

**Федеральное государственное автономное образовательное  
учреждение высшего образования  
Сибирский федеральный университет**

На правах рукописи



**Кремез Николай Сергеевич**

**РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ  
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА В БОРТОВОЙ РАДИОНАВИГА-  
ЦИОННОЙ СИСТЕМЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ СИГНАЛОВ  
МЕЖСПУТНИКОВОЙ РАДИОЛИНИИ ГЛОНАСС**

Специальность 05.12.14 – Радиолокация и радионавигация

**Диссертация на соискание ученой степени  
кандидата технических наук**

Научный руководитель: доктор технических наук  
Гречкосеев Александр Кузьмич

Красноярск – 2017

## ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	5
1 Анализ существующих и концепция формирования перспективных методов и средств высокоточной навигации КА при помощи ГНСС-приемников .....	12
1.1 Характеристика существующих систем баллистико-навигационного обеспечения.....	12
1.2 Оценка величины погрешностей, возникающих при навигационных определениях космических аппаратов .....	15
1.3 Требования к точности решения задач навигационного обеспечения космических аппаратов .....	18
1.4 Анализ современных тенденций развития бортовой навигационной аппаратуры.....	19
1.5 Постановка научной задачи .....	34
1.6 Выводы по главе 1 .....	35
2 Разработка метода высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА на ГСО с использованием ГНСС-приемников .....	38
2.1 Выработка концепции формирования перспективных методов высокоточной навигации космических аппаратов на ГСО .....	38
2.1.1 Исходные данные, необходимые для расчета энергетического потенциала радиолинии «НКА – КА на ГСО».....	38
2.1.2 Расчет энергетического потенциала радиолинии «НКА – КА на ГСО» по навигационному каналу.....	44
2.1.3 Погрешность измерения навигационных параметров .....	55
2.2 Методы навигационных измерений по сигналам МРЛ .....	60
2.2.1 Обеспечение измерений по сигналам МРЛ .....	60

2.2.2 Совместная обработка навигационных сигналов и сигналов МРЛ .....	65
2.3 Выводы по главе 2 .....	68
3 Разработка метода ускоренного разрешения фазовой неоднозначности, возникающей в многоканальных ГНСС-приемниках при реализации интерферометрических способов измерения пространственной ориентации .....	70
3.1 Общее описание методов разрешения фазовой неоднозначности .....	70
3.1.1 Применение многоантенных интерферометров, образующих с опорной антенной базы различной длины.....	70
3.1.2 Использование двухчастотной аппаратуры для разрешения неоднозначности .....	71
3.1.3 Использование аналитического разрешения неоднозначности фазовых измерений .....	72
3.1.4 Применение априорных данных об угловом положении КА	72
3.1.5 Использование методов разрешения фазовой неоднозначности на основе фильтрации .....	73
3.2 Пеленгационный метод разрешения фазовой неоднозначности .	74
3.3 Выводы по главе 3 .....	83
4. Программно-аппаратный комплекс моделирования процессов позиционирования и измерения пространственной ориентации КА на ГСО	85
4.1 Состав программно-аппаратного комплекса .....	85
4.1.1 Состав программно-аппаратного комплекса .....	85
4.1.2 Компьютерная модель навигационного поля в заданной точке орбиты космических аппаратов на геостационарных орбитах. ....	90

4.1.3 Компьютерная модель бортовой навигационной системы КА, основанной на использовании многоканальных ГНСС-приемников, обеспечивающей реализацию разработанных методов высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА ГСО .....	100
4.2 Проведение экспериментальных исследований .....	116
4.2.1 Оценка количества одновременно наблюдаемых НКА из точек стояния КА на ГСО .....	116
4.2.2 Оценка случайной составляющей погрешности измерений .....	119
4.2.3 Расчет возможных точностных характеристик многоканальных ГНСС-приемников для КА на ГСО .....	121
4.3 Выводы по главе 4 .....	134
5. Заключение .....	136
Список использованной литературы .....	138
Обозначения и сокращения.....	150

## ВВЕДЕНИЕ

**Актуальность темы исследования.** В настоящее время космические системы стали неотъемлемой частью человеческой деятельности, группировка космических аппаратов (КА) представлена во всем спектре различных типов орбит искусственных спутников Земли.

Немалую часть общей численности быстро растущего сегмента группировки КА занимают различные системы коммуникации, геостационарная орбита (ГСО) которых позволяет обеспечивать непрерывную круглосуточную связь в глобальной зоне обслуживания и предоставляет практически полное отсутствие сдвига частоты, обусловленного доплеровским эффектом. Развитие данного сегмента неизбежно ведет к более плотному заполнению ГСО космическими аппаратами, что существенно увеличивает нагрузку на наземную инфраструктуру. Поддержание, развитие и эксплуатация сети наземных станций составляет значительную часть стоимости космических проектов. Положение КА на ГСО не является неизменным, под воздействием ряда факторов происходит отклонение его от заданного местоположения, что приводит к необходимости определения и коррекции параметров движения центра масс КА по данным наземных комплексов управления (НКУ).

К одной из сложных задач по управлению космическими аппаратами относится задача определения его движения по результатам измерений. Под движением КА понимается : движение его центра масс и движение КА вокруг центра масс. Задача определения параметров движения центра масс (параметров движения) КА по измерениям решается в наземных комплексах управления космическими системами, в бортовых радионавигационных и оптических устройствах.

Задача определения параметров движения вокруг центра масс КА (параметров ориентации) в основном решается на борту КА на основе измерений оптикоэлектронных устройств и инерциальных систем ориентации.

Общеизвестные алгоритмы определения и прогнозирования параметров движения космического аппарата по траекторным измерениям в НКУ обеспечивают необходимую надежность и точность для решения задач управления КА. Фактором, существенно ограничивающим точность

навигационного обеспечения КА на ГСО, является недостаточное развитие сети командно-измерительных средств НКУ.

Эффективными методами увеличения срока автономного функционирования, снижения нагрузки на НКУ и увеличения точности определения параметров движения КА на ГСО являются методы, основанные на применении в составе бортовой аппаратуры многоканальных ГНСС-приемников. Прямой перенос методов, разработанных для наземных потребителей, для применения в бортовую радионавигационную систему КА на ГСО невозможен, поскольку его орбита выше непрерывного навигационного поля ГНСС. Основная проблема применения ГНСС-приемников на ГСО заключается в разрывном навигационном поле и как следствие в малом количестве одновременно наблюдаемых навигационных КА (НКА), в низком энергетическом потенциале радиолинии НКА–КА, обусловленном большим расстоянием между ними.

Определение ориентации КА на ГСО осуществляется на борту по измерениям оптикоэлектронных приборов, инерциальных систем ориентации на базе гироскопов. Для повышения надежности работы системы ориентации целесообразно использовать угломерные ГНСС-приемники, которые позволят при отказе или ухудшении точностных характеристик оптикоэлектронных приборов определять углы ориентации КА на уровне десятков угловых минут.

Поиск методов высокоточной навигации и определения пространственной ориентации КА на ГСО по сигналам НКА ГЛОНАСС/GPS в составе бортовой аппаратуры многоканальных ГНСС-приемников и определил направление диссертационной работы.

**Степень разработанности темы исследования.** В отечественной и зарубежной практике построения бортового оборудования КА широкое применение находят автономные системы навигации (АСН), использующие сигналы ГНСС ГЛОНАСС, GPS, Галилео и др. При этом преимущество имеют системы, позволяющие осуществлять прием сигналов нескольких ГНСС для повышения надежности их функционирования. основополагающие результаты в области определения и прогнозирования параметров движения КА по результатам измерений изложены в работах

Эльясберга П.Е.[1], Бажинова И.К., Почукаева В.Н.[2], Шебшаевича В.С.[3], Жданюка Б.Ф.[4] и др. и развиты в работах Цепелева А.В., Неволько М.П., Бартенева В.А., Толстикова А.С.[5], Забокрицкого А.В., Пасынкова В.В.[6], Гречкосеева А.К.[7-8] и др.

Для определения не только параметров движения центра масс КА, а и определения его параметров ориентации – движения вокруг центра масс в работах Козореза Д.А., Красильщикова М.Н.[9], Бартенева В.А., Гречкосеева А.К.[10] в состав АСН предлагается включать, кроме многоканальных ГНСС-приемников, оптико-электронные датчики Земли, Солнца и звезд, а также инерциальную систему ориентации на электростатических и волоконно-оптических гироскопах. Немалое значение в этих работах отводится алгоритмическим методам определения местоположения КА на ГСО по измерениям сигналов глобальных навигационных спутниковых систем.

В работах Байрамова К.Р., Бетанова В.В., Ступака Г.Г. [11], Фатеева Ю.Л. [12-14] подробно излагаются различные методы определения ориентации наземных потребителей по псевдофазовым измерениям в ГНСС с рассмотрением структур измерителя и разрешения неоднозначности псевдофазовых измерений, в том числе интерферометрическими методами, основополагающие принципы которых легли в основу разработанного в работе пеленгационного метода.

Однако в известных работах не рассмотрены такие вопросы как:

- определение пространственной ориентации КА на ГСО по навигационным сигналам ГНСС совместно с сигналами МРЛ в бортовом ГНСС-приемнике;
- определение движения центра масс КА на ГСО (высокоточная навигация) по сигналам межспутниковой радиолнии (МРЛ) в бортовом ГНСС-приемнике;

Существующие методы определения координат и пространственной ориентации, применяемые в наземных приемниках, не подходят для применения на геостационарных КА. Методы определения координат в бортовых приемниках основываются только на навигационных сигналах ГНСС, имеют погрешности определения координат - сотни метров, в связи с чем требуется разработка новых методов для КА на ГСО, ориентированных

на характеристики ГЛОНАСС нового поколения, имеющих дополнительно сигналы МРЛ. Таким образом, существует актуальная задача повышения точности определения параметров движения и параметров ориентации КА на ГСО в бортовой радионавигационной системе с ГНСС-приемником, из которой вытекает **научная задача**, решаемая в диссертации, – разработка и исследование новых методов определения движения КА на ГСО в бортовых ГНСС-приемниках с использованием МРЛ ГЛОНАСС.

**Целью диссертационной работы** является повышение точности определения движения геостационарных КА на основе применения в бортовой радионавигационной системе методов высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации с использованием навигационных сигналов и сигналов МРЛ ГЛОНАСС.

Для достижения поставленной цели решены следующие **задачи**:

- исследованы направления развития методов и средств высокоточной навигации в бортовой радионавигационной системе геостационарных КА в целях повышения ее точности;

- разработаны методы высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА на ГСО в бортовых многоканальных ГНСС-приемниках с использованием сигналов межспутниковой радиолинии ГЛОНАСС;

- разработаны компьютерные модели, позволяющие обеспечить проведение экспериментальных исследований разработанных методов и алгоритмов высокоточной навигации КА на ГСО.

- создан программно-аппаратный комплекс для исследования методов высокоточной навигации КА на основе разработанных компьютерных моделей и аппаратной части с использованием макета многоканального ГНСС-приемника, имитатора сигналов ГЛОНАСС/GPS и измерительной аппаратуры.

- проведены экспериментальные исследования разработанных методов и алгоритмов на основе математического моделирования с привлечением реальных измерений макетов аппаратуры.

**Научная новизна исследования** заключается в следующем:

1. Впервые теоретически обоснована и экспериментально подтверждена математическим моделированием целесообразность

использования сигналов МРЛ для навигационных определений КА на ГСО и разработан метод высокоточного определения параметров движения на этой основе.

