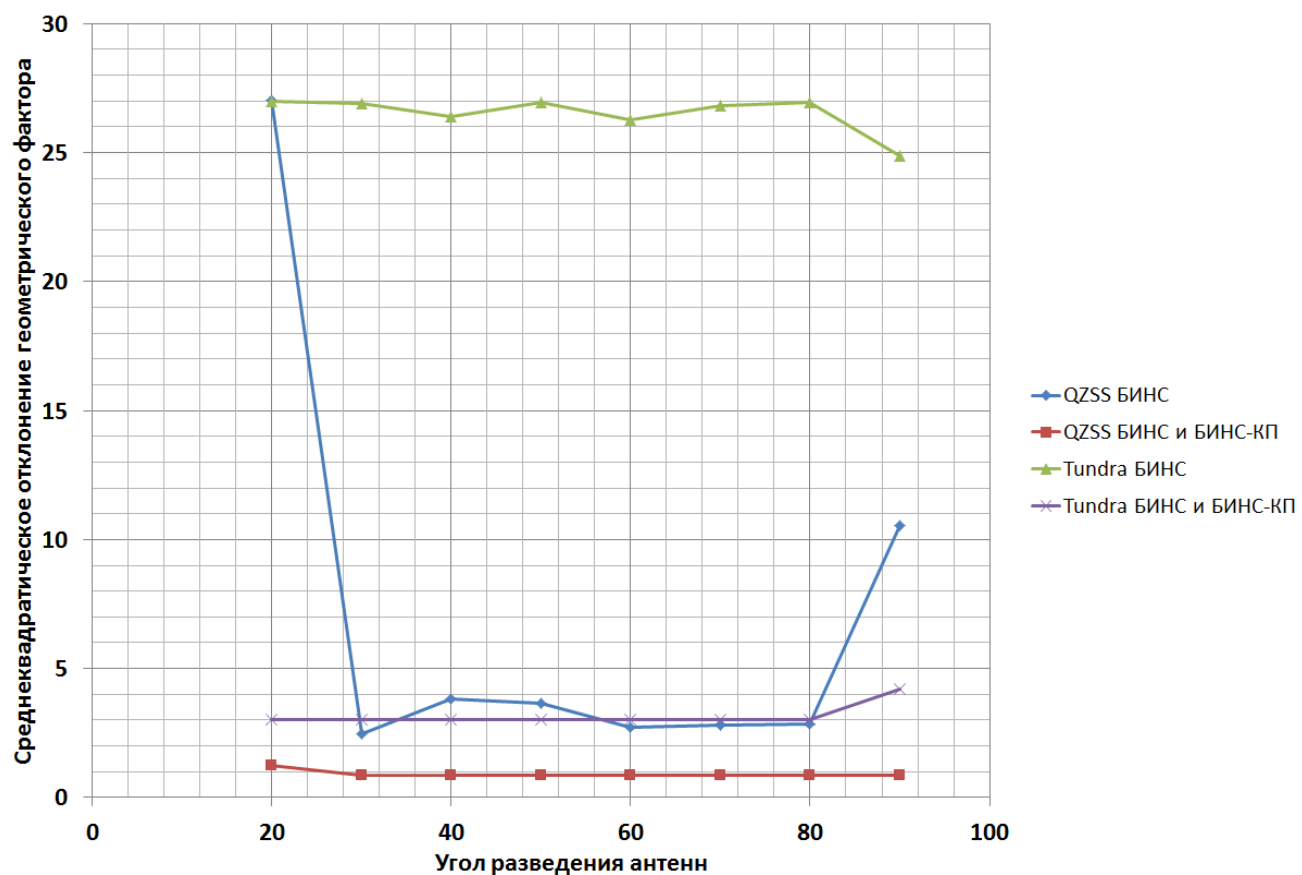


Рисунок 4.26 - СКО количества радиовидимых НКА при разных углах разведения антенн

Исходя из анализа данных таблиц 4.7, 4.8, следует отметить, что наибольшее значение среднего количества радиовидимых НКА при движении по орбитам типа QZSS и Tundra с использованием одного БИНС на НКА ГНСС наблюдается при значении угла разведения антенн θ , равном 60° , относительно продольной оси расположения антенн. При данной конфигурации достигается минимум по значению геометрического фактора. Это позволяет сделать вывод, что при конфигурации, приведённой в п. 4.1.1, оптимальный угол разведения антенн θ относительно продольной оси расположения антенн составляет 60° .

При добавлении дополнительного БИНС-КП в конструкцию НКА ГНСС количество радиовидимых НКА увеличивается, значение геометрического фактора уменьшается, что свидетельствует о потенциальной возможности повышения точности характеристик местоопределения потребителя (КА ВКК в данном случае). При этом отсутствует выраженная зависимость характеристик геометрического фактора и количества радиовидимых НКА от выбора угла разведения антенн θ .

4.4.4. Анализ фильтрации принимаемых потребителем сигналов

В СРНС используются фазоманипулированные сигналы для организации высокой помехоустойчивости приёмника сигналов. В качестве метода фазовой манипуляции сигнала используется бинарная фазовая манипуляция – BPSK.

Рассматривается анализ условий распространения навигационных сигналов от НКА ГНСС до КА ВКК, движущимся по орбитам типа QZSS и Tundra, при условиях, приведённых в п. 4.4.

В качестве специальных радиочастотных фильтров рассматриваются фильтры Бесселя, Баттерворта, Чебышева, Кауэра, ФНЧ с модификациями. Описываемые фильтры имеют одинаковый 5-ый порядок. Для сравнения приводится случай без применения фильтрации радиочастотного сигнала. Результаты влияния алгоритмов фильтрации и идентификации сигналов на характеристики ГФ и количества радиовидимых навигационных КА приводятся в таблице 4.9.

Таблица 4.9 – Влияние алгоритмов фильтрации и идентификации сигналов на точностные характеристики

КА на ВЭО	Вид ДН	Filter	Aver. GF	Min÷Max visible NSC number	Aver. visible NSC number
QZSS/ Tundra	Optimal	Ellipt	5.65(+) /19.49	4÷14/1÷18	10.04(+) /7.08
		But	5.70/ 19.53(-)	4÷14/1÷18	9.93/ 7.05(-)
		Cheb	5.87(-) /19.52	3÷14/1÷18	9.72(-) /7.06
		Mod LPF	5.65(+) / 19.43(+)	4÷14/1÷18	10.04(+) / 7.15(+)
		No filt	5.68/19.51	4÷14/1÷18	10.01/7.07
	Non-optimal	Ellipt	5.86(+) /19.64	4÷14/1÷18	9.89/7.04
		But	5.90/ 19.70(-)	4÷14/1÷18	9.83/ 6.99(-)
		Cheb	5.93(-) /19.69	3÷14/1÷18	9.69(-) / 6.99(-)
		Mod LPF	5.86(+) / 19.63(+)	4÷14/1÷18	9.91(+) / 7.08(+)
		No filt	5.88/19.67	4÷14/1÷18	9.90/7.02

В таблице 4.9 использованы обозначения и сокращения: ВЭО – высокоэллиптическая орбита; ДН – диаграмма направленности; Filter – метод шумоподавления, фильтры: Ellipt – Кауэра, But – Баттерворта, Cheb – Чебышёва 1 рода, Mod LPF – модифицированная фильтрация нижних частот, No filt – без фильтрации; Aver. GF – среднее значение геометрического фактора (рассчитываемого по формуле (1)), Min, Max, Aver. visible NSC number – минимальное, максимальное и среднее количество радиовидимых навигационных КА, лучшие показатели отмечены как (+), худшие показатели – (-).

Наилучшие показатели характеристик геометрического фактора (ГФ) и радиовидимости навигационных КА достигаются при использовании модифицированной фильтрации нижних частот.

4.5. Погрешности уточнения вектора кинематических параметров космического потребителя

Для получения окончательного решения навигационной задачи параметры движения космического потребителя уточняются с помощью МНК (метода наименьших квадратов), фильтров Калмана. Статистические характеристики погрешностей уточнения параметров движения космического потребителя на

номинальных параметрах орбитах типа QZSS и Tundra (из таблицы 4.3) содержатся в таблице 4.10. Для наилучшей эффективности работы метода выполняется условие: $|\Delta X|, |\Delta Y|, |\Delta Z|, |\Delta V_x|, |\Delta V_y|, |\Delta V_z|, |\Delta dt| \rightarrow \min$.

Таблица 4.10 - Среднее значение погрешности уточнения параметров движения космического потребителя

Учёт РНП	Алгоритм	Орбита	$ \Delta X $, м	$ \Delta Y $, м	$ \Delta Z $, м	$ \Delta V_x $, мм/сек	$ \Delta V_y $, мм/сек	$ \Delta V_z $, мм/сек	$ \Delta dt $, нс
Да	МНК	QZSS	0.010	0.040	0.690	0.020	0.030	0.200	2.290
		Tundra	0.061	0.031	1.401	0.062	0.093	0.191	4.671
	Фильтры Калмана	QZSS	0.010	0.040	0.691	0.020	0.030	0.201	2.291
		Tundra	0.060	0.031	1.401	0.061	0.093	0.191	4.670
Нет	МНК	QZSS	0.015	0.046	0.705	0.026	0.037	0.211	2.305
		Tundra	0.068	0.038	1.421	0.071	0.101	0.209	4.689
	Фильтры Калмана	QZSS	0.014	0.046	0.707	0.025	0.037	0.212	2.306
		Tundra	0.068	0.037	1.423	0.070	0.100	0.210	4.689

Используемые в таблице 4.10 сокращения: РНП – радионавигационные параметры, МНК – метод наименьших квадратов.

Методы уточнения параметров движения космического потребителя демонстрируют одинаковую работоспособность, наименьшая погрешность уточнения параметров достигается при учёте найденных оценок радионавигационных параметров $\hat{A}_j, \hat{b}_j, \hat{c}_j$.

4.6. Выводы по главе 4

В ходе выполнения работ внешнего проектирования ГНСС был проведён анализ влияния выбора разработанных алгоритмов автоматизации экспериментальных и модельных данных на показатель геометрического фактора и условия радиовидимости НКА при моделировании различных конфигураций передатчиков: с одним и двумя БИНС.