2. Разработан новый метод измерения углов пространственной ориентации, который позволяет повысить помехоустойчивость и точность измерения радионавигационных параметров за счет применения в качестве антенной системы антенных решеток.

3. Впервые разработан алгоритм разрешения фазовой неоднозначности, основанный на пеленгационном методе, обеспечивающий надежное разрешение фазовой неоднозначности и повышение точности измерения пространственной ориентации связанного с антенной системой объекта за счет большой избыточности измерений, что позволяет использовать переборные методы даже при достаточно длинных базах по причине небольшого числа вариантов перебора.

**Теоретическая значимость** исследования заключается в дальнейшем развитии методов радионавигации на основе применения новых сигналов, расширение границ их применения.

**Практическая значимость** полученных результатов состоит в том, что применение разработанных методов позволит создавать КА на геостационарных орбитах, обладающих повышенными потребительскими свойствами и сроком автономного функционирования.

Полученные результаты внедрены в АО «Научно-производственное предприятие «Радиосвязь», а также в учебный процесс Учебного военного центра Сибирского федерального университета.

Результаты диссертационной работы использованы при выполнении прикладного научного исследования «Разработка архитектуры СБИС класса «Система на кристалле» для создания угломерного навигационного приемника» в рамках ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 – 2020 годы» (Соглашение о предоставлении субсидии от «27» октября 2015 г. № 14.578.21.0116, уникальный идентификатор проекта RFMEFI57815X0116).

**Объектом исследований** является бортовая навигационная система (БНС) геостационарных космических аппаратов, **предметом исследования** –

методы высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА на ГСО, основанные на использовании в составе бортовой аппаратуры космических аппаратов многоканальных ГНСС-приемников.

**Методы исследований.** При решении поставленной научной задачи использовались методы математического анализа, линейной алгебры, теории вероятностей, теории математической статистики и автоматического управления, численные методы решения уравнений, методы численного моделирования исследуемых процессов.

**Положения, выносимые на защиту:**

1. Метод высокоточных определений параметров движения и угловой ориентации осей геостационарных КА по сигналам бортовой аппаратуры межспутниковых измерений навигационных космических аппаратов ГЛОНАСС/GPS, позволяющий проводить навигационные измерения как минимум в 75,3 % времени наблюдения [15-16].

2. Пеленгационный метод измерения углов пространственной ориентации в навигационной аппаратуре ГЛОНАСС/GPS, эффективно использующий преимущества антенной решетки, позволяющий использовать переборные методы при разрешении фазовой неоднозначности по сигналам даже одного НКА.

3. Программно-аппаратный комплекс моделирования процессов обработки навигационных сигналов ГНСС в бортовой навигационной системе на базе разработанных компьютерных моделей, позволяющий исследовать методы и алгоритмы высокоточной навигации КА на ГСО.

**Степень достоверности результатов проведенных исследований** обеспечена применением апробированного математического аппарата, применением стандартных математических пакетов обработки данных, учётом основных факторов, корректными допущениями и подтверждается сходимость полученных автором в процессе математического моделирования результатов с результатами экспериментальных работ.

**Апробация результатов.** Материалы диссертационной работы докладывались и обсуждались: на XII международной научно-технической конференции «Радиолокация, навигация, связь» (RLNC-2006), г. Воронеж

(2006 г.); на IV Всероссийской конференции с международным участием «Современные проблемы развития науки, техники и образования», г. Красноярск (2007 г.); на XI Международная IEEE Сибирская конференция по управлению и связи (International Siberian Conference on Control and Communications) SIBCON-2015, г. Омск (2015 г.); на XX Юбилейной международной научно-практической конференции «Решетневские чтения» (2016 г.).

Выражаю благодарность научному руководителю доктору технических наук Гречкосееву А.К. за руководство работой по подготовке диссертации. Отдельно хочу поблагодарить доктора технических наук Фатеева Ю.Л., кандидатов наук Тяпкина В.Н. и Дмитриева Д.Д. за постоянные обсуждения и критические замечания, позволившие улучшить качество диссертационного исследования.

## **1 АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩИХ И КОНЦЕПЦИЯ ФОРМИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МЕТОДОВ И СРЕДСТВ ВЫСОКОТОЧНОЙ НАВИГАЦИИ КА ПРИ ПОМОЩИ ГНСС-ПРИЕМНИКОВ**

В подразделе 1.1 производится характеристика существующих систем баллистико-навигационного обеспечения (БНО), выделены основные направления задач, производится анализ существующих типов технологий БНО, отличающихся уровнем точности, надежности и экономичности.

В подразделе 1.2 проводится оценка величины погрешностей, возникающих при навигационных определениях космических аппаратов.

В подразделе 1.3 проводится оценка требований к точности решения задач навигационного обеспечения космических аппаратов, результаты которой свидетельствуют о наличии устойчивой тенденции повышения требований к точности измерения текущих навигационных параметров (ИТНП) по сравнению с настоящим периодом в 3-5 и более раз.

В подразделе 1.4 проводится анализ современных тенденций развития бортовой навигационной аппаратуры.

В подразделе 1.5 производится постановка научной задачи исследования, а так же формулируются выводы по главе.

### **1.1 ХАРАКТЕРИСТИКА СУЩЕСТВУЮЩИХ СИСТЕМ БАЛЛИСТИКО-НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ**

Решение баллистических задач, связанных с определением в процессе управления полетом орбиты КА по результатам измерений текущих навигационных параметров, а также расчета данных на проведение различных космических операций (коррекция орбиты, наведение при сближении, наведение целевой аппаратуры в ходе дистанционного зондирования Земли) получило наименование баллистико-навигационного обеспечения.

Основные задачи БНО управления полетами КА можно разделить на два направления [17– 18]:

- непосредственное определение и измерение параметров движения КА в пространстве в текущий либо наперед заданный момент времени;
- получение всех сопутствующих баллистических данных в предположении известного движения КА.

Наибольшие сложности возникают при решении задач первого направления, так как они охватывают всю динамику движения КА. Но в условиях бурного развития космических средств автоматизация системы управления БНО является жизненно необходимой.

К настоящему времени получили известность [19] и достаточно широко обсуждаются в специальной литературе четыре основных типа технологий, отличающихся уровнем точности, надежности и экономичности. К их числу относятся:

- многопунктная территориальная с непосредственным управлением полетом;
- однопунктная с управлением КА через искусственный спутник Земли – ретранслятор;
- малопунктная (в пределе – однопунктная) с непосредственным управлением полетом КА;
- сетевая с динамически изменяемой топологией.

Многопунктная технология предполагает применение сети распределенных на значительной территории наземных измерительных пунктов (НИП), в качестве измеряемых параметров которых выступают высокоточные запросные дальности. Их применение обеспечивает возможность наблюдения за КА практически на каждом витке. Кроме того, она позволяет осуществлять наблюдение на значительной части витка, что гарантирует получение достаточных по объему массивов измерительной информации, так и наблюдение за КА с нескольких пунктов (станций) одновременно при согласовании и координации их работы из единого центра управления полетами (ЦУП).

В отличие от многопунктных технологий, использующих в качестве измерительных средств территориально разнесенные командно-измерительные системы (КИС), реализация тех же технологий на основе сети удаленных пассивных станций имеет ряд принципиальных отличий, непосредственным образом влияющих на качество космической навигации [20].

Вместо высокоточных измерений запросной дальности в обсуждаемом варианте используются, как правило, беззапросные измерения суммарной дальности, погрешности которых могут быть значительно большими. Кроме того, с целью упрощения системы сбора данных в такого типа схемах измерительные станции стремятся размещать в пределах зоны обслуживания одного ствола ретранслятора геостационарного КА. Поэтому измерительные базы подобной сети не превышают обычно нескольких сотен километров.

В силу вышеизложенного, использование удаленных пассивных станций в общем случае уступает по точности многопунктной технологии с разнесенными КИС. Надежность ее также ниже, поскольку выход из строя канала одной ведущей станции практически всегда приводит к неработоспособности системы в целом. Единственным бесспорным достоинством обсуждаемого подхода является его более высокая экономичность.

При использовании малопунктной (однопунктной) технологии с непосредственным управлением КА сокращается стоимость и количественный состав технических средств НКУ, существенно снижаются потребляемые ресурсы средств управления. Однако в данном случае наблюдается ухудшение точностных характеристик определения параметров движения КА.

Сетевые технологии управления с динамически изменяемой топологией, изложенные в работах А.В. Гориша, А.Ф. Калинина и других, в определенном смысле лишены последнего недостатка, однако их

практическая реализация сопряжена с определенными сложностями, делающими проблематичным их воплощение в обозримом будущем [21].

Требующим специального рассмотрения подходом к построению современных технологий управления полетом являются технологии, основанные на использовании межспутниковых измерительных средств. В качестве возможного измерительного средства при этом может быть использована аппаратура потребителя ГНСС GPS/ГЛОНАСС, позволяющая получить при ее установке на борту геостационарного КА беззапросные измерения псевдодальности и псевдоскорости до навигационно определяющегося КА, а также содержащуюся в радиосигналах цифровую информацию с метками высокоточной шкалы времени, эфемеридами КА, альманахом ГНСС.

## **1.2 ОЦЕНКА ВЕЛИЧИНЫ ПОГРЕШНОСТЕЙ, ВОЗНИКАЮЩИХ ПРИ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЯХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Основное противоречие настоящего этапа развития космических средств заключается с одной стороны в необходимости повышения качественного уровня решаемых с их помощью задач и с другой – сокращение затрат на различного рода обеспечение, в том числе и навигационное. Изменение и совершенствование технологий управления БНО определяет, в свою очередь, новые требования к НКУ, бортовому комплексу управления (БКУ), математическому и программному обеспечению решения баллистических задач на всех этапах баллистического обеспечения полета.

В качестве основных показателей эффективности применения той или иной технологии обычно выступают точность ИТНП, надежность решения задач навигационных определений КА и затраты на их проведение (экономичность) [17].

Погрешности определения любого текущего навигационного параметра КА можно трактовать как аддитивную сумму следующих групп ошибок:

- ошибок констант геодезической привязки измерительных средств и модели движения центра масс КА;
- атмосферных ошибок;
- временных привязок;
- методических погрешностей, приносимых как неадекватностью собственно математических моделей состояния, используемых на стадиях первичной и вторичной обработок измерительного сигнала, так и вычислительными погрешностями используемых методов и вычислительных средств решения задач навигационных определений;
- аппаратных ошибок;
- сигнальных погрешностей воздействия шумов в измерительных трактах и каналах, включая погрешности, обусловленные электромагнитной несовместимостью.

На текущем уровне информационного обеспечения полетов всех типов КА обычно используются следующие значения относительных случайных ошибок знания констант [17]: центральной силы тяготения Земли – 0,000004 %, полярного сжатия Земли – 0,0002 %, силы гравитационного притяжения Солнца – 0,005 %, силы светового давления – 3 %, силы гравитационного притяжения Луны – 0,03 %.

Учет погрешностей геодезической привязки антенн при использовании орбитальных измерительных средств (спутников систем космической навигации, спутников-ретрансляторов) осуществляется пересчетом указанных ошибок путем приведения их к погрешностям параметров движения этих средств на момент проведения измерений. Предельные погрешности привязки антенн к центру земного эллипсоида по широте, долготе и высоте принято считать не превосходящими 1 м.

Влияние на точность ИТНП КА таких возмущений, как отраженное световое давление, приливные деформации геоида, океанские приливы, а также поправки общей теории относительности ввиду их малости обычно не учитываются.