Рассмотрение КА на ВЭО выполнялось не только с целью определения параметров движения КА, но и для определения оптимальной конфигурации радиолинии с НКА ГНСС, выбора оптимизированных ДН приёмных антенных систем, обработки передаваемой от НКА информации. Обработка передаваемой

на приёмники КА ВКК информации заключалась в разработке и реализации алгоритма разделения принимаемых КА ВКК радиосигналов с применением комбинации методов производной спектроскопии и кластерного анализа для идентификации числа принимаемых по открытым каналам связи сигналов. В качестве метода кластерного анализа применялся последовательный эвристический алгоритм k -эталонов. При этом было выведено оптимальное значение пороговой величины d_0 в применяемом методе кластерного анализа. Завершающим этапом обработки принимаемой информации КА ВКК являлась реализация фильтрации радиочастотных сигналов с предложением модификации существующего алгоритма фильтрации нижних (верхних) частот посредством введения евклидовой метрики для идентификации полосы пропускания полезного сигнала.

5. РАЗРАБОТКА БПО НА ЭТАПЕ ВНУТРЕННЕГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ КА ГНСС

Наряду с задачами внешнего проектирования космических комплексов КА необходимо проведение внутреннего проектирования КА для обеспечения выполнения спутниками задач целевого функционирования.

В ходе этапа разработки ПО проводится создание программного обеспечения для обеспечения взаимодействия устанавливаемой бортовой аппаратуры с БЦВК НКА с учётом имитации ограниченного ресурса БЦВК.

В общем случае в качестве вспомогательных средств для предварительной отработки программной логики со стороны разрабатываемого БПО предлагается использовать либо приближенные представления бортовой аппаратуры - образец для отработочных испытаний, либо модельные представления – программно-математическую модель (ПММ).

Разработка БПО производится в кросс-системе программирования на языке Modula-2 [111].

5.1. Разработка и отладка бортового ПО

Стандартный цикл разработки ПО приведён в п. 3.3. В процессе отладки бортового ПО производится детальное тестирование взаимодействия ПО, входящего в состав системы КА, и бортовой аппаратуры с целью выявления ошибок до проведения совместных испытаний ПО и аппаратуры в составе НКА [112, 113].

Зачастую при обнаружении ошибок изменения в бортовой аппаратуре уже невозможны, т.к. в её составе могут применяться однократно программируемые запоминающие устройства, либо корректировка ошибок может занять продолжительное время, что приводит к увеличению сроков проведения испытаний и изготовления КА. Иллюстрация разработки кода БПО приведена на рисунке 5.1.

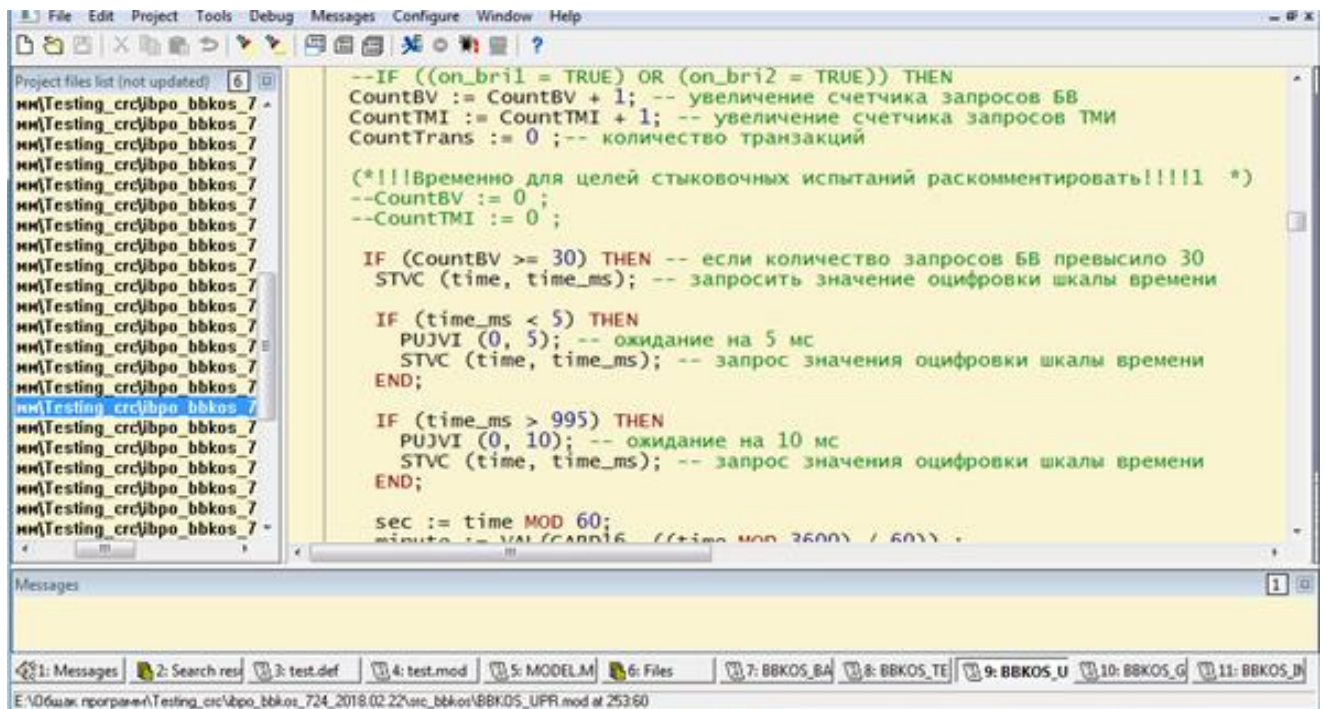


Рисунок 5.1 - Разработка кода БПО

В таком случае при появлении нештатных ситуаций существует возможность парирования программных сбоев бортовой аппаратуры со стороны БЦВК посредством доработки его программных средств.

5.2. Разработка программно-математических моделей аппаратуры

Одним из подходов проведения тестирования ПО при разработке БПО является имитация логики работы и вычислительных ресурсов аппаратуры с помощью создания её программно-математической модели. Программно-математическая модель (ПММ) – комплекс реализованной логики работы аппаратуры в виде программного кода, посредством которого выполняется организация информационного обмена и алгоритмических вычислений при взаимодействии с БПО [114]. При создании программной модели аппаратуры не требуется высокая детализация описания ее внутреннего устройства и логики функционирования, а достаточно имитации тех особенностей аппаратуры, которые важны с точки зрения ее взаимодействия с внешней средой. Разработка ПММ выполняется в Qt (комплексная кроссплатформенная прикладная среда C++).

5.3. Схема взаимодействия модели аппаратуры КА и бортового ПО

Схема отработки БПО и ПММ проиллюстрирована на рисунке 5.2, где используются сокращения: ИД – исходные данные, НОК – наземный отладочный комплекс, ПМ – программная модель.

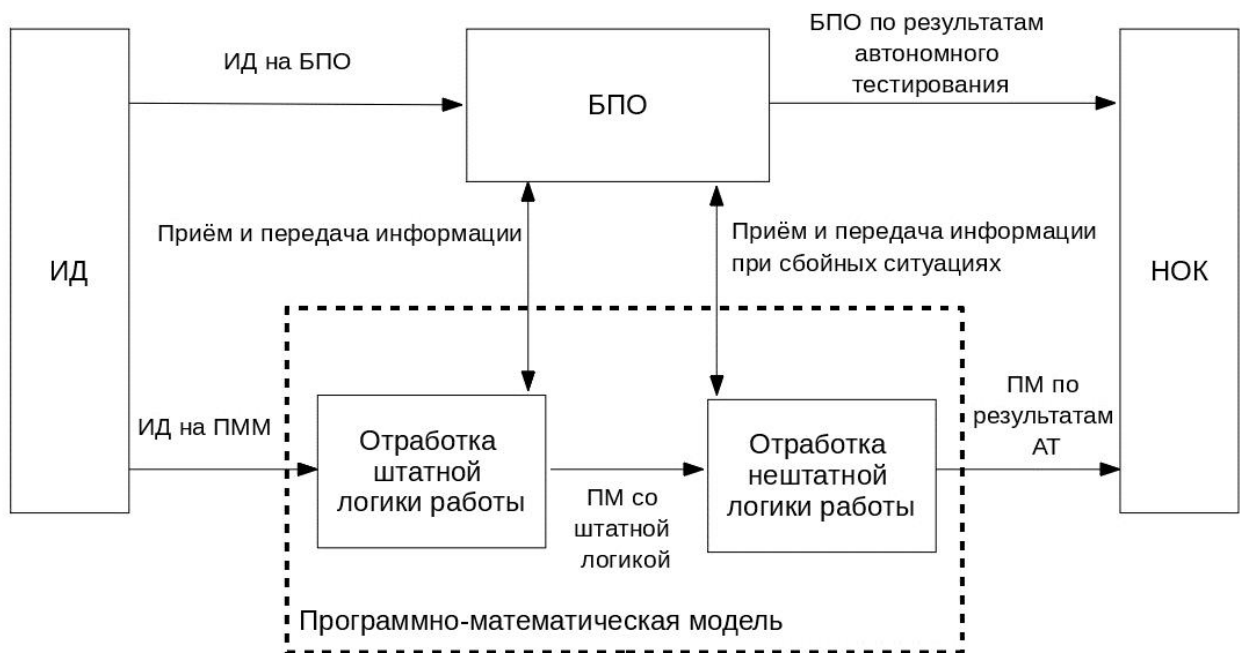


Рисунок 5.2 - Отработка бортового ПО и ПММ

В бортовом ПО реализуется логика взаимодействия аппаратуры и бортового вычислительного комплекса КА. Входной информацией являются исходные данные, которые содержат требования к разработке бортового ПО. Выходными данными служат результаты проведения автономного тестирования бортового ПО посредством пакетов отладки. Пакетом отладки называется псевдокод для проверки достижимости исполнения отдельной ветки логики работы бортового ПО. В результате пакетной отладки определяются время исполнения, размер используемого стека, покрытие веток логики исполняемого кода программы [115].

Достижимость исполнения веток логики работы бортового ПО проверяется с помощью формулируемых критериев тестирования ПО. Формулируемые критерии должны быть:

- достаточными – показывать, когда конечное множество тестов достаточно для тестирования программы;
- полными – в случае ошибки должен существовать тест из множества тестов, удовлетворяющих критерию, который раскрывает ошибку;
- надежными – любые два множества тестов одновременно должны раскрывать или не раскрывать ошибки программы;
- проверяемыми – вычисляемыми на проводимых тестах.

Для отладки БПО используется структурный критерий тестирования ПО, использующий информацию о структуре программы (в виде «белого ящика»). В данном случае имеется знание исходного текста программы, структурная информация понятна и доступна разработчику ПО. В случае, если производится тестирование ПО сторонними разработчиками, то возможно использование таких критериев тестирования ПО, как функциональные, стохастические, мутационные (подробное описание содержится в [116]). При использовании структурных критериев тестирования ПО производится проверка условий С и С1 достижимости исполняемого кода (рисунок 5.3) [117].

Отчет о покрытии модуля: **BVKOS_TEMP.mod**

Время последней модификации: 7.3.2019 14:05
 Система программирования: M2-PPC
 Итоговый отчет о покрытии [test tempbbkos](#)

Покрытие тестами модуля

Критерий	Покрыто	Всего	Соотношение
C1	9	10	 90%
C	25	30	 83.33%

Легенда

-  – полностью покрыт
-  – C критерий не выполнен
-  – C1 критерий не выполнен
-  – код, не покрытый по критериям C и C1

Покрытие по процедурам

Строка	Процедура		C1		C
138	BEGIN	0/1	 0.00%	0/1	 0.00%
76	TEMPBVKOS	9/9	 100.00%	25/29	 86.21%

Рисунок 5.3 - Проверка исполняемого кода на выполнение условий достижимости

Иллюстрация процесса разработки пакетов отладки приведена на рисунке 5.4.

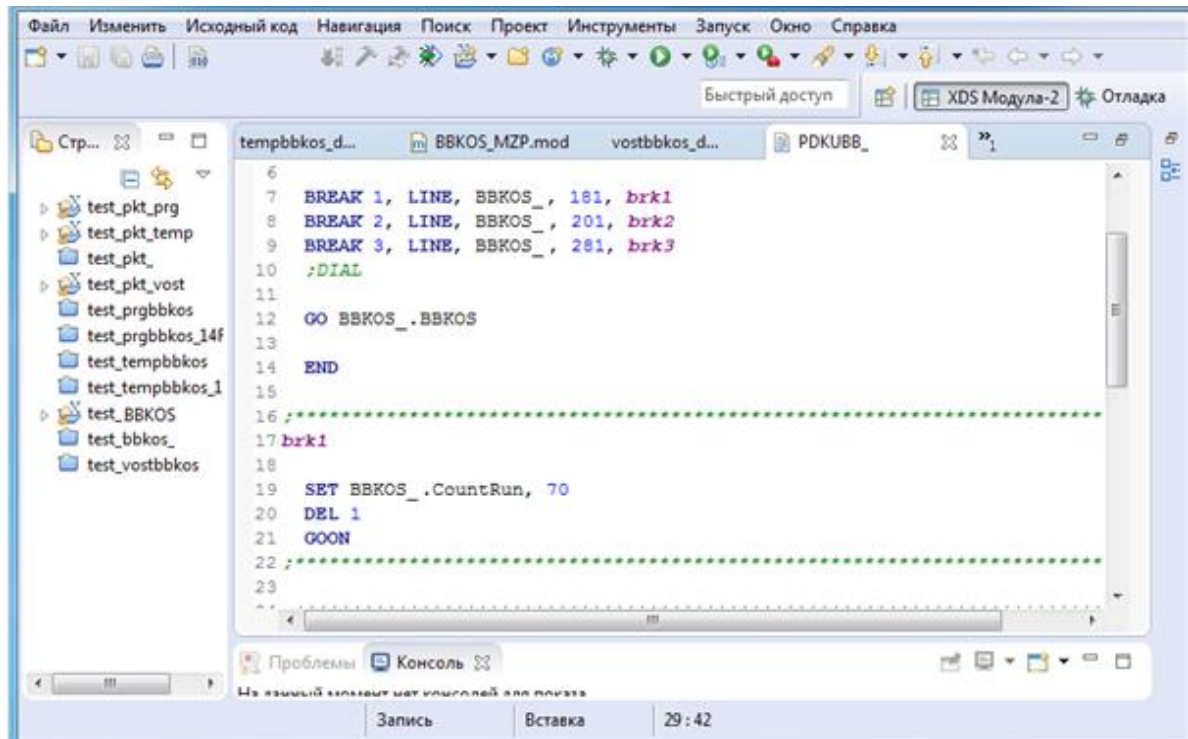


Рисунок 5.4 - Процесс разработки пакетов отладки

Суть отладки информационного взаимодействия между ПММ и БЦВК КА заключается в проверке обмена различных типов информационных сообщений (например, телеметрической информации, бортового времени, массивов программного обеспечения, квитанции и т.д.), проверке алгоритмического взаимодействия. Информационный обмен между аппаратурой и БЦВК КА производится по мультиплексному каналу обмена (МКО) согласно ГОСТ Р 52070-2003 в соответствии с протоколом информационно-логического взаимодействия с данной аппаратурой, разрабатываемым изготовителем аппаратуры и согласовываемым с разработчиком БПО. В случае успешного проведения отработки штатной работы взаимодействия бортового цифрового вычислительного комплекса КА и ПММ проводится проверка возникновения нештатных ситуаций при информационном обмене и на аппаратном уровне: аппаратные неисправности, сбои МКО, ошибки в информационных сообщениях, температурные сбои, сбои по мощностям сигналов, силе тока, напряжению и другие неисправности.

Итогом проведения описанных выше процедур является интеграция БПО и ПММ с целью проведения системного тестирования на наземном отладочном комплексе. НОК – интегрированная среда отработки БПО и ПММ аппаратур в рамках КА [118]. Иллюстрация интерфейса НОК отражена на рисунке 5.5.

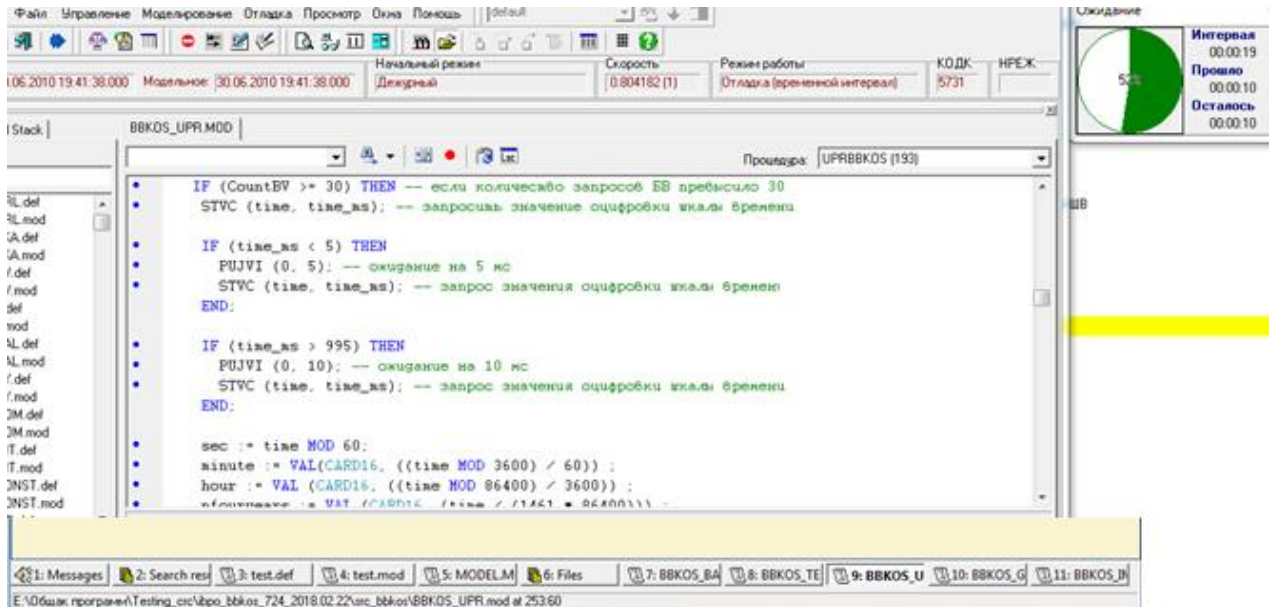


Рисунок 5.5 - Интерфейс НОК

Отработка взаимодействия происходит посредством проверки выполнения логики программы с помощью циклограмм (рисунок 5.6).

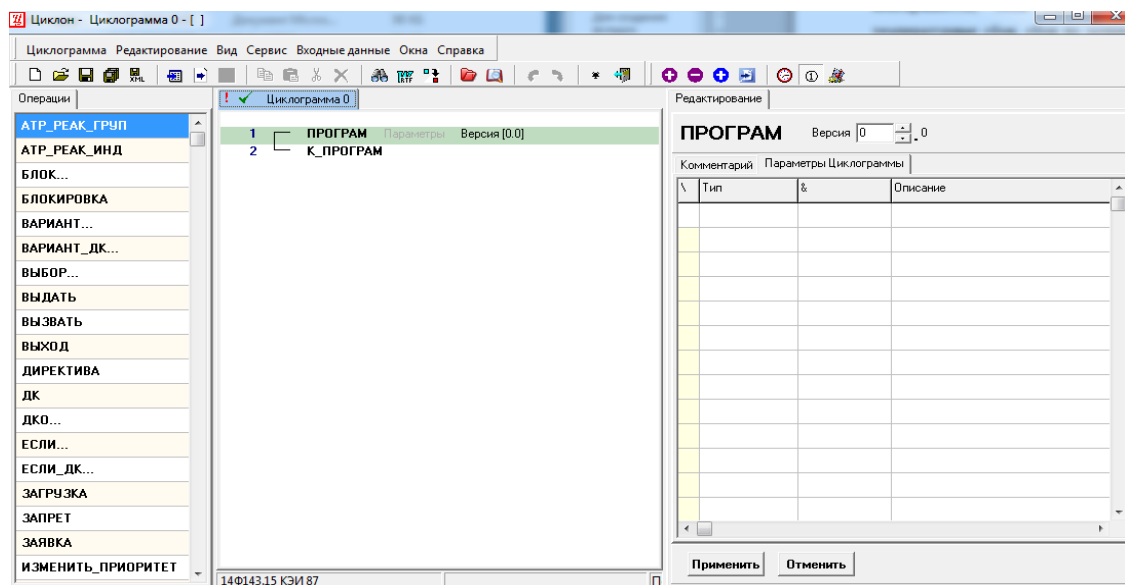


Рисунок 5.6 - Интерфейс редактора циклограмм

Циклограмма (ЦГ) – псевдокод для системного тестирования, базирующийся на графическом формализованном языке описания процедур и вариантов тестирования, позволяющий автоматизировать процесс тестирования [119].