Атмосферные ошибки определяются, прежде всего, погрешностями знания плотности атмосферы, которая зависит от времени суток, времени года и состояния солнечной и геомагнитной активности.

В среднем на высотах порядка 400 км ошибки модели плотности атмосферы принято оценивать на уровне 5...7 %. Значения погрешностей привязки отдельных сеансов измерений к шкале системы единого времени (СЕВ) обычно оцениваются на уровне СКО систематической ошибки –  $0,1 \cdot 10^{-4}$  с; СКО случайной ошибки –  $0,1 \cdot 10^{-5}$  с.

Обобщенные характеристики требований к точности методического обеспечения моделей БНО различного целевого назначения (в эквивалентной максимальной ошибке дальности до КА, м), которые по существующим оценкам должны соответствовать следующим значениям (таблица 1.1) [17, 22].

Таблица 1.1 – Значения ошибок прогнозирования

Тип орбиты (высота, км)	Интервал ИТНП	Ошибка прогнозирования	
		краткосрочного	долгосрочного
< 2 000	0,005–0,010	0,010–0,050	0,20–0,800
2000 < H < 20 000	0,001–0,020	0,003–0,050	0,02–1,500
> 20 000	0,010–0,050	0,100–0,300	0,50–2,500

Аппаратурные погрешности каждого измерения складываются из систематической погрешности на всем цикле ИТНП (постоянной погрешности измерений во всей совокупности сеансов), систематической погрешности в единичном сеансе и случайной погрешности каждого единичного отсчета. Значения указанных погрешностей являются

индивидуальными характеристиками конкретных измерительных средств, указываемыми в качестве паспортных данных.

Сигнальные погрешности возникают в силу действия естественных шумов в приемном тракте. Их величина определяется энергетическим потенциалом радиолиний, используемыми методами модуляции, способами построения приемника и др.

Погрешности электромагнитной несовместимости, которые могут рассматриваться и как самостоятельные, определяются мешающим воздействием других электромагнитных средств. Наиболее существенное влияние они оказывают при постановке организованных (целенаправленных) помех.

### **1.3 ТРЕБОВАНИЯ К ТОЧНОСТИ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ НАВИГАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

Для существующих КА и систем все более актуальным становится расширение областей автономного функционирования. При этом качество БНО решения целевых задач заметно понижается, что, в свою очередь, в значительной мере уменьшает эффективность его применения.

В таблице 1.2 [17] приведены предельно допустимые ошибки определения положения КА различного назначения относительно номинальной (требуемой) орбиты.

Таблица 1.2 – Предельно допустимые ошибки определения положения КА

Космические системы и средства	Требования к предельным погрешностям координатного обеспечения, км	
	существующие	перспективные
Навигации	Не более 0,25	Не более 0,01
Разведки	Не более 5,00	Не более 0,05
Общехозяйственного и научного назначения, в том числе пилотируемые	Не более 8,50	Не более 1,30
Связи	Не более 12,00	Не более 2,00

Анализ данных показывает, что уровень требований в перспективе должен быть повышен по отношению к существующим системам в разы, а в ряде случаев более чем на порядок.

Сведения об обобщенных характеристиках требований к точности координатных измерений перспективных средств в форме эквивалентной предельной ошибки, заданной в метрах [22], приведены в таблице 1.3.

Таблица 1.3 – Обобщенные требования к характеристикам точности координатных измерений

Средства ИТНП		Наземные, м	Бортовые, м	Метрологические, м
Существующие	навигационные	3,0	Нет	0,15
	другого типа	50,0		1,00
Перспективные	навигационные	1,0	1,0	0,05
	другого типа	10,0	8,0	0,20

Эти данные свидетельствуют о наличии устойчивой тенденции повышения требований к точности ИТНП по сравнению с настоящим периодом в 3-5 и более раз.

#### **1.4 АНАЛИЗ СОВРЕМЕННЫХ ТЕНДЕНЦИЙ РАЗВИТИЯ**

##### **БОРТОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ АППАРАТУРЫ**

Задача определения и уточнения орбиты КА по результатам траекторных измерений имеет первостепенное значение во всем комплексе задач БНО управления полетом каждого КА. Результаты решения этой задачи и являются основой для прогнозирования движения КА, совершения динамических операций в космосе (коррекции, орбитальных переходов, сближения, спуска с орбиты), планирования и управления работой как бортовых систем, определяющих его целевое назначение, так и наземных средств командно-измерительного комплекса.

Основополагающие результаты в области задач определения и прогнозирования параметров движения КА изложены в работах Эльясберга П.Е.[1], Бажинова И.К., Почукаева В.Н.[2], Шебшаевича В.С.[3], Жданюка Б.Ф. [4] и др. и развиты в работах Цепелева А.В., Неволько М.П. (50 ЦНИИ КС МО), Бартенева В.А. (НПО ПМ), Толстикова А.С.[5], Забокрицкого А.В., Пасынкова В.В. [6], Гречкосеева А.К. [7–8] и др.

В отечественной и зарубежной практике построения бортового оборудования КА широкое применение находят автономные системы навигации (АСН), использующие сигналы ГНСС ГЛОНАСС, GPS, Галилео и др. При этом преимущество имеют системы, позволяющие осуществлять прием сигналов нескольких ГНСС для повышения надежности их функционирования [23].

Применение АСН в качестве бортового оборудования КА позволяет:

- обеспечить бортовую аппаратуру высокостабильной сеткой частот и времени;
- определить параметры движения центра масс КА в реальном масштабе времени;
- осуществить оперативный контроль за процессом проведения маневров на орбите;
- сократить количество и время проведения траекторных измерений наземными средствами, ограничив их проведение только на этапах испытаний и при возникновении нештатных ситуаций.

В состав АСН в качестве источников навигационных измерений, кроме того, предлагается включать, кроме многоканальных ГНСС-приемников, оптико-электронные датчики Земли, Солнца и звезд [13, 24] (рисунок 1.1), а также могут применяться и инерциальная система ориентации на электростатических (ЭСГ) (рисунок 1.2) и волоконно-оптических гироскопах (ВОГ) (рисунок 1.3).



Рисунок 1.1 – Внешний вид приборов астронавигации:  
*a* – БОКЗ-М; *б* – SED16/26



Рисунок 1.2 – Бескарданная инерциальная система на базе  
 электростатических гироскопов (блок чувствительных элементов  
 140×304×285 мм)



Рисунок 1.3 – Измеритель угловой скорости волоконно-оптический  
 с акселерометрами

Такая система должна обеспечивать точность определения периода обращения целевого КА на уровне единиц секунд. Анализ показывает, что

для достижения такой точности необходимо учитывать (помимо нецентральности гравитационного поля Земли) широкий спектр неконтролируемых факторов, таких, как гравитационное влияние Луны и Солнца, давление солнечного света, а также океанические приливы и приливы в твердом теле Земли. Одновременно необходимо учитывать широкий спектр инструментальных ошибок навигационных сенсоров, а также возможность влияния активных помех на работу бортового ГНСС-приемника. Кроме инерциальных и звездных датчиков, в навигационной системе КА на ГСО может быть использована также система на основе ориентации по рентгеновским пульсарам [36].

Особенность архитектуры системы [25], изображенной на рисунке 1.4, состоит в использовании модифицированного фильтра Калмана, который обрабатывает непосредственно выходные данные оптико-электронных сенсоров и ГНСС-приемника.



Рисунок 1.4 – Архитектура глубокоинтегрированной АСН

Интегрированная навигационная система КА на ГСО, использующая оптико-электронные сенсоры и многоканальный ГНСС-приемник,

обеспечивает точность навигации (СКО  $3\sigma$ ) порядка 6 с по периоду обращения.

Применение многоканальных ГНСС-приемников для высокоточного позиционирования и ориентации КА рассматривается во многих трудах как отечественных, так и зарубежных ученых. При этом используемые методы для КА на НО и ГСО разные – если для КА на НО работают классические методы спутниковой навигации, то для ГСО, в условиях видимости ограниченного числа НКА, эти методы неработоспособны. Как правило, в этом случае используются методы, учитывающие модели орбитального движения как самого КА, так и НКА. Алгоритмические вопросы автономного определения параметров орбитального движения КА по текущим оценкам параметров движения, формируемым бортовой навигационной аппаратурой потребителя, работающей по сигналам НКА, посвящены труды В.И. Миронова [26–27]. В этих трудах предлагается подвергать совместной статистической обработке полную выборку наблюдений на заданном временном интервале методом максимального правдоподобия. Аналитический расчет частных производных от измеряемых по оцениваемым параметрам позволил повысить оперативность расчетов примерно в 5 раз по сравнению с применением метода конечных разностей.

Мысливцев Т.О., Семенов А.А предложили вариант использования прямых оптимизационных процедур при оценке параметров орбиты КА с одновременной коррекцией модели действующих на КА сил, для обеспечения качественных показателей автономной навигации КА[28]. В качестве исходной информации для реализации рассматриваемых алгоритмов использовались одномоментные измерения бортовым ГНСС-приемником в виде вектора состояния КА в гринвичской системе координат.

Во многих трудах рассматриваются методы комплексирования многоканальных ГНСС-приемников и автономных навигационных систем, чаще всего инерциальных. Так, в [29] рассматривается комплексирование

микромеханических инерциальных датчиков и многоканального приемника ГЛОНАСС / GPS. Показано, что достигаемая точность навигации (стандартное отклонение) до 3 метров в плане, 10 метров в высоту, и  $0,5^\circ$  в угол ориентации. Архитектура предлагаемой комплексированной навигационной системы показана на рисунке 1.5.

Для ГСО немаловажным фактором для точности расчета орбиты является учет таких воздействий, как гравитационного поля Земли высокого порядка, гравитационных возмущений от Луны и Солнца, сил солнечного давления. В [30] рассматривается система автономной навигации КА по результатам измерений параметров его орбиты посредством АСН в окрестности перигея. Анализируется зависимость точности формируемой орбиты от характеристик динамического фильтра и точности бортовой модели движения КА, включающей в себя модели гравитационного поля Земли (ГПЗ) высокого порядка, гравитационных возмущений от Луны и Солнца, сил солнечного давления.

Представляются параметры динамического фильтра, обуславливающие минимизацию ошибки оценки параметров орбиты КА в окрестности апогея, оценивается точность формируемой орбиты.

Методы решения навигационных задач при помощи ГНСС-приемников в условиях разрывного радионавигационного поля и недостаточного количества наблюдаемых НКА основаны, чаще всего, на знании модели движения самого КА.

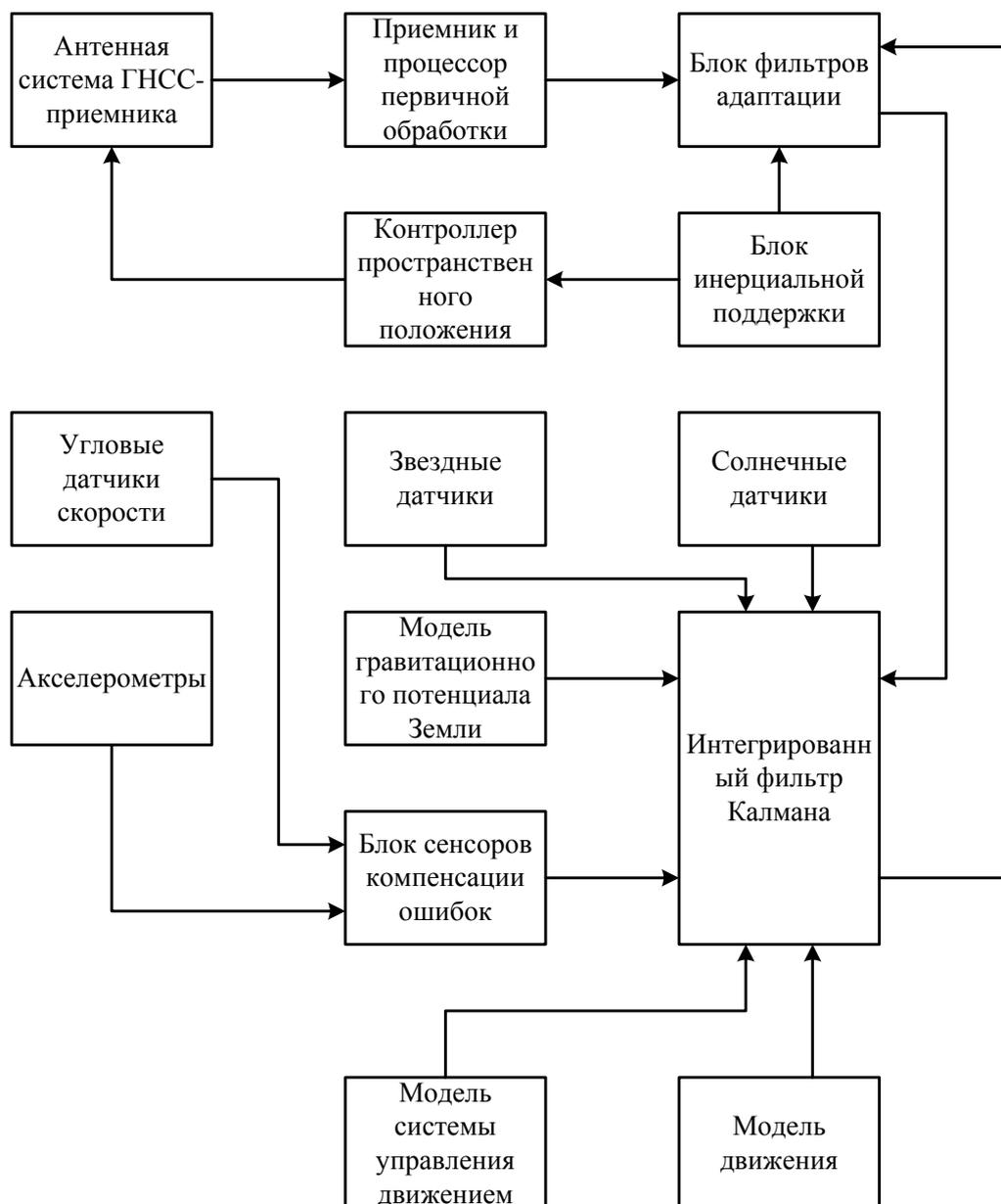


Рисунок 1.5 – Архитектура комплексированной навигационной системы

Так, в [31] показан метод космической навигации, основанный на знании орбитальной динамики КА и точности бортовой шкалы времени, которые могут обеспечить первую приближительную оценку, которая будет достаточно точной для приема навигационного сигнала. Предлагаемый ГНСС-приемник разработан для конкретного приложения и довольно сильно отличается от типичных наземных устройств. Его эксплуатация предполагается в крайне неблагоприятных условиях приема навигационного сигнала СРНС, в местах с малым количеством наблюдаемых НКА в условиях

недостаточного уровня принимаемого навигационного сигнала и его прерывистости. В этом случае ГНСС-приемник будет работать в режиме не слежения, а в так называемом режиме мгновенного снимка.

Использование ГНСС-приемников для навигации КА на орбитах, находящихся выше орбиты ГНСС (ГСО и ВЭО) так же рассматривается в [32]. С модернизацией GPS и развертыванием Галилео, а также с развивающимися технологиями ГНСС-приемников становится возможно использовать технологии ГНСС для КА на геостационарных и более высоких орбитах, оценены возможные факторы и их влияние на качество навигации. Статья [32] описывает возможности ГНСС-приемника и орбитального фильтра для автономного определения параметров орбиты КА, основных ожидаемых исполнений в различных миссиях, окружающей среды и архитектуры приемника. Представлены и подробно изучены с помощью программного обеспечения для моделирования наиболее важные факторы, влияющие на точность навигации. Кроме того, представлены основные результаты испытаний, иллюстрирующие достижимые точности для ГСО и ВЭО при различных конфигурациях аппаратуры ГНСС. Представленные результаты показывают, что использование ГНСС-приемников открывает новые возможности и высокую производительность для автономного определения параметров орбит, гарантируя экономические и эксплуатационные преимущества для следующего поколения КА на ГСО или ВЭО.

В работе [33] исследуются возможности ГНСС-приемников для космических аппаратов навигации на ГСО и ВЭО. Исследование основано на опыте, накопленном в EADS Astrium при разработке ГНСС-приемников для КА, а также требований и по средствам организованной обратной связи изготовителей и заказчиков КА. В результатах работы приведены основные алгоритмы бортовых навигационных приемников Mosaic GNSS и LION-Navigator.

В [34] приведены результаты экспериментов, проведенных на геостационарных КА, которые показали перспективность использования GPS для определения параметров КА на ГСО. С модернизацией GPS, ГЛОНАСС и развивающихся технологий ГНСС-приемника, ожидается резкое возрастание преимуществ этого метода. Основная трудность в применении GPS на ГСО является малое количество наблюдаемых НКА на этой высоте, что также затрудняет работу и по системе Beidou. В работе исследуется совместное созвездие двух систем, что улучшает возможности системы Beidou по навигации на ГСО. В работе исследуются возможности определения орбиты ГСО только с использованием системы Beidou и даются предложения для последующей модернизации структуры данной системы. Анализ эффективности использования системы Beidou для определения параметров движения КА на ГСО базируется на оценке возможности наблюдаемости необходимого количества НКА и возможной точности определения параметров орбиты. Результаты этого исследования показывают, что система Beidou обладает высокой потенциальной ценностью для КА на ГСО на конкретных орбитальных позициях.

В работе [35] описана навигационная система геостационарного экологического КА – R Series (GOES-R), который является погодным спутником следующего поколения NOAA. GOES-R использует ГНСС-приемник L1C/A GPS, работающий по сигналам главного и боковых лепестков. Качество и доступность GPS сигналов на ГСО сильно влияет на точность навигации. Для GOES-R программы требования к точности навигации в номинальном режиме КА, включая маневры, по уровню  $3\sigma$  составляют 75 м по направлениям вдоль орбиты и бинормали, и 100 м по радиусу. Так как маневры не моделируются в бортовом ПО ГНСС-приемника, во время маневра может значительно ухудшиться точность. Для проверки точностных характеристик ГНСС-приемника КА GOES-R в стационарном режиме и во время совершения маневров была разработана

методика испытаний, учитывающая модели созвездия GPS и видимость сигнала каждого НКА.

Анализ общего состояния дел в области космической навигации показывает, что в качестве первой реальной автономной навигационной системы будет использован, скорее всего, мультисистемный ГНСС-приемник, интегрированный с другими автономными системами. В рассматриваемой работе приведен алгоритм, основанный на фильтре Калмана, обрабатывающего фазовые измерения рентгеновских пульсаров и измеренные псевдодальности ГНСС-приемника. Моделирование показывает, что интеграция рентгеновской навигации и мультисистемного (ГЛОНАСС, GPS, GALILEO, COMPASS) ГНСС-приемника позволяет достичь более высокой точности в определении местоположения и скорости, чем по одной системе (таблица 1.4). Соответственно, надежность всей системы навигации может быть повышена путем интеграции, что делает систему особенно привлекательной для будущих КА.

Таблица 1.4 – Погрешности фильтрации различных режимов комплексирования для ГСО в позиции  $90^\circ$  в.д.

Режим комплексирования	Ошибки в оценке положения (м)	Ошибки в оценке скорости (м/с)
Односистемная ГНСС	99.947	0.021
Мультисистемная ГНСС	69.918	0.0173
Режим 1 Односистемная ГНСС + Рентгеновская навигация по одному пульсару	71.366	0.017
Режим 2 Мультисистемная ГНСС + Рентгеновская навигация по одному пульсару	41.319	0.012
Режим 3 Односистемная ГНСС + Рентгеновская навигация по четырем пульсарам	66.970	0.017
Режим 4 Мультисистемная ГНСС + Рентгеновская навигация по четырем пульсарам	40.286	0.013

На современном этапе развития ГНСС принимаются активные меры по увеличению точности и периода автономного функционирования самих ГНСС. Для решения этих задач НКА оснащаются аппаратурой МРЛ. В работе [37] представлен способ определения местоположения, использующий сигналы МРЛ GPS (рисунок 1.6). Межспутниковые измерения и информационный обмен предназначены для решения задач автономного эфемеридно-временного обеспечения, передачи информации о целостности системы GPS, глобального оперативного управления и контроля функционирования НКА.

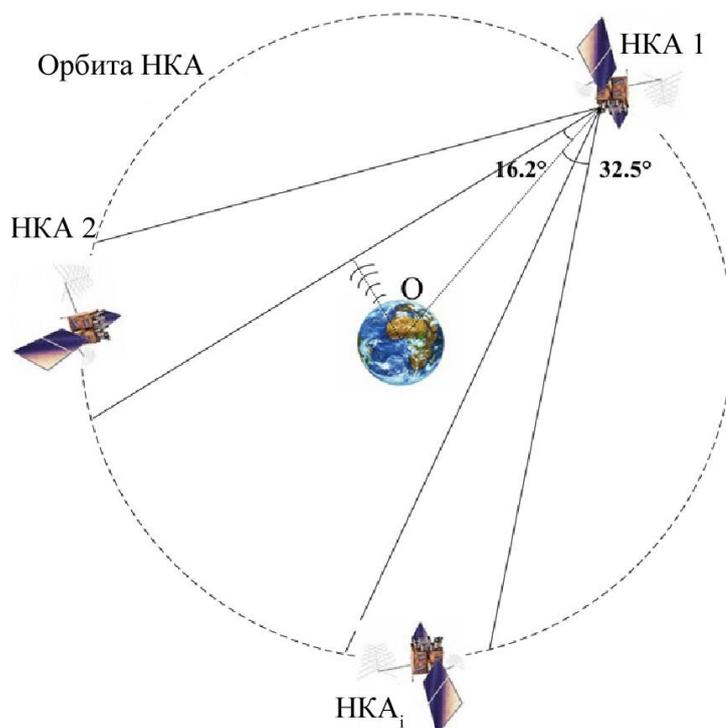


Рисунок 1.6 – Угловые диапазоны диаграммы направленности антенны МРЛ НКА GPS, позволяющие осуществлять межспутниковые измерения

Для решения данных задач на борту НКА начиная с «Глонасс-М» устанавливается МРЛ(рисунок 1.7), которая должна выполнять следующие функции:

- формирование и передача широкополосных измерительных сигналов (ШИС) для приема их на всех НКА «Глонасс», находящихся в зоне радиовидимости излучающего аппарата;
- прием ШИС от всех излучающих КА, находящихся в зоне радиовидимости принимающего аппарата;
- измерение временного сдвига принимаемых ШИС относительно местной шкалы времени и измерение псевдодальностей и псевдоскоростей;
- передача и прием измерительной и эфемеридно-временной информации.