Результатом данного этапа является БПО, приготовленное к тестированию в режиме КА на НОК. Архитектура НОК приведена на рисунке 5.7.



Рисунок 5.7 - Архитектура наземного отладочного комплекса

В НОК имеется возможность задания различных исходных данных функционирования КА как в целом, так и каждой системы КА в частности, что позволяет производить тестирование ПО на всем множестве его функциональных возможностей.

5.4. Схема взаимодействия образца аппаратуры для ЛОИ и БПО

Реализуемым подходом к проведению тестирования БПО является использование образца для лабораторно-отрабочных испытаний (ЛОИ). Образец ЛОИ – это образец аппаратуры, создаваемый для проведения испытаний, являющийся прототипом штатной аппаратуры по функционалу и базовым техническим и вычислительным характеристикам, на котором отрабатываются

программные решения [120, 121]. Такое изделие дешевле штатной аппаратуры и изготавливается быстрее, в связи с чем существует возможность тестирования БПО до завершения изготовления штатного образца. Схема отработки взаимодействия бортового ПО с образцом ЛОИ отображена на рисунке 5.8.



Рисунок 5.8 - Отработка взаимодействия бортового ПО с образцом ЛОИ

Входной информацией является логика функционирования образца, которая регламентируется требованиями по созданию экспериментального изделия.

Выходной информацией является исполнимый код БПО для тестирования на НОК.

5.5. Обобщённая схема проведения отладки взаимодействия имитирующих аппаратуру КА компонент и БПО

Подход разработки и отладки БПО может включать в себя использование в качестве имитации аппаратуры КА как программно-математической модели, так и образца для лабораторно-отрабочных испытаний [122, 123]. В таком случае обобщённая схема проведения отладки взаимодействия имитирующих аппаратуру

КА компонент с бортовым цифровым вычислительным комплексом КА посредством БПО имеет вид, проиллюстрированный на рисунке 5.9.

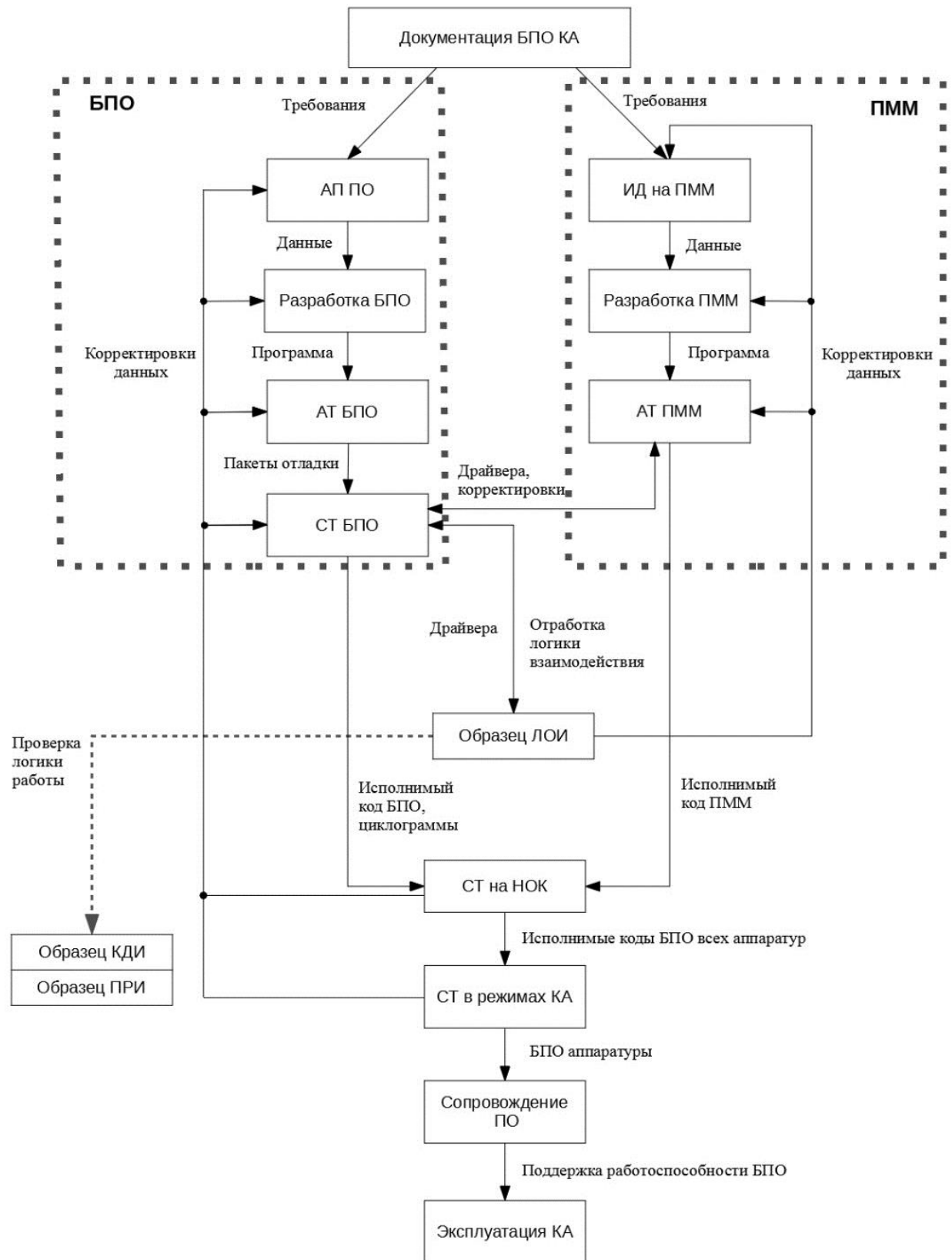


Рисунок 5.9 - Общая схема разработки и отладки БПО с использованием ПММ, образца ЛОИ

На рисунке 5.9 используются следующие сокращения: КДИ – конструкторско-доводочные испытания, ПРИ – предварительные испытания.

Разработка БПО и ПММ осуществляется параллельно, их сопряжение проводится с помощью программных драйверов. Особенность использования программно-математической модели заключается в моделировании логики работы аппаратуры как в штатных, так и в нештатных ситуациях, при которых выполняются прогнозируемые сбои в информационном обмене между ней и бортовом цифровым вычислительным комплексом КА. Отработка стыковки БПО и ПММ производится при сдаче БПО на НОК, что позволяет предотвратить ошибки в логике функционирования бортового ПО на последующих этапах.

Применение образца ЛОИ способствует точному отражению процедур записи и чтения информации с точки зрения логики функционирования прибора. Тестирование на образце ЛОИ дает полное представление о логике функционирования аппаратуры, физической составляющей аппаратуры, работе процессора и его ресурсах для выполнения алгоритмов, времени выполнения и количестве операций за заданное время, что позволяет отработать алгоритмическое и информационное взаимодействие аппаратуры и бортового ПО. В таком случае имеется информация о реальном времени выполнения операций, благодаря чему появляется возможность заблаговременно откорректировать ресурсы системы (выделяемая память, время выполнения, паузы при работе и т.д.).

На рисунке 5.10 приведено сравнение длительности стандартного цикла разработки ПО системы (а) и цикла разработки ПО с применением ПММ или образца ЛОИ (б).

При использовании предлагаемого подхода разработки ПО систем, включающей прямое взаимодействие с образцом ЛОИ аппаратуры и применением ПММ, удастся сократить временные затраты на цикл разработки, автономного и системного тестирования ПО, а также стыковочные испытания аппаратуры и КА.

Кроме того, сокращается количество ошибок, выявляемых при системном тестировании в режимах КА.

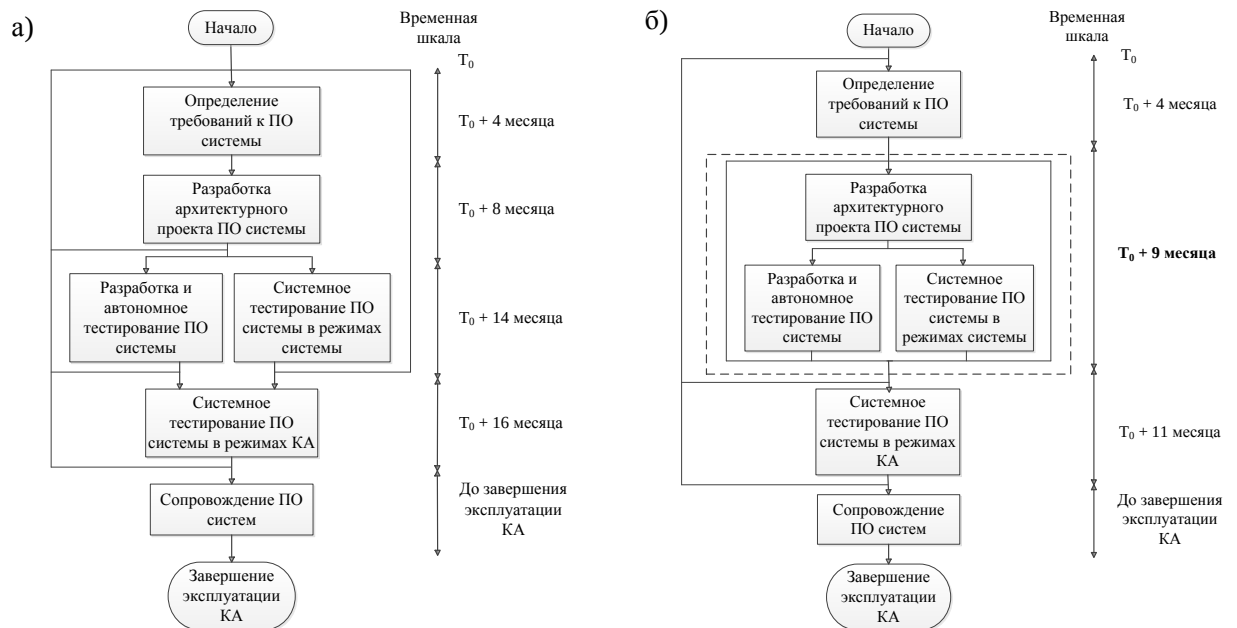


Рисунок 5.10 - а) Стандартный цикл разработки ПО системы; б) цикл разработки ПО системы при прямом взаимодействии с ЛОИ или ПММ

5.6. Выводы по главе 5

В рамках внутреннего проектирования КА реализовывалась разработка БПО для взаимодействия аппаратуры с БЦВК КА.

Использование предлагаемого подхода разработки ПО систем, включающей прямое взаимодействие с образцом ЛОИ и применение ПММ, способствует сокращению временных затрат (опытным путём получено сокращение временных затрат на 5 месяцев в рамках разработки и тестирования БПО), парированию ошибок в цикле разработки, автономного и системного тестирования ПО и имитации бортовых вычислительных ресурсов, на основании которых выполняются алгоритмы обработки данных.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В рамках проводимой диссертационной работы предлагаемые совместные подходы внешнего и внутреннего проектирования призваны для совершенствования принципов функционирования, существующих спутниковых радионавигационных систем на разных уровнях. Непрерывное функциональное улучшение орбитальной группировки (ОГ) является показателем прогрессивного использования и улучшения характеристик спутниковой навигации и связи.

В ходе работы проведён теоретический анализ существующих СРНС (Beidou, IRNSS, QZSS, GPS, Galileo), их принцип функционирования с выделением преимуществ и недостатков. Проведение такого рода анализа позволяет выделить актуальные подходы к дальнейшему совершенствованию существующего вида ОГ.

Уровень модельных улучшений позволяет проверить на математической модели факт распространения навигационных сигналов от НКА ГНСС по открытым каналам связи, рассмотреть теоретические оптимальные конфигурации приёмо-передающих устройств, размещаемых на КА. При техническом исполнении возможны незначительные отклонения от модельных представлений, однако выполненные расчёты позволяют производить выбор в пользу методов и конфигураций, демонстрирующих наилучшую работоспособность.

Прикладные изменения, главным образом, связаны с выполнением отработки логики взаимодействия между аппаратурой навигационного спутника и его бортовым цифровым вычислительным комплексом посредством бортового ПО внутри НКА ГНСС при выполнении функциональных задач. Основные результаты разработки БПО заключаются в следующем:

- предложение подхода разработки БПО, включающего прямые взаимодействия с образцом для лабораторно-отработочных испытаний (ЛОИ) и с программно-

математической моделью, для сокращения времени на разработку БПО и тщательной отработки логики функционирования аппаратуры;

- создание БПО и автономное тестирование посредством пакетов отладки, задание критериев тестирования ПО таким образом, чтобы обеспечивать максимальный охват реализуемой в ПО логики в виде программного кода (выполнение проверки условий С и С1 достижимости исполняемого кода в рамках структурного критерия тестирования ПО);

- разработка программно-математической модели, близкой к аппаратуре НКА, но ограничивающейся отражением особенности информационно-логического взаимодействия с бортовым цифровым вычислительным комплексом КА через бортовое ПО;

- отработка информационно-логического взаимодействия между программно-математической моделью и БПО на НОК, написание циклограмм для организации автоматизированных проверок взаимодействия;

- при имеющейся возможности отработка взаимодействия образца для ЛОИ с ПО для представления реального времени взаимодействия аппаратуры НКА с бортовым цифровым вычислительным комплексом КА через бортовое ПО и имеющихся задержек.

Использование программно-математической модели при отладке БПО позволяет имитировать нештатные ситуации и вводить логику для оповещения о нештатной ситуации и её дальнейшего парирования.

По результатам выполнения диссертационной работы получены следующие результаты:

1. Разработана модель взаимодействия подсистем навигационных КА и космического потребителя на высокоэллиптической орбите для определения параметров движения космического потребителя, введённого для наращивания орбитальной группировки.

2. Разработана и реализована процедура для оптимизации параметров коэффициентов усиления при различных углах полураствора приёмных антенн

космического потребителя в реальном времени, способствующая увеличению количества радиовидимых навигационных КА (до 10.04 при орбите QZSS и 7.15 при орбите Tundra) для достижения целостности навигации космического потребителя.

3. Разработаны алгоритмы обеспечения устойчивой идентификации компонент наложенного сигнала в приёмной аппаратуре космического потребителя на основе использования методов численного дифференцирования и кластерного анализа и нахождения оценок радионавигационных параметров разделённых компонент методами оптимизации. Комбинированное использование методов имитации отжига и симплексного поиска при нахождении оценок радионавигационных параметров разделённых компонент демонстрирует лучшую эффективность (значение критерия качества Q_F составляет 0.0067) при сравнении с такими алгоритмами идентификации компонент сигналов как Strobe Correlator ($Q_F = 0.0102$) и Narrow Correlator ($Q_F = 0.0094$).

4. Показана работоспособность разработанной модели, реализованы алгоритмы на отработочном образце для проведения проверок информационно-логического взаимодействия КА и сокращения времени на 5 месяцев при разработке и тестировании бортового программного обеспечения в условиях ограниченного вычислительного ресурса, закладываемого в бортовые системы космического потребителя, до эксплуатации на космических орбитах.

5. Исследовано влияние предложенных алгоритмов на значения погрешности определения параметров движения космического потребителя. Предлагаемые алгоритмические решения приводят к уменьшению погрешности параметров движения космического потребителя по каждому из направлений – вдоль орбиты $|\Delta X|$ (на 0.005 метров при орбите QZSS, на 0.008 метров при орбите Tundra), по бинормали $|\Delta Y|$ (на 0.006 метров при орбите QZSS, на 0.006 метров при орбите Tundra), по радиус-вектору $|\Delta Z|$ (на 0.015 метров при орбите QZSS, на 0.020 метров при орбите Tundra), что позволяет повысить точность навигации космического потребителя.

Решение поставленных задач позволило достичь выполнения цели диссертационного исследования.

СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. Макаренко Н.О. Анализ современного состояния предприятий ракетно-космической промышленности. // Менеджмент социальных и экономических систем, 2016, №4.
2. G. T. French, Understanding the GPS: An Introduction to the Global Positioning System, Baker GeoResearch, 1997.
3. Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration. Mohinder S. Grewal, Lawrence R. Weill, Angus P. Andrews. John Wiley & Sons, 2001.
4. Сетевые спутниковые радионавигационные системы. В. С. Шебшаевич, П.П. Дмитриев, Н.В. Иванцевич и др.; Под ред. В. С. Шебшаевича.- 2-е изд., перераб. И доп. - М.: Радио и связь, 1993. - 408 с.: ил.
5. Шилко И. И., Волошко Ю. Б., Ружилова О. В., Анисимова О. А. Анализ вариантов модернизации структуры орбитальной группировки системы ГЛОНАСС для обеспечения её конкурентоспособности // Космические аппараты и технологии. 2019. №1 (27). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/analiz-variantov-modernizatsii-struktury-orbitalnoy-gruppirovki-sistemy-glonass-dlya-obespecheniya-eyo-konkurentosposobnosti> (дата обращения: 20.04.2019).
6. Ступак Г. Г., Лысенко Л. Н., Бетанов В. В., Звягин Ф. В., Райкунов К. Г. Состояние и перспективы совершенствования орбитальных структур навигационных спутниковых систем // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Приборостроение». 2014. №1 (94). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/sostoyanie-i-perspektivy-sovershenstvovaniya-orbitalnyh-struktur-navigatsionnyh-sputnikovyh-sistem> (дата обращения: 03.02.2019).
7. Differential GPS: Concepts and Quality Control [Электронный ресурс] // Curtin University [Официальный сайт]. URL: <http://gnss.curtin.edu.au/wp-content/uploads/sites/21/2016/04/Teunissen1991Differential.pdf> (дата обращения: 15.01.2019).

8. Информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения. Официальный сайт. Эл. ресурс: <http://www.glonass-iac.ru/>. Данные от 31.12.2018.
9. Алешин Б.С. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии / Под ред. Б.С. Алешина, К.К. Веремеенко, А.И. Черноморского - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2016. - 424 с.
10. ГОСТ Р 54460-2011. Глобальные навигационные спутниковые системы. Система мониторинга и контроля целостности. Общие технические требования и методы испытаний. - Введ. 2012-07-01. - М.: Стандартинформ, 2012. - 8 с.
11. Егорушкин А.Ю. Повышение точности автономной навигации подвижных объектов / А.Ю. Егорушкин, В.И. Мкртчян // Инженерный журнал: наука и инновации. - 2016. - №4 (52). - С. 10-22.
12. Моховиков И.С. Улучшение навигационных характеристик аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем в высоких широтах // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2012. №8. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/uluchshenie-navigatsionnyh-harakteristik-apparatury-potrebiteley-sputnikovyh-radionavigatsionnyh-sistem-v-vysokih-1> (дата обращения: 11.01.2019).
13. Эльясберг П.Е. Определение движения по результатам измерений. – М.: Либроком, 2017. – 416 с.
14. Жданюк Б.Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. М. Советское радио. 1978г. – 384 с.: ил.
15. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под. ред. Перова А.И., Харисова В.Н. – изд. 4-е, перераб. и доп. – М.: Радиотехника, 2010. – 800 с.
16. Мисюра В.В., Мисюра И.В. Обработка и фильтрация сигналов. Современное состояние проблемы // ИВД. 2013. №4 (27). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/obrabotka-i-filtratsiya-signalov-sovremennoe-sostoyanie-problemy> (дата обращения: 19.01.2019).