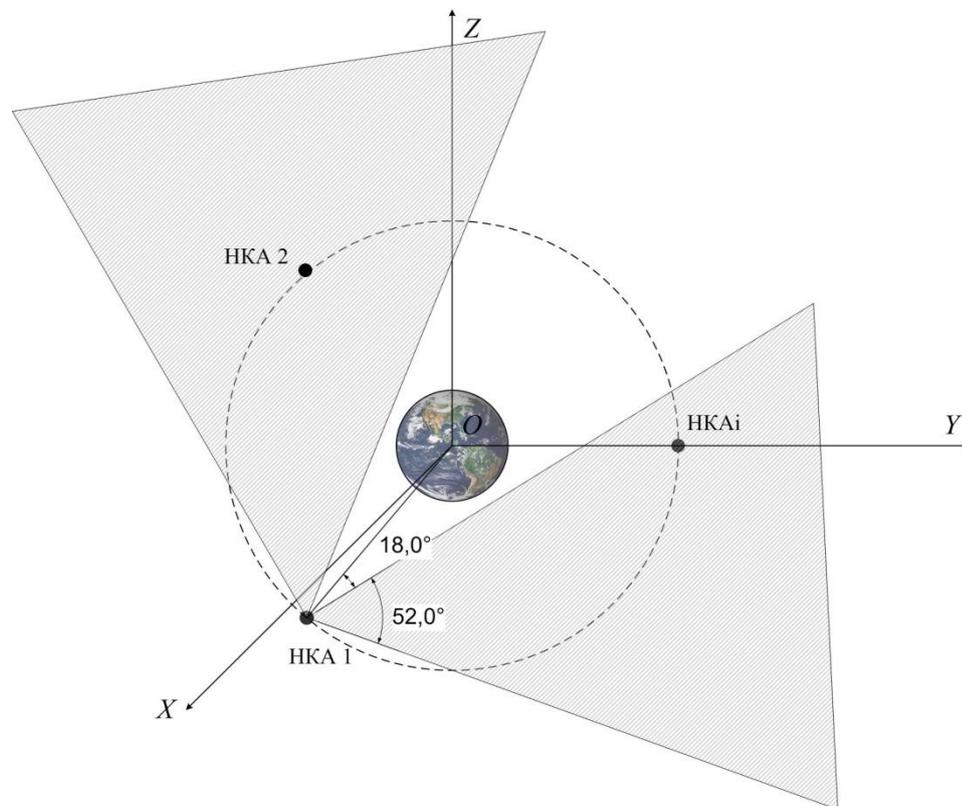


Рисунок 1.7 – Угловые диапазоны диаграммы направленности антенны МРЛ НКА ГЛОНАСС

Проведенный расчет количества наблюдаемых НКА на базе компьютерной модели навигационного поля в заданной точке орбиты космических аппаратов на геостационарных орбитах описанной в главе 4 раздел 4.1.2, показал следующие далее результаты. Процентное соотношение количества видимых НКА для геостационарного спутника при различных

режимах высокоточной навигации, представлено на рисунке 1.8.

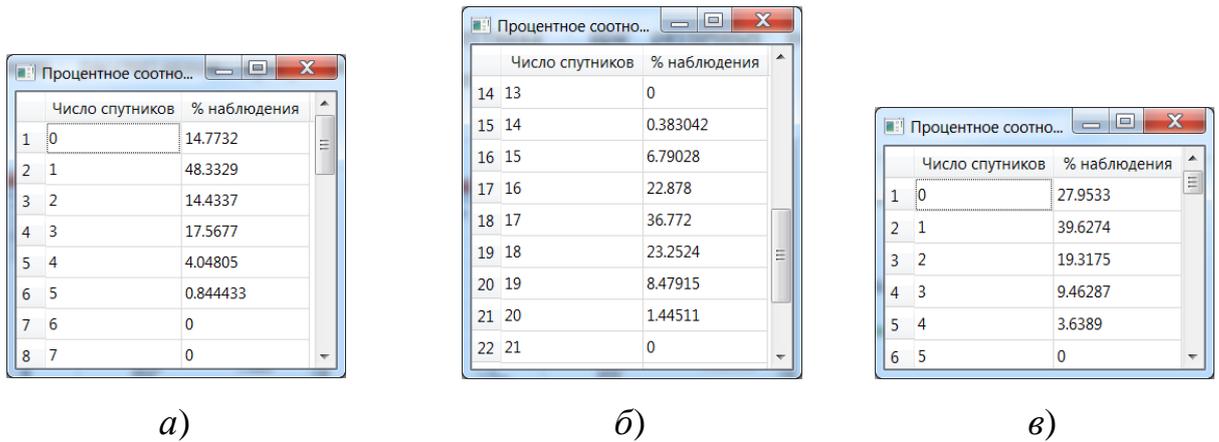


Рисунок 1.8 – Процентное соотношение видимых НКА:

*а* – для сигнала на частоте L1 ГЛОНАСС-К;

*б* – ГЛОНАСС по сигналам МРЛ; *в* – по сигналам GPS

Дополнительно в результате работы программы, кроме графической информации, отображаемой на графической панели, сформировались текстовые файлы с выходными данными, которые затем были обработаны для построения графиков, отражающих общую видимость НКА для КА на ГСО на 8-ти суточном интервале времени наблюдения рисунок 1.9.

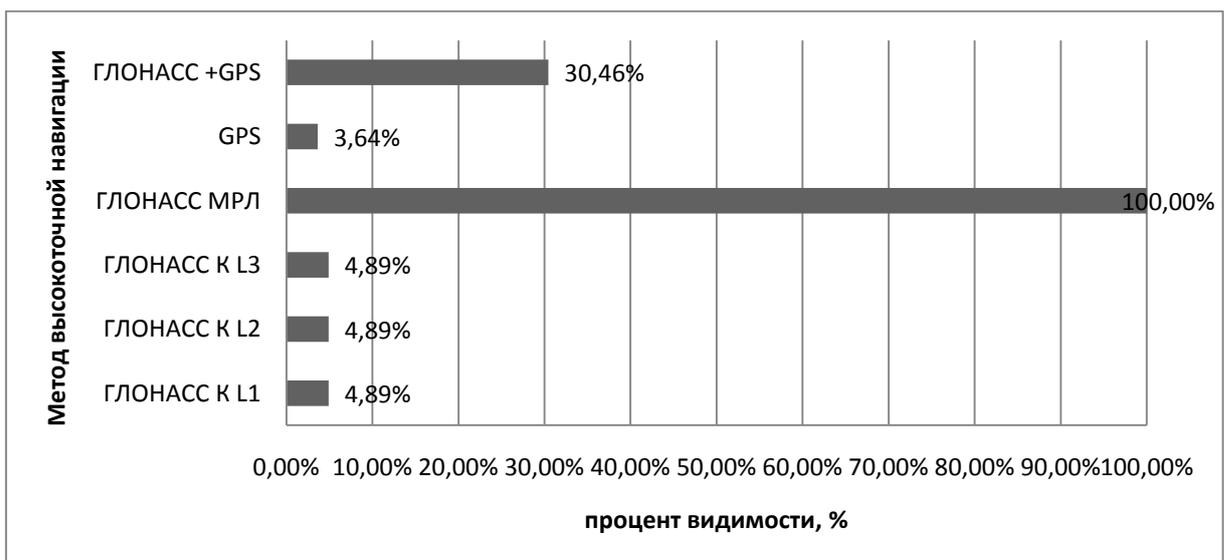


Рисунок 1.9 – Процент видимости 4-х и более НКА на 8-суточном интервале времени наблюдения для КА на ГСО

По результатам выбора метода высокоточной навигации по критерию максимума количества одновременно наблюдаемых НКА из точек стояния КА на ГСО сделан следующий выбор для ГСО – метод с использованием сигналов МРЛ, при невозможности использования этих сигналов необходимо производить измерения при разрывном навигационном поле с использованием периодов видимости достаточного количества НКА;

Хотя предложенный алгоритм не сопоставим по точности с измерениями при помощи НКУ, но он имеет такие преимущества, как более высокую доступность и быструю реакцию. Так как межспутниковые каналы передачи данных являются одним из основных характеристики современных НКА, было бы полезно их использовать в перспективной спутниковой навигационной системе.

Подводя краткие итоги проведенному исследованию, систематизируем применяемые методы высокоточной навигации КА на ГСО при помощи многоканальных ГНСС-приемников.

Одним из основных путей развития навигационных систем является комплексирование ГНСС-приемников и навигационных систем, действующих на других принципах: оптико-электронные датчики Земли, Солнца и звезд; инерциальные системы ориентации на электростатических и волоконно-оптических гироскопах; микромеханических инерциальных датчиков; датчиков рентгеновского излучения от пульсаров. Этот способ дает достаточно хорошие результаты, но при этом дополнительные автономные навигационные датчики увеличивают общий вес платформы, ее энергопотребление, кроме того, существенно увеличивается общая стоимость навигационной системы.

Немалое значение в литературе отводится алгоритмическим методам определения местоположения КА на ГСО, использующим в условиях недостаточного количестве видимых НКА модели движения самого КА. Данные методы позволяют проводить измерения даже по одному видимому

НКА, но не одномоментно, а за определенный промежуток времени. Однако, несмотря на только алгоритмическое решение задачи, не приводящее к увеличению массогабаритных показателей и показателей энергопотребления, данный метод обладает невысокой точностью.

Практически все методы навигации при помощи ГНСС-приемников используют все спутниковые навигационные системы – ГЛОНАСС, GPS, GALILEO, COMPASS. Использование всех систем позволяет проводить даже одномоментные измерения. Однако полностью развернутыми являются только две системы – ГЛОНАСС и GPS. GALILEO и COMPASS находятся на стадии развертывания и их использование пока еще не представляется возможным. Кроме того, разница шкал времени различных систем приводит к необходимости увеличения числа одновременно наблюдаемых НКА.

Одним из путей увеличения точности и стабильности проведения измерений при помощи ГНСС-приемников на ГСО является увеличение периода видимости НКА за счет приема навигационных сигналов, излучаемых антенной системой бортового источника навигационных сигналов НКА по боковым лепесткам. Перспективность данного метода существенно снижается по причине того, что навигационные сигналы, излучаемые боковыми лепестками диаграммы направленности, имеют очень низкий уровень. Кроме того, практически невозможно рассчитать с достаточной точностью этот уровень для НКА, уже находящихся на орбите, поскольку наземными средствами эти сигналы принять достаточно трудно.

Наиболее перспективным путем развития высокоточных навигационных измерений при помощи многоканальных ГНСС-приемников для КА, находящихся на ГСО, является использование сигналов МРЛ. Современные НКА ГНСС ГЛОНАСС «Глонасс-М», «Глонасс-К» и «Глонасс-К2» оснащены системой МРЛ. Этот метод позволяет, практически не усложняя аппаратуру, резко увеличить точность навигационных определений.

## 1.5 ПОСТАНОВКА НАУЧНОЙ ЗАДАЧИ

Методы определения координат и углов пространственной ориентации объектов при помощи ГНСС-приемников для наземных потребителей достаточно хорошо изучены, аппаратура, реализующая эти методы с различной степенью точности, производится серийно. Однако прямой перенос методов, разработанных для наземных потребителей, для применения в бортовой навигационной аппаратуре КА невозможен. На геостационарных орбитах основная проблема применения ГНСС-приемников заключается в малом количестве одновременно наблюдаемых НКА и низком энергетическом потенциале радиолинии НКА – КА, обусловленном большим расстоянием между ними.

Традиционные методы определения координат и пространственной ориентации, применяемые в наземных приемниках, не подходят для применения на геостационарных КА и требуется разработка новых методов, ориентированных на характеристики ГЛОНАСС нового поколения, имеющих в своем составе бортовую аппаратуру межспутниковых измерений, для использования межспутниковых и беззапросных измерений применительно к ГСО.