17. Пудовкин А.П. Перспективные методы обработки информации в радиотехнических системах: монография / А. П. Пудовкин, С. Н. Данилов, Ю. Н. Панасюк. - СПб.: Экспертные решения, 2014. - 256 с.
18. Иванов А.В. Совместная обработка информации спутниковых радионавигационных систем и наземных сетевых систем / А.В. Иванов, А.В. Гостев, А.А. Семенов, Л.В. Соколовская // Радиотехника. - 2012. - №4. - С. 4-10.
19. Иванов А.В. Нелинейная многомерная обработка сигналов спутниковых радионавигационных систем / А.В. Иванов; Радиотехника. - 2013. - 175 с.
20. Иванов А.В. Автономные системы контроля целостности навигационных данных спутниковых радионавигационных систем / А.В. Иванов // Радиотехника. - 2014. - №7. - С. 55-64.
21. Бойков Д. В. Алгоритм автономного контроля целостности навигационного поля // Технические науки в России и за рубежом: материалы III Междунар. науч. конф. (г. Москва, июль 2014 г.). — М.: Буки-Веди, 2014. — С. 27-32. — URL <https://moluch.ru/conf/tech/archive/90/6016/> (дата обращения: 11.01.2019).
22. Бенуа С. Достижения в СССР. Хроники великой цивилизации. - М.: Алгоритм, 2015. – 368 с.
23. Быховский М.А. Развитие спутниковых телекоммуникационных систем. — М.: Горячая линия - телеком, 2014. – 436 с.
24. Кашкаров А.П. Система спутниковой навигации ГЛОНАСС. – М.: ДМК ПРЕСС, 2018. – 95 с.
25. Липкин И.А. Спутниковые навигационные системы. – 2-е изд. – М.: Вузовская книга, 2014. – 288 с.
26. Вестник ГЛОНАСС. Электронный журнал. Эл. ресурс: <http://www.vestnik-glonass.ru/ugolok-chitatelya/1347/>. Публикация от 03.03.2012.
27. GPS Program Receives International Award. Official site. Source: <http://www.gps.gov/>. October 5, 2011. Archived from the original on May 13, 2017.
28. Directions 2017: BeiDou's road to global service. GPS World. 6 December, 2016.

29. European Space Agency. Galileo begins serving the globe. Archived 15 December, 2016.
30. Japan Aerospace Exploration Agency. Interface Specifications for QZSS, version 1.7, pp. 7-8. Archived from the original on April 6, 2013.
31. IRNSS Proframme – ISRO. Official site. Source: <http://www.isro.gov.in/>. July 14, 2018.
32. Одуан К., Гино Б. Измерение времени. Основы GPS. – М.: Техносфера, 2002. – 400 с.
33. Бессонов А.А., Мамаев В.Я. Спутниковые навигационные системы: учеб. пособие. – СПб.: ГУАП, 2006. – 36 с.: ил.
34. Радионавигационный план Российской Федерации. Основные направления развития радионавигационных систем и средств (редакция от 28.07.2015) [Электронный ресурс] // АО «Научно-технический Центр современных навигационных технологий «Интернавигация» [Официальный сайт]. URL: <http://docs.cntd.ru/document/456034328> (дата обращения: 11.01.2019).
35. Поваляев А.А. Спутниковые радионавигационные системы: время, показания часов, формирование измерений и определение относительных координат. М.: Радиотехника, 2015 – 328 с.: ил.
36. ИАЦ КВНО ЦНИИМАШ. Официальный сайт. Эл. ресурс: <http://www.tsniimash.ru/science/scientific-and-technical-centers/iac-kvno/>.
37. Аполлонов А.А. Улучшение точностных и надежностных характеристик аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем в высоких широтах // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. №158. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/uluchshenie-tochnostnyh-i-nadezhnostnyh-harakteristik-apparaturny-potrebiteley-sputnikovyyh-radionavigatsionnyh-sistem-v-vysokih> (дата обращения: 12.01.2019).
38. Веремеенко К.К. Целостность навигационного поля / К.К. Веремеенко, Р.Ю. Зимин // Интегрированные спутниковые навигационные системы. - 2009. - № 4. - С. 38-42.

39. Чеботарев В.Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения: учеб. пособие. В 2 кн. Кн. 1. Внешнее проектирование космического аппарата; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2004. – 132 с.
40. Бахшиян Б.Ц., Федяев К.С. Основы космической баллистики и навигации: Курс лекций. – М.: ИКИ РАН, 2013. – 119 с.
41. Чеботарев В. Е., Фатеев А. В. Особенности ориентации навигационных космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2018. №2 (24). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/osobennosti-orientatsii-navigatsionnyh-kosmicheskikh-apparatov> (дата обращения: 19.01.2019).
42. Ефанов В.В., Хартов В.В. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. - Т.3 – М.: МАИ-ПРИНТ, 2014. – 464 с.: ил.
43. Карлащук В.И. Спутниковая навигация. Методы и средства. – 2-е изд. – М.: СОЛОН-Пресс, 2008. – 284 с.
44. Банков С.Е. Антенны спутниковых навигаторов. – М.: Издательство «Перо», 2014. – 693 с.
45. Информационные технологии в радиотехнических системах / Васин В.А., Власов И.Б., Егоров Ю.М. и др. - М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. - 848 с.
46. Сомов А.М., Корнев С.Ф. Спутниковые системы связи. – М.: Горячая линия - телеком, 2012. – 244 с.
47. Системы спутниковой связи с эллиптическими орбитами, разнесением ветвей и адаптивной обработкой / Е.Ф. Камнев, А.А. Акимов, В.Ю. Бобков. – М.: Глобсатком, 2009. – 724 с.
48. Крат Н.М., Савин А.А., Шарыгин Г.С. Контрольно-проверочная аппаратура системы автономной навигации космических аппаратов // Доклады ТУСУР. 2014. №1 (31). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/kontrolno-proverochnaya-apparatura->

sistemy-avtonomnoy-navigatsii-kosmicheskikh-apparatov (дата обращения: 05.11.2018).

49. Власов В.А., Горбулин В.И., Каргу Д.Л., Паршин А.В. Формализация задачи обоснования глобальной сети контроля целостности навигационного поля системы ГЛОНАСС // Современные проблемы науки и образования. – 2015. – № 1-1.; URL: <http://www.science-education.ru/ru/article/view?id=18087> (дата обращения: 11.01.2019).

50. Милютин Д.С., Никитин Д.П., Вейцель А.В. «Повышение точности местоположения с использованием новых сигналов спутниковых навигационных систем». М.: Вестник Московского Авиационного института, 2009, т. 16, № 6.

51. Рубцов В.Д., Заикин А.А. Сравнительный анализ эффективности различных вариантов комплексной обработки информации в аппаратуре потребителей спутниковых радионавигационных систем и инерциальной навигационной системе // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. №159. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/sravnitelnyy-analiz-effektivnosti-razlichnyh-variantov-kompleksnoy-obrabotki-informatsii-v-apparature-potrebiteley-sputnikovyh> (дата обращения: 11.01.2019).

52. Заикин А.А. Оптимизация алгоритма синхронизации аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем за счет навигационной поддержки от блока вторичной обработки информации // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. №158. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/optimizatsiya-algoritma-sinhronizatsii-apparatury-potrebiteley-sputnikovyh-radionavigatsionnyh-sistem-za-schet-navigatsionnoy> (дата обращения: 11.09.2018).

53. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации / Ю. А. Соловьев. - М.: Эко-Трендз, 2000. - 267 с.

54. Комраков Д.В. Контроль целостности навигационной информации в глобальных навигационных спутниковых системах / Д.В. Комраков // Проблемы техногенной безопасности и устойчивого развития: сборник научных статей

молодых ученых, аспирантов и студентов. - Тамбов: Изд-во ФГБОУ ВПО «ТГТУ», 2014. - №5. - С. 272-275.

55. Степанов О.А. Методы обработки навигационной измерительной информации. – СПб.: Университет ИТМО, 2017. – 196 с.

56. Миронов В.И., Миронов Ю.В., Юсупов Р.М. Вариационное оценивание параметров движения космических аппаратов по критерию наименьших квадратов // Информационно-управляющие системы. 2011. №1. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/variatsionnoe-otsenivanie-parametrov-dvizheniya-kosmicheskikh-apparatov-po-kriteriyu-naimenshih-kvadratov> (дата обращения: 30.11.2018).

57. Чеботарёв В.Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. пособие / В.Е. Чеботарёв, В.Е. Косенко; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2011. – 488 с.: ил.

58. Толстиков А. С. Методы и алгоритмы координатно-временных определений, основанные на применении спутниковых навигационных технологий // Интерэкспо Гео-Сибирь. 2007. №1. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/metody-i-algoritmy-koordinatno-vremennyh-opredeleniy-osnovannye-na-primenenii-sputnikovyh-navigatsionnyh-tehnologiy> (дата обращения: 22.09.2018).

59. Краснов Ю.С. Метод оптимизации программы навигационных измерений на борту космического аппарата // Приборостроение. 2009. №9. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/metod-optimizatsii-programmy-navigatsionnyh-izmereniy-na-bortu-kosmicheskogo-apparata> (дата обращения: 11.09.2018).

60. Скрыпник О.Н, Ерохин В.В, Слепченко А.П. Оптимизация условий навигационного сеанса для повышения точности навигационно-временных определений в локальной системе координат // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. №159. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/optimizatsiya-usloviy-navigatsionnogo-seansa-dlya-povysheniya-tochnosti-navigatsionno-vremennyh-opredeleniy-v-lokalnoy-sisteme> (дата обращения: 21.09.2018).

61. Макаренко Г.К., Алешечкин А.М. Исследование алгоритма фильтрации при определении координат объекта по сигналам спутниковых радионавигационных систем // Доклады ТУСУР. 2012. №2-2 (26). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/issledovanie-algoritma-filtratsii-pri-opredelenii-koordinat-obekta-po-signalam-sputnikovyh-radionavigatsionnyh-sistem> (дата обращения: 03.03.2019).
62. Кинкулькин И.Е. Глобальные навигационные спутниковые системы. Алгоритмы функционирования аппаратуры потребителя – М: Издательство «Радиотехника», 2018. – 328 с.
63. Ричард Лайонс. Цифровая обработка сигналов: Второе издание. Пер. с англ. – М.: ООО «Бином-Пресс», 2006 г. – 656 с.: ил.
64. Tatarnikov, D.; Stepanenko, A.; Astakhov, A. (2016): Moderately compact helix antennas with cutoff patterns for millimeter RTK positioning. GPS Solutions, 2016 (20) pp. 587–594.
65. Тяпкин В. Н., Фатеев Ю. Л., Шарфунова Т. Г., Курносов А. С., Штро П. В. Экспериментальные исследования погрешности измерения псевдодальностей в аппаратуре потребителей навигационной информации с фазированной антенной решеткой // Сибирский журнал науки и технологий. 2013. №3 (49). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/eksperimentalnye-issledovaniya-pogreshnosti-izmereniya-psevdodalnostey-v-apparature-potrebiteley-navigatsionnoy-informatsii-s> (дата обращения: 16.04.2019).
66. Ломаев Ю.С. Automation of physical experiments data/ Ю.С. Ломаев// КОМОД 2015: труды Международной научно-технической конференции. - Санкт-Петербург, 2015. - С. 105 - 107.
67. Lomaev Yu.S. Applied Data Processing for X-ray Diffraction Analysis and Optical Spectroscopy / Lomaev Yu. S. // Университетский научный журнал «Humanities and Science University Journal». – 2016. – №17. – С. 35 – 52.
68. Якимов А.И., Борчик Е.М., Башаримов В.В. О совместном использовании методов кластерного анализа многомерных данных // Доклады БГУИР. 2011. №5

- (59). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/sovместnom-ispolzovanii-metodov-klasternogo-analiza-mnogomernyh-dannyh> (дата обращения: 15.01.2019).
69. Программная система автоматизированной обработки спектроскопических данных с использованием методов кластерного анализа и эволюционных алгоритмов нестационарной мультимодальной оптимизации / Ломаев Ю.С., Панфилов И.А., Сопов Е.А. // Свидетельство № 2017662420 о государственной регистрации в Реестре программ для ЭВМ от 07.11.2017.
70. Фихтенгольц Г.М. Курс дифференциального и интегрального исчисления. - Т.3 – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2001. – 662 с.
71. Прасолов В.В. Многочлены. – М.: МЦНМО, 2003. – 336 с.
72. Половко А.М. Интерполяция. Методы и компьютерные технологии их реализации / А.М. Половко, П.Н. Бутусов. – М.: БХВ-Петербург, 2016. - 320 с.
73. Рассел Джесси. Бикубическая интерполяция / Джесси Рассел. – М.: Книга по Требованию, 2013. - 814 с.
74. Liu S. P., Hu X. L., Luo, H. Q.; Analytical Sciences, 2003. - 927 p.
75. Бахвалов Н.С. Численные методы / Н.С. Бахвалов, Н.П. Жидков, Г.М. Кобельков. – 6-е изд. – М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2008. – 636 с.: ил.
76. Наац И.Э., Наац В.И., Ярцева Е.П. Разработка численного метода решения оптимизационных задач аппроксимации функции, заданной приближенно, и ее производных на основе вариационного подхода // Наука. Инновации. Технологии. 2018. №4. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/razrabotka-chislennogo-metoda-resheniya-optimizatsionnyh-zadach-approksimatsii-funktsii-zadannoy-priblizhenno-i-ee-proizvodnyh-na> (дата обращения: 11.11.2018).
77. Пшеничный Б.Н. Необходимые условия экстремума. — М.: Наука, 1969. — 150 с.
78. Попов Е.А. Методы обработки и анализа многомерных данных: учеб. пособие / Е.А. Попов; Сиб. гос. Аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2013. – 144 с.
79. Нейдорф Р.А., Черногоров И.В., Ярахмедов О.Т., Полях В.В. Обнаружение и оценка экстремальных особенностей пространства поиска эвристическими

алгоритмами // Научные технологии в космических исследованиях Земли. 2016. №2. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/obnaruzhenie-i-otsenka-ekstremalnyh-osobennostey-prostranstva-poiska-evristicheskimi-algoritmami> (дата обращения: 02.12.2018).

80. Нейдорф Р.А., Черногоров И.В., Ярахмедов О.Т., Полях В.В. Экспериментальное исследование возможностей решения многоэкстремальных задач оптимизации эвристическими методами // Вестник ДГТУ. 2015. №4 (83). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/eksperimentalnoe-issledovanie-vozmozhnostey-resheniya-mnogoekstremalnyh-zadach-optimizatsii-evristicheskimi-metodami> (дата обращения: 02.12.2018).

81. Yu. Lomaev. Automatic calculation of left ventricular volume in magnetic resonance imaging using an image-based clustering approach / Yu. Lomaev, I. Ivanov, A. Barkovskaya // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng., 2019, Vol. 537 042046.

82. Ульман Д.Д. Структуры данных и алгоритмы / А.В. Ахо, Д.Э. Хопкрофт, Д.Д. Ульман. — М.: Вильямс; СПб.; Киев, 2001.

83. Hastie T., Tibshirani R., Friedman J. The Elements of Statistical Learning. Springer, 2014. — 739 p.

84. Скляр Бернанд. Цифровая связь. Теоретические основы и практическое применение. — 2-е изд. — М.: Вильямс, 2007. — 1104 с.

85. Оппенгейм А., Шафер Р. Цифровая обработка сигналов. — 2-е изд. — М.: Техносфера, 2007. — 856 с.

86. Петров С.Д., Калачева Е.В., Смирнов С.С. Спектральный анализ параметров орбит навигационных спутников ГЛОНАСС // Вестник СПбГУ. Серия 1. Математика. Механика. Астрономия. 2015. №2. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/spektralnyy-analiz-parametrov-orbit-navigatsionnyh-sputnikov-glonass> (дата обращения: 22.01.2019).

87. Карцан И.Н., Тимохович А.С., Карцан Т.И., Дмитриев Д.Д. Определение навигационных параметров объектов в условиях действия помех различного происхождения // Сибирский журнал науки и технологий. 2015. №4. URL:

<https://cyberleninka.ru/article/n/opredelenie-navigatsionnyh-parametrov-obektov-v-usloviyah-deystviya-pomeh-razlichnogo-proishozhdeniya> (дата обращения: 14.11.2018).

88. Джиган В.И. Адаптивная фильтрация сигналов: теория и алгоритмы / Джиган В.И. – М.: Техносфера, 2013. – 527 с.: ил.

89. Britton C. Rorabaugh. Approximation Methods for Electronic Filter Design. – New York: McGraw-Hill, 1999. - 388 p.

90. Оганес Г.А., Давид М.О. Моделирование цифровых фильтров нижних частот // Наука, техника и образование. 2019. №4 (57). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/modelirovanie-tsifrovyyh-filtrov-nizhnykh-chastot> (дата обращения: 30.09.2019).

91. П.К. Суетин, Классические ортогональные многочлены. – М.: Наука, 2007. – 416 с.

92. Сергиенко А.Б. Цифровая обработка сигналов: учеб. пособие / А.Б. Сергиенко. – 3-е изд. – СПб.: БХВ-Петербург, 2013. – 768 с.

93. Тяпкин В.Н., Дмитриев Д.Д., Мошкина Т.Г. Потенциальная помехоустойчивость навигационной аппаратуры потребителей спутниковых радионавигационных систем // Сибирский журнал науки и технологий. 2012. №3 (43). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/potentsialnaya-pomehoustoychivost-navigatsionnoy-apparatury-potrebiteley-sputnikovyyh-radionavigatsionnyh-sistem> (дата обращения: 23.03.2019).

94. Чеботарев В.Е. Проектирование космических аппаратов систем информационного обеспечения: учеб. пособие. В 2 кн. Кн. 2. Внутреннее проектирование космического аппарата; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2006. – 140 с.

95. Микрин Е. А., Суханов Н. А., Платонов В. Н., Орловский И. В., Котов О. С., Самсонов С. Г., Беркут В. Г. Принципы построения бортовых комплексов управления автоматических космических аппаратов // Проблемы управления. 2004. №3. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/printsiipy-postroeniya-bortovykh>

kompleksov-upravleniya-avtomaticheskikh-kosmicheskikh-apparatov (дата обращения: 19.03.2019).

96. Ахметов Р.Н. Управление живучестью космического аппарата / Р.Н. Ахметов // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». – 2006. - №9. – С. 16-20.

97. Антамошкин А.А., Колташев А.А. Технологические аспекты создания бортового программного обеспечения спутников связи // Вестник СибГАУ. 2005. №6. С. 93-95.

98. Гладышев А.Б., Ратушняк В.Н., Рыжков Д.Н., Богачук А.А., Голубятников М.А. Лабораторный комплекс для моделирования системы ближней навигации на основе псевдоспутников // Сборник «Современные проблемы радиоэлектроники». Сибирский федеральный университет, 2017, С. 120–124.

99. Бедняков И.В. Использование моделей движения в решении навигационной задачи по сигналам спутниковых радионавигационных систем // Научно-технический вестник информационных технологий, механики и оптики. 2007. №39. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/ispolzovanie-modeley-dvizheniya-v-reshenii-navigatsionnoy-zadachi-po-signalam-sputnikovyh-radionavigatsionnyh-sistem> (дата обращения: 11.01.2019).

100. Карутин С.Н. Метод косвенного синтеза навигационного радиосигнала на борту космического аппарата на высокой орбите // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Приборостроение». 2012. №1. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/metod-kosvennogo-sinteza-navigatsionnogo-radiosignala-na-bortu-kosmicheskogo-apparata-na-vysokoy-orbite> (дата обращения: 11.01.2019).

101. Стубарев Д. В., Толстиков А. С. Анализ алгоритмов предварительной обработки данных траекторных измерений методами имитационного моделирования // Интерэкспо Гео-Сибирь. 2011. №2. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/analiz-algoritmov-predvaritelnoy-obrabotki-dannyh>

traektoynyh-izmereniy-metodami-imitatsionnogo-modelirovaniya (дата обращения: 22.09.2018).

102. Ломаев Ю.С. Исследование условий радиовидимости навигационных космических аппаратов в зависимости от алгоритмов обработки сигналов / Ломаев Ю.С., Иванов И.А. // Сборник материалов XXI научно-технической конференции молодых ученых и специалистов «РКК «Энергия» – Королёв, 2017 г. – С. 200-201.

103. Yu. S. Lomaev. Improving the navigation spacecraft radio visibility with signal processing algorithms usage/ Yu. S. Lomaev, E. A. Popov, I. A. Ivanov // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng., 2019, Vol. 537 022048.