Таким образом, существует актуальная задача повышения точности определения параметров движения и параметров ориентации КА на ГСО в бортовой радионавигационной системе с ГНСС-приемником, из которой вытекает научная задача, решаемая в диссертации, – разработка и исследование новых методов определения движения КА на ГСО в бортовых ГНСС-приемниках с использованием МРЛ ГЛОНАСС.

**Целью диссертационной работы** является повышение точности определения движения геостационарных КА на основе применения в бортовой радионавигационной системе методов высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации с использованием навигационных сигналов и сигналов МРЛ ГЛОНАСС.

Для достижения поставленной цели решены следующие **задачи**:

- исследованы направления развития методов и средств высокоточной навигации в бортовой радионавигационной системе геостационарных КА в целях повышения ее точности;

- разработаны методы высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА на ГСО в бортовых многоканальных ГНСС-приемниках с использованием сигналов межспутниковой радиолинии ГЛОНАСС;

- разработаны компьютерные модели, позволяющие обеспечить проведение экспериментальных исследований разработанных методов и алгоритмов высокоточной навигации КА на ГСО.

- создан программно-аппаратный комплекс для исследования методов высокоточной навигации КА на основе разработанных компьютерных моделей и аппаратной части с использованием макета многоканального ГНСС-приемника, имитатора сигналов ГЛОНАСС/GPS и измерительной аппаратуры.

- проведены экспериментальные исследования разработанных методов и алгоритмов на основе математического моделирования с привлечением реальных измерений макетов аппаратуры.

## **1.6 Выводы по главе 1**

Подводя краткие итоги аналитического обзора научно-технической, нормативной, методической литературы в области методов и средств высокоточной навигации при помощи ГНСС-приемников можно сделать вывод, что применение в бортовой аппаратуре КА ГНСС-приемников встречает ряд серьезных трудностей. Одной из основных проблем применения их на ГСО является малое количество одновременно наблюдаемых НКА. Решением этой проблемы занимаются многие ученые мира и основными направлениями являются:

- комплексирование ГНСС-приемников с навигационными системами, работающими на других физических принципах;
- использование мультисистемных ГНСС-приемников;
- использование алгоритмических методов решения навигационной задачи;
- использование сигналов МРЛ.

Для КА, находящихся на ГСО и оснащенных ГНСС-приемниками, также одной из важнейших проблем является низкая помехоустойчивость, обусловленная малым уровнем навигационных сигналов.

Подводя итог вышесказанному:

1. На геостационарных КА измерение координат и пространственной ориентации при помощи ГНСС-приемников осуществляется в единичных случаях, на отдельных КА. В основном ГНСС-приемники в этом случае играют вспомогательную роль, основная нагрузка по навигационному обеспечению ложится на автономные навигационные системы, как правило, инерциальные или с использованием звездных датчиков, а также на наземный комплекс управления.

2. Рассмотрены основные направления повышения автономности функционирования геостационарных КА, основанных на использовании высокоточных навигационных измерений:

- использование интегрированных навигационных систем на основе ГНСС-приемников и автономных навигационных систем (инерциальных, звездных датчиков и т.п.);

- автономное использование многоканальных ГНСС-приемников, при этом непрерывность и высокая точность измерений получается, как правило, за счет использования алгоритмических методов, основанных на знании моделей движения как КА на ГСО, так и НКА;

- оснащение многоканальных ГНСС-приемников каналом для приема сигналов МРЛ как НКА ГЛОНАСС, так и НКА GPS; разработка методов обработки межспутниковых измерений по каналу МРЛ;

3. Определен объект и поставлена цель исследования – повышение точности определения движения геостационарных КА на основе применения в бортовой радионавигационной системе методов высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации с использованием навигационных сигналов и сигналов МРЛ ГЛОНАСС.

4. Определен предмет и сформулирована научная задача исследования – разработка и исследование новых методов определения движения КА на ГСО в бортовых ГНСС-приемниках с использованием МРЛ ГЛОНАСС.

## **2 РАЗРАБОТКА МЕТОДА ВЫСОКОТОЧНОЙ НАВИГАЦИИ И ИЗМЕРЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИИ КА НА ГСО С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГНСС-ПРИЕМНИКОВ**

### **2.1 ВЫРАБОТКА КОНЦЕПЦИИ ФОРМИРОВАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МЕТОДОВ ВЫСОКОТОЧНОЙ НАВИГАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ГСО**

Для разработки концепции формирования перспективных методов высокоточной навигации КА на ГСО определим исходные условия, в которых должен работать многоканальный ГНСС-приемник. К этим исходным условиям относятся:

- энергетический потенциал радиолинии НКА – КА на ГСО по навигационному каналу и каналу МРЛ;

- потенциальная точность измерения кодовой и фазовой псевдодальности по навигационному каналу и каналу МРЛ.

#### **2.1.1 Исходные данные, необходимые для расчета энергетического потенциала радиолинии «НКА – КА на ГСО»**

##### ***2.1.1.1 Частотный план***

Номинальные значения несущих частот навигационных радиосигналов НКА ГЛОНАСС в частотных поддиапазонах  $L_1$  и  $L_2$  в соответствие с интерфейсным контрольным документом [38] определяются следующими выражениями:

$$\begin{aligned} f_{K1} &= f_{01} + K\Delta f_1, \\ f_{K2} &= f_{02} + K\Delta f_2, \end{aligned} \tag{2.1}$$

где:  $K$  – номера несущих частот навигационных радиосигналов, излучаемых НКА в частотных поддиапазонах  $L_1$  и  $L_2$ , соответственно;

$$f_{01} = 1\ 602\ \text{МГц}; \Delta f_1 = 562,5\ \text{кГц}, \text{ для поддиапазона } L_1;$$

$$f_{02} = 1\ 246\ \text{МГц}; \Delta f_2 = 437,5\ \text{кГц}, \text{ для поддиапазона } L_2.$$

Распределение номинальных значений несущих частот  $f_{K1}$  и  $f_{K2}$  по номерам  $K$  приведено в таблице 2.1. Для каждого НКА рабочие частоты

поддиапазонов  $L_1$  и  $L_2$  когерентны и формируются от общего стандарта частоты. Номинальное значение частоты этого стандарта, с точки зрения наблюдателя, находящегося на поверхности Земли, равно 5,0 МГц. Для компенсации релятивистских эффектов частота, формируемая бортовым стандартом частоты, с точки зрения наблюдателя, находящегося на НКА, смещена относительно 5,0 МГц на относительную величину  $\Delta f/f = -4,36 \times 10^{-10}$  или  $\Delta f = -2,18 \times 10^{-3}$  Гц, то есть, равна 4,99999999782 МГц (величины даны для номинального значения высоты орбиты НКА, равного 19 100 км).

Таблица 2.1 – Распределение несущих частот поддиапазонов  $L_1$  и  $L_2$ .

№ литеры	Номинал частоты в поддиапазоне $L_1$ , МГц	№ литеры	Номинал частоты в поддиапазоне $L_2$ , МГц
06	1 605,375	06	1 248,625
05	1 604,8125	05	1 248,1875
04	1 604,25	04	1 247,75
03	1 603,6875	03	1 247,3125
02	1 603,125	02	1 246,875
01	1 602,5625	01	1 246,4375
00	1 602,0	00	1 246,0
-01	1 601,4375	-01	1 245,5625
-02	1 600,8750	-02	1 245,1250
-03	1 600,3125	-03	1 244,6875
-04	1 599,7500	-04	1 244,2500
-05	1 599,1875	-05	1 243,8125
-06	1 598,6250	-06	1 243,3750
-07	1 598,0625	-07	1 242,9375

Отношение рабочих частот  $L_1$  и  $L_2$ , излучаемых определенным НКА, составляет  $f_{K2}/f_{K1} = 7/9$ . Фактические значения несущих частот радиосигналов каждого НКА могут отличаться от номинальных значений  $f_K$  на относительную величину, не превышающую  $\pm 2 \times 10^{-11}$ .

Несущая частота поддиапазона  $L_3$ , в котором излучаются сигналы НКА «Глонасс-К», составляет  $(1202,0250 \pm 10,46)$  МГц.

В МРЛ используется частотное, кодовое и временное разделение сигналов. Все 24 НКА разбиты на 4 группы по 6 НКА. Каждой группе выделен фиксированный временной интервал для работы в режиме передачи. Внутри группы сигналы НКА различаются кодами, модулирующими сигнал несущей частоты. Таким образом, на передачу одновременно работают 6 НКА, каждый своим модулирующим кодом. Для передачи сигналов МРЛ используется 7 литерных частот, причем на каждой литерной частоте используется своя псевдослучайная последовательность (ПСП). Длительность сеанса составляет 20 с, который разделен на 4 временных интервала по 5 с. В каждом временном интервале производится передача сигнала двумя антиподными НКА в каждой плоскости, остальные НКА в этом временном интервале ведут прием сигнала. 7-я литерная частота используется для связи с наземной станцией контроля и управления (НСКУ). МРЛ работает по жесткой циклограмме. На каждом НКА 5 с. – передача сигнала в своем временном интервале, 15 с – прием. Циклы повторяются в течение 5 мин. Далее следует 10-минутный перерыв [39].

### ***2.1.1.2 Основные параметры бортовой аппаратуры НКА***

#### *2.1.1.2.1 Бортовой источник навигационных радиосигналов и радиосигналов МРЛ*

Бортовой источник навигационных радиосигналов (БИНРС) НКА «Глонасс-К» предназначен для формирования и излучения высокостабильных навигационных радиосигналов в трех частотных диапазонах –  $L_1$ ,  $L_2$  и  $L_3$ .

Технические характеристики БИНРС[39]:

- а) диапазон частот 1 597–1 621 МГц (канал  $L_1$ ), 1 241–1 261 МГц (канал  $L_2$  и  $L_3$ );
- б) излучаемая мощность 64–80 Вт (канал  $L_1$ ), 20–40 Вт (канал  $L_2$  и  $L_3$ );
- в) энергопотребление не более 530 Вт;
- г) масса не более 88 кг.

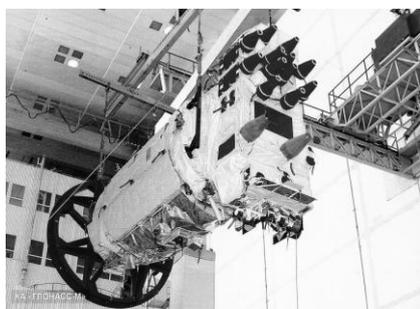
Передающее устройство МРЛ НКА «Глонасс-К» предназначено для формирования и передачи широкополосных измерительных сигналов.

Выходной усилитель мощности МРЛ имеет следующие параметры:

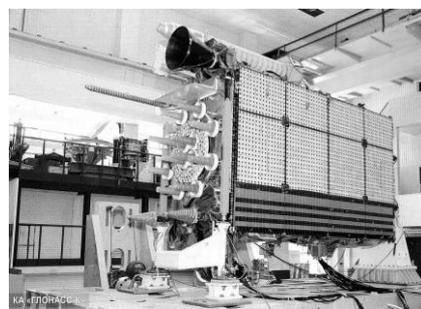
- центральная частота – 2 212,5 МГц;
- полоса пропускания –  $\pm 20$  МГц;
- выходная мощность – не менее 75 Вт (70 Вт на входе антенны);
- коэффициент усиления – 39 дБ.

#### 2.1.1.2 Антенно-фидерная система навигационной радиолинии

Антенно-фидерная система (АФС) НКА «Глонасс-К» предназначена для передачи электромагнитной энергии навигационных сигналов на частотах  $L_1$ ,  $L_2$  и  $L_3$  в заданном направлении и включает в себя: излучатели (12 шт.), блок делительный (4 шт.), делитель, кабели. Конструктивно АФС представляет собой решетку, состоящую из двух групп спиральных излучателей: центральной (4 излучателя) и периферийной кольцевой (8 излучателей на кольце диаметром 850 мм)[39] (рисунок 2.1).



а)



б)

Рисунок 2.1 – Внешний вид антенной системы НКА ГЛОНАСС:

а) – НКА «Глонасс-М»; б) – НКА «Глонасс-К»

Излучатели объединены в четыре излучающих модуля, каждый из которых состоит из трех излучателей (один из центральной группы и два ближайших из периферийной) и делительного блока. Такая антенная решетка обеспечивает одновременную работу на частотах  $L_1$ ,  $L_2$  и  $L_3$ , подавление

побочных излучений, а также оптимальное распределение энергии в диаграмме в целях обеспечения равенства парциальных сигналов при приеме на поверхности Земли – в центре ДН антенны усиление меньше на 2 дБ, чем на краю диаграммы (рисунки 2.2 и 2.3).

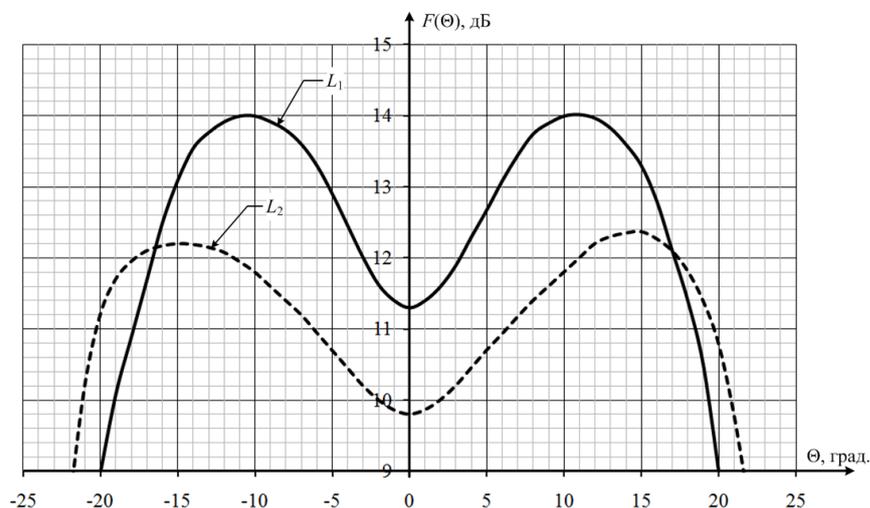


Рисунок 2.2 – Примерный вид ДН  $F(\Theta)$  бортовой антенны НКА «Глонасс-М»

Диаграмма направленности антенны МРЛ НКА «Глонасс» конусообразная с провалом, направленным на центр Земли, что обеспечивает одинаковую мощность сигналов, принимаемых от всех видимых спутников. На рисунке 2.4 приведена примерная форма ДН антенны МРЛ в зависимости от угла  $\Theta$ , отсчитываемого от оси, направленной от НКА «Глонасс» к центру Земли [39].

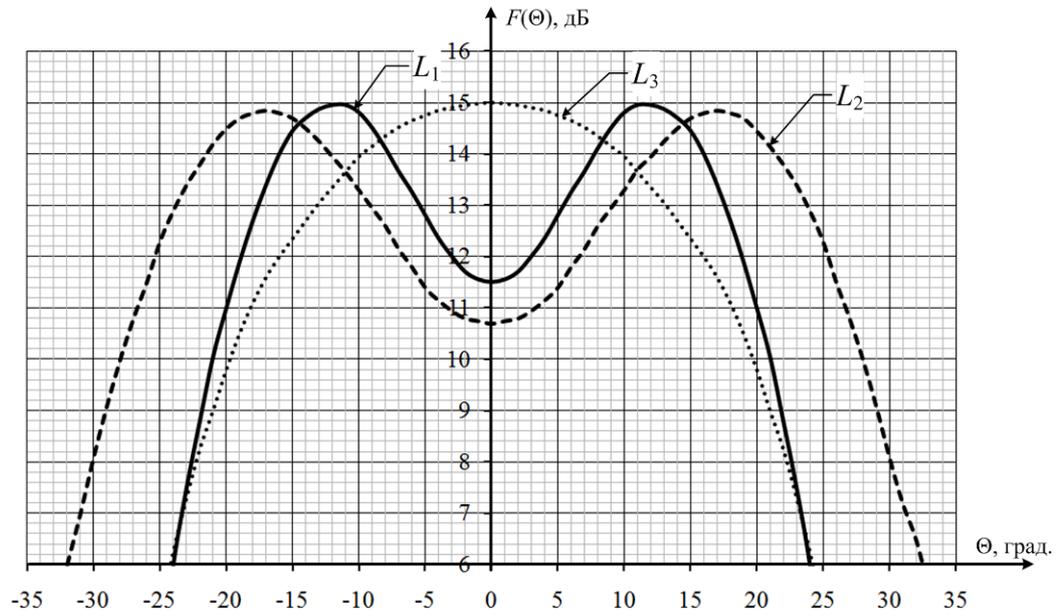


Рисунок 2.3 – Примерный вид ДН  $F(\Theta)$  бортовой антенны НКА «Глонасс-К»

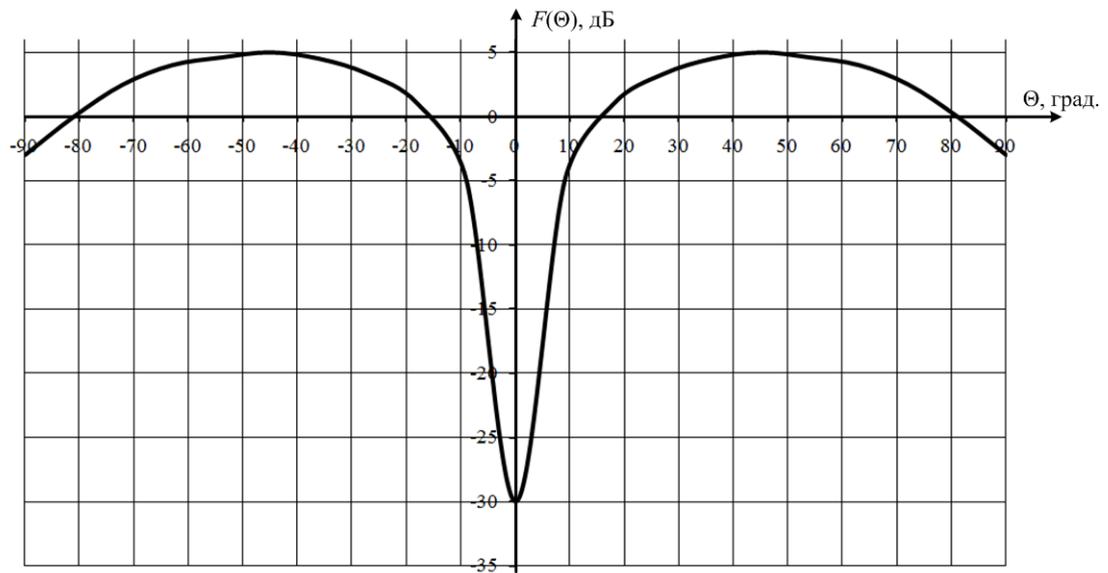


Рисунок 2.4 – Примерный вид ДН  $F(\Theta)$  антенны МРЛ НКА ГЛОНАСС

Произведем детальный расчет энергетических характеристик радиолинии «НКА – КА на ГСО».

## 2.1.2 Расчет энергетического потенциала радиолинии «НКА – КА на ГСО» по навигационному каналу

### 2.1.2.1 Исходные соотношения для расчета энергетических характеристик

Мощность сигнала  $P_C$ , принимаемого антенной с эффективной площадью  $S_{пр}$  на расстоянии  $R$  от источника излучения для источника с изотропной излучающей антенной в безвоздушном пространстве определяется из выражения

$$P_C = \frac{P_{пер}}{4\pi R^2} S_{пр}, \quad (2.2)$$

где  $P_{пер}$  – мощность передающего устройства, Вт;

$S_{пр}$  – эффективная площадь приемной антенны, м<sup>2</sup>.

Для источника электро-магнитного излучения(ЭМИ), антенна которого обладает усилением  $G_{пер}$  в направлении  $R$

$$P_C = \frac{P_{пер} G_{пер}}{4\pi R^2} S_{пр}. \quad (2.3)$$

Эффективная площадь антенны является параметром, характеризующим качество антенн. Чтобы перейти от площади антенны к коэффициенту усиления  $G_{пр}$ , можно воспользоваться формулой

$$S_{пр} = \frac{G_{пр}}{4\pi} \lambda^2, \quad (2.4)$$

где  $\lambda$  – длина волны излучаемого сигнала, м.

В этом случае с учетом (2.4) и того, что  $\lambda = \frac{c}{f}$ , где  $f$  – несущая частота излучаемого сигнала, а  $c$  – скорость света ( $c = 299\,792\,458$  м/с), формула (2.2) запишется в следующем виде:

$$P_C = \frac{P_{пер} G_{пер} G_{пр}}{L}. \quad (2.5)$$

где  $L = (4\pi)^2 R^2 \left(\frac{f}{c}\right)^2$  – затухание сигнала в свободном пространстве,

или, в логарифмической форме:

$$10\lg(P_C) = 10\lg(P_{\text{пер}}) + 10\lg(G_{\text{пер}}) + 10\lg(G_{\text{пр}}) - 10\lg(L). \quad (2.6)$$

Реальная чувствительность приемного устройства зависит от мощности собственных шумов приемника и шумов радиолинии, которая определяется следующим образом:

$$P_{\text{ш}} = k \cdot \Delta f \cdot T_{\text{шэкв}}, \quad (2.7)$$

где  $k$  – постоянная Больцмана,  $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$  Вт/Гц·°К;

$\Delta f$  – полоса пропускания приемного тракта, Гц;

$T_{\text{шэкв}}$  – эквивалентная шумовая температура приемного устройства, °К:

$$T_{\text{шэкв}} = T_{\text{шл}} + T_{\text{шпр}}, \quad (2.8)$$

где  $T_{\text{шл}}$  – эквивалентная температура шума линии связи, °К;

$T_{\text{шпр}}$  – эквивалентная температура шума приемного устройства, пересчитанная к его входу, °К.

При расчетах энергетических характеристик нас больше интересует не мощность принимаемого полезного сигнала, а отношение сигнал/шум на входе приемного устройства  $P_C/P_{\text{ш}}$ , величина которого определяется исходя из заданной вероятности сбоя символа в радиолинии. Разделим обе части выражения (2.5) на (2.7)

$$\frac{P_C}{P_{\text{ш}}} = \frac{P_{\text{пер}} G_{\text{пер}} G_{\text{пр}}}{k \Delta f T_{\text{шэкв}} L}, \quad (2.9)$$

или, в логарифмической форме:

$$10\lg\left(\frac{P_C}{P_{\text{ш}}}\right) = 10\lg(P_{\text{пер}}) + 10\lg(G_{\text{пер}}) + 10\lg(G_{\text{пр}}) - \\ - (10\lg(k) + 10\lg(\Delta f) + 10\lg(T_{\text{шэкв}}) + 10\lg(L)). \quad (2.10)$$

Отношение сигнал/шум, как было указано выше, задается исходя из вероятности приема сбойного символа, мощность бортового передающего устройства также задана. Эквивалентная шумовая температура приемного устройства зависит, прежде всего, от особенностей его конструкции.