104. Скрыпник О.Н., Соловьева Т.Л. Повышение точности навигационных определений в условиях недостаточного количества спутников рабочего созвездия GPS // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. №180. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/povyshenie-tochnosti-navigatsionnyh-opredeleniy-v-usloviyah-nedostatochnogo-kolichestva-sputnikov-rabocheho-s-ozvezdiya-gps> (дата обращения: 17.10.2018).

105. Колыхан Н.В., Тюреев В.С. Информационные технологии статистической обработки данных выборок ограниченного объема // ИВД. 2007. №2. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/informatsionnye-tehnologii-statisticheskoy-obrabotki-dannyh-vyborok-ogranichenno-go-obema> (дата обращения: 11.06.2018).

106. Айвазян С.А., Мхитарян В.С. Теория вероятностей и прикладная статистика. Основы эконометрики: Учебник для вузов в 2-х т. – Т.1 – М.: Юнити-Дана, 2001. – 656 с.

107. Zhigljavsky A., Zilinskas A. Stochastic Global Optimization. Berlin: Springer-Verlag, 2008. – 248 p.

108. Высоцкий А. В., Тараканов А. С., Шоломов К. И., Тимофеева Н. Е., Ерофтиев А. А. Исследование эффективности поиска глобального экстремума методом имитации отжига, распараллеленного различными способами // Изв. Сарат. ун-та Нов. сер. Сер. Математика. Механика. Информатика; Izv. Saratov Univ. (N.S.), Ser.

Math. Mech. Inform.. 2013. №3. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/issledovanie-effektivnosti-poiska-globalnogo-ekstremuma-metodom-imitatsii-otzhiga-rasparallelnogo-razlichnymi-sposobami-1> (дата обращения: 12.01.2019).

109. Томас Х. Кормен и др. Глава 29. Линейное программирование // Алгоритмы: построение и анализ = INTRODUCTION TO ALGORITHMS. – 2-е изд. – М.: «Вильямс», 2006. – 1296 с.

110. Берикашвили В.Ш., Оськин С.П. Симплексный метод определения экстремума функции отклика при планировании эксперимента // Известия МГТУ. 2014. №1. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/simpleksnyy-metod-opredeleniya-ekstremuma-funktsii-otklika-pri-planirovanii-eksperimenta> (дата обращения: 12.01.2019).

111. Цапко Г.П., Мартынов Я.А. Единая информационная среда создания и сопровождения бортового программного обеспечения спутников навигации и связи. // Доклады ТУСУРа. 2015. № 3(37). С. 97–102.

112. Программный комплекс служебных задач космического аппарата ГЛОНАСС-К2 / Ломаев Ю.С., Антропов Н.Р., Болсуновский А.В., Иванов И.А., Ислентьев Е.В., Толстых А.В. // Свидетельство №2019664739 о государственной регистрации в Реестре программ для ЭВМ от 13.11.2019.

113. Программный комплекс бортовой аппаратуры угломерной системы для космического аппарата ГЛОНАСС-К2 / Ломаев Ю.С., Антропов Н.Р., Болсуновский А.В., Иванов И.А., Ислентьев Е.В., Толстых А.В. // Свидетельство №2019664737 о государственной регистрации в Реестре программ для ЭВМ от 13.11.2019.

114. Программная модель командно-телеметрического модуля бортового информационно-навигационного комплекса космического аппарата ГЛОНАСС-К2 / Ломаев Ю.С., Антропов Н.Р., Болсуновский А.В., Иванов И.А., Ислентьев Е.В., Толстых А.В. // Свидетельство №2019664890 о государственной регистрации в Реестре программ для ЭВМ от 15.11.2019.

115. Колташев А.А. Эффективная технология управления циклом жизни бортового программного обеспечения спутников связи и навигации // Авиакосмическое приборостроение, 2006. №12. С. 20-25.
116. Элфрид Дастин, Джефф Рэшка, Джон Пол. Автоматизированное тестирование программного обеспечения. – М.: Лори, 2003. – 592 с.
117. Крис Браун, Роберт Калбертсон, Гэри Кобб. Быстрое тестирование. – М.: Вильямс, 2002. – 384 с.
118. Yu. S. Lomaev. Applying software-mathematical models of onboard equipment to develop onboard software/ Yu. S. Lomaev, I. A. Ivanov, A.V. Tolstykh, E. V. Islent'ev // Siberian Journal of Science and Technology, 2019, Vol. 20, No. 2, pp. 166-173.
119. Шошмина И. В. Проектирование программных бортовых систем управления с поддержкой верификации // Моделирование и анализ информационных систем - 2010. № 4. С. 125–136.
120. Ломаев Ю.С. Применение лабораторно-отработочного образца для оптимизации разработки бортового программного обеспечения / Ломаев Ю.С., Иванов И.А. // Журнал «Успехи современной радиоэлектроники» №12. – М.: 2017. – С. 146-149.
121. Немыкин А.А. Сравнительный анализ эффективности различных алгоритмов фильтрации флуктуирующих параметров в условиях ограниченной производительности вычислителя // T-Comm. 2016. №4. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/sravnitelnyy-analiz-effektivnosti-razlichnyh-algoritmov-filtratsii-fluktuiruyuschih-parametrov-v-usloviyah-ogranichennoy> (дата обращения: 11.01.2019).
122. Ломаев Ю.С. Модификация подходов проведения тестирования программного обеспечения при разработке бортового программного обеспечения / Ломаев Ю.С., Толстых А.В., Звонарь В.Д. // Молодёжь. Техника. Космос: труды X Общероссийской молодёжной научно-технической конференции. – СПб.: «Библиотека журнала «Военмех. Вестник БГТУ» №50», 2018. – С. 109-113.

123. Ломаев Ю.С. Применение лабораторно-отработочного изделия для сокращения временных затрат на разработку и тестирование бортового программного обеспечения / Ю.С. Ломаев, И.А. Иванов // Сборник тезисов IV научно-технической конференции молодых специалистов АО ИСС «Разработка, производство, испытания и эксплуатация космических аппаратов и систем», Железногорск, 2017 г. С. 99-101.

ПРИЛОЖЕНИЕ А. СПИСОК ТЕРМИНОВ И СОКРАЩЕНИЙ

АП	- архитектурный проект
АТ	- автономное тестирование
БИНС	- бортовой источник навигационных сигналов
БИНС-КП	- бортовой источник навигационных сигналов для космических пользователей
БПО	- бортовое программное обеспечение
БЦВК	- бортовой цифровой вычислительный комплекс
БШВ	- бортовая шкала времени
ВД	- входные данные
ВКК	- высокоорбитальный космический комплекс
ВКП	- вектор кинематических параметров
ВЭО	- высокоэллиптическая орбита
ГНСС	- глобальная навигационная спутниковая система
ГСНО	- геосинхронная орбита
ГСО	- геостационарная орбита
ГФ	- геометрический фактор
ДН	- диаграмма направленности
ИД	- исходные данные
ИЭГСК	- инерциальная экваториальная геоцентрическая система координат
КА	- космический аппарат
КДИ	- конструкторско-доводочные испытания
КК	- космический комплекс
КНС	- космическая навигационная система
ЛИ	- летные испытания

ЛОИ	- лабораторно-отработочные испытания
МКО	- мультикомплексный канал обмена
МНК	- метод наименьших квадратов
НКА	- навигационный космический аппарат
НОК	- наземный отладочный комплекс
НП	- навигационные параметры
ОГ	- орбитальная группировка
ОИ	- объект интереса
ПММ	- программно-математическая модель
ПО	- программное обеспечение
ПРИ	- предварительные испытания
РНП	- радионавигационные параметры
САС	- срок активного существования
СКО	- среднеквадратическое отклонение
СРНС	- спутниковая радионавигационная система
СТ	- системное тестирование
ТО	- техническое обслуживание
ФВЧ	- фильтр верхних частот
ФНЧ	- фильтр нижних частот
ЦГ	- Циклограмма
ВOC	- binary offset carrier
BPSK	- binary phase shift keying
GPS	- Global Positioning System (глобальная система позиционирования)
IRNSS	- Indian Regional Navigation Satellite System (Индийская региональная спутниковая система навигации)
JAXA	- Japan Aerospace Exploration Agency (Японское

	агентство аэрокосмических исследований)
NASA	- National Aeronautics and Space Administration (Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства)
QZSS	- Quasi-Zenith Satellite System (Квазизенитная спутниковая система)

ПРИЛОЖЕНИЕ Б. АКТ ОБ ИСПОЛЬЗОВАНИИ РЕЗУЛЬТАТОВ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ



Акционерное общество
«ИНФОРМАЦИОННЫЕ СПУТНИКОВЫЕ СИСТЕМЫ»
имени академика М.Ф. Решетнёва»



ул. Ленина, д. 52, г. Железнодорожный, ЗАТО Железнодорожный, Красноярский край, Российская Федерация, 662972
Тел. (3919) 76-40-02, 72-24-39, Факс (3919) 72-26-35, 75-61-46, e-mail: office@iss-reshetnev.ru, http://www.iss-reshetnev.ru
ОГРН 1082452000290, ИНН 2452034898

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель генерального конструктора
по разработке космических систем,
общему проектированию и управлению
космическими аппаратами АО «ИСС»,
к.т.н.



А.В. Кузовников

2019 г.

АКТ

**об использовании результатов диссертационной работы Ломаева Ю.С.
«Автоматизированная обработка данных глобальных спутниковых систем
навигации»**

Настоящим актом подтверждается, что результаты исследований автора использованы при разработке и выпуске научно-технического отчёта «Комплексные исследования и научно-техническое обоснование создания элементов высокоорбитального космического комплекса. Разработка технических предложений по облику космического аппарата, выбору средств выведения высокоорбитального космического комплекса», выполненного в рамках СЧ НИР «Эллипс-ИСС» 305.ОНТ102-9059-16. Ломаев Ю.С. является автором раздела 2 книги 2 части 4 «Анализ условий распространения навигационных сигналов до КА ВКК от НКА ГЛОНАСС, GPS, GALILEO, Compass и доступности измерений».

Результаты, изложенные в диссертационной работе, использованы при регистрации 9 программ для ЭВМ.

Главный конструктор разработки космических комплексов
(систем) координатно-метрического назначения,
наземных комплексов управления
и баллистического обеспечения - начальник отделения 101

В.П. Ковалев

Начальник отдела проектирования космических
комплексов (систем) координатно-метрического
назначения, к.т.н.

В.Д. Звонарь