Проанализируем зависимость мощности навигационного сигнала, принимаемого ГНСС-приемником, размещенного на КА на ГСО, в зависимости от угла наблюдения НКА, коэффициента усиления передающей антенны и затухания сигнала в свободном пространстве. При этом будем считать, что прием ведется на антенну, обладающую усилением только в одной полусфере, то есть коэффициент усиления равен 3 дБ.

### ***2.1.2.2 Влияние коэффициента усиления передающей антенны навигационного сигнала НКА***

Рассчитаем зависимость угла излучения  $\Theta$  передающей антенны навигационного сигнала НКА относительно нормали в направлении на КА на ГСО при различных углах места  $\varepsilon$  наблюдения НКА (рисунок 2.5).

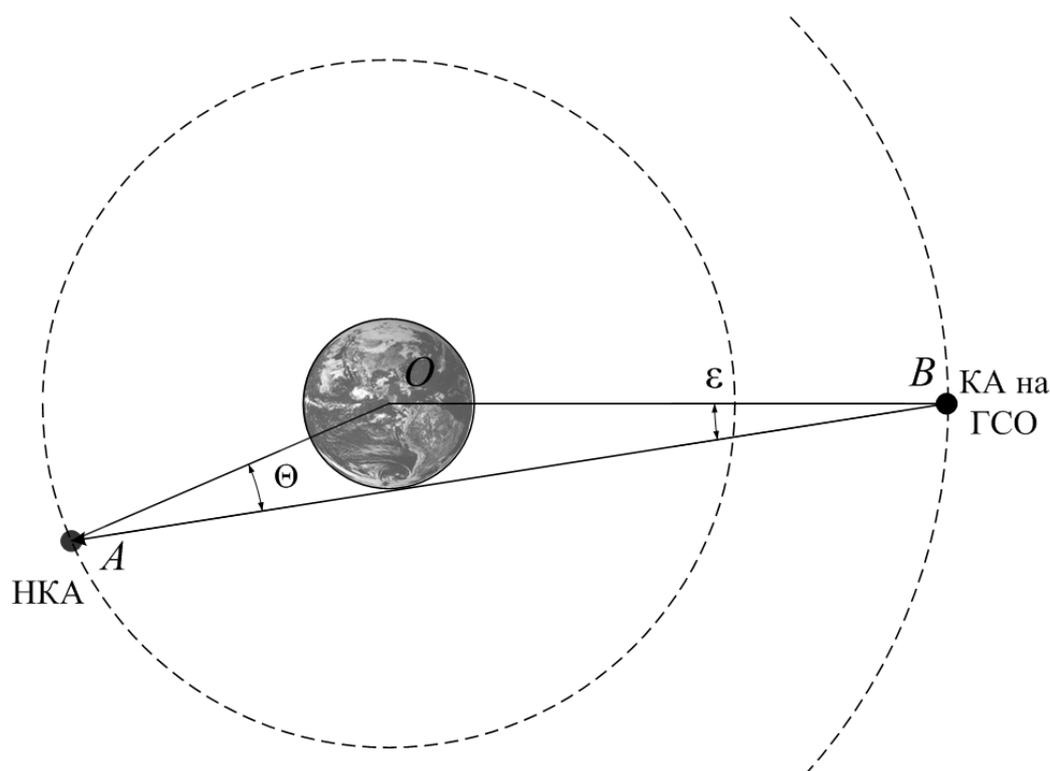


Рисунок 2.5 – Взаимное положение НКА и КА на ГСО

Пусть на ГСО в точке  $B$  находится КА. В таком случае с этой точки НКА будет наблюдаться под углом места  $\varepsilon$  относительно линии, направленной в центр Земли. Угол излучения  $\Theta$  находим из решения

косоугольного треугольника  $AOB$ , у которого известны две стороны –  $OB$  (сумма радиуса Земли и высоты ГСО  $H_{\text{ГСО}} = 42\,164\,000$  м) и  $OA$  (сумма радиуса Земли и высоты НКА  $H_{\text{НКА}} = 25\,478\,000$  м). Минимальный угол  $\varepsilon$ , при котором становится возможен прием навигационных сигналов на ГСО, то есть такой угол, при котором НКА выходит из тени Земли, равен  $8,6^\circ$ .

При решении указанного треугольника воспользуемся теоремой синусов:

$$\sin \Theta = \frac{H_{\text{ГСО}} \sin \varepsilon}{H_{\text{НКА}}}. \quad (2.11)$$

Зависимость угла излучения бортовой антенны НКА в направлении КА на ГСО  $\Theta$  от угла  $\varepsilon$  приведена на рисунке 2.6.

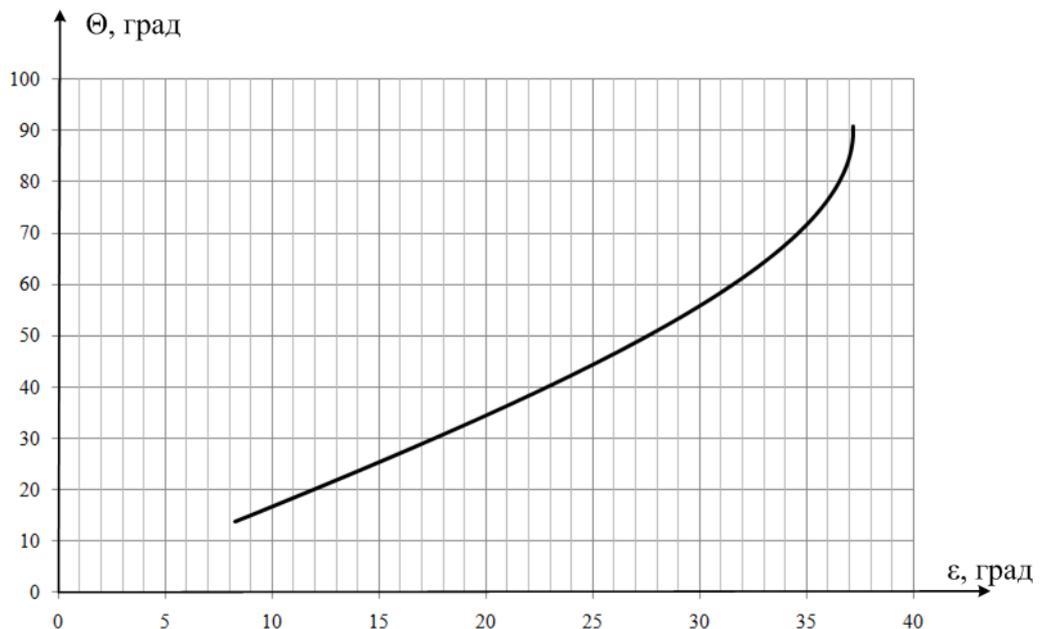


Рисунок 2.6 – Зависимость угла излучения антенны НКА от угла  $\varepsilon$

Используя данные о ДН бортовой антенны НКА «Глонасс-М» и «Глонасс-К», приведенные на рисунках 2.2 и 2.3, произведем расчет коэффициента усиления бортовой антенны НКА в зависимости от угла  $\varepsilon$ . На рисунке 2.7 приведена зависимость коэффициента усиления бортовой

антенны НКА «Глонасс-М» на частотах  $L_1$ ,  $L_2$  в направлении КА на ГСО от угла  $\varepsilon$ .

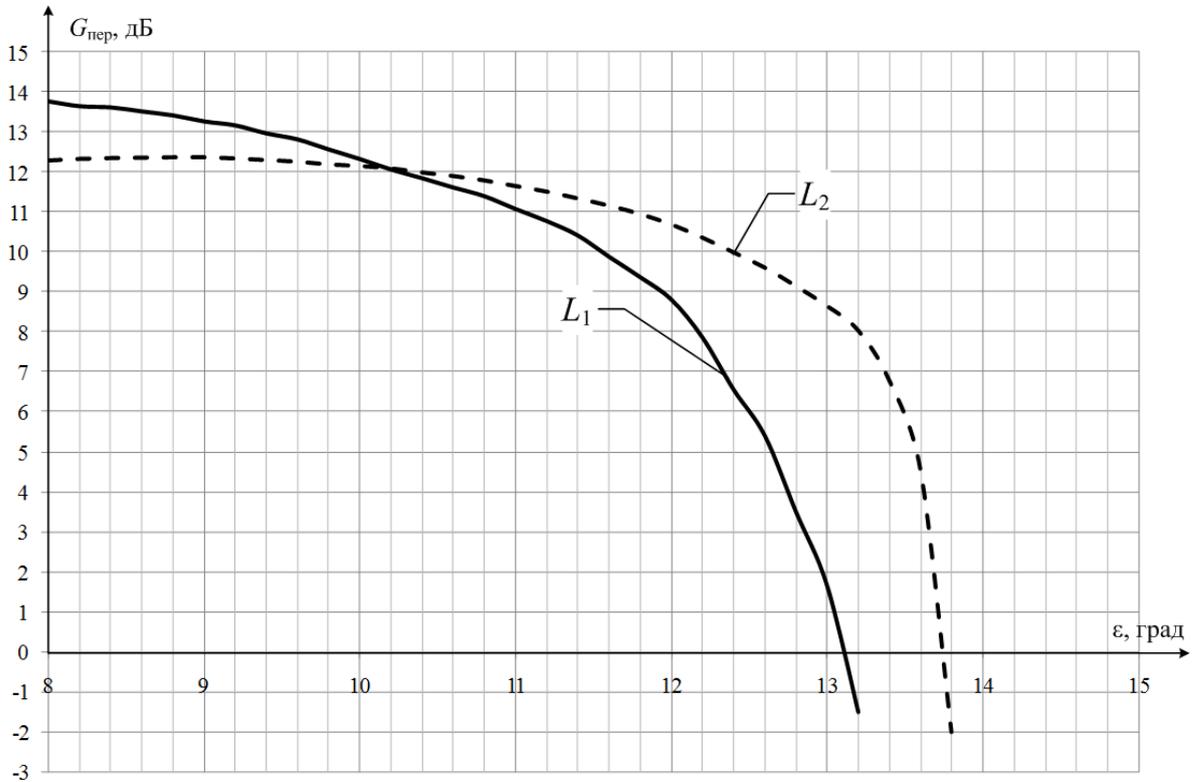


Рисунок 2.7 – Зависимость коэффициента усиления бортовой антенны НКА «Глонасс-М» в направлении КА на ГСО от угла  $\varepsilon$

По рисунку 2.7 видно, что резкое снижение коэффициента усиления передающей антенны наблюдается начиная с угла  $\varepsilon > 12^\circ$  для частоты  $L_1$  и  $\varepsilon > 13,5^\circ$  для частоты  $L_2$ . Положительные значения коэффициента усиления антенны сохраняются до угла  $\varepsilon > 13,5^\circ$  для частоты  $L_1$  и  $\varepsilon > 13,7^\circ$  для частоты  $L_2$ .

На рисунке 2.8 приведена зависимость коэффициента усиления бортовой антенны НКА «Глонасс-К» на частотах  $L_1$ ,  $L_2$  и  $L_3$  в направлении КА на ГСО от угла  $\varepsilon$ .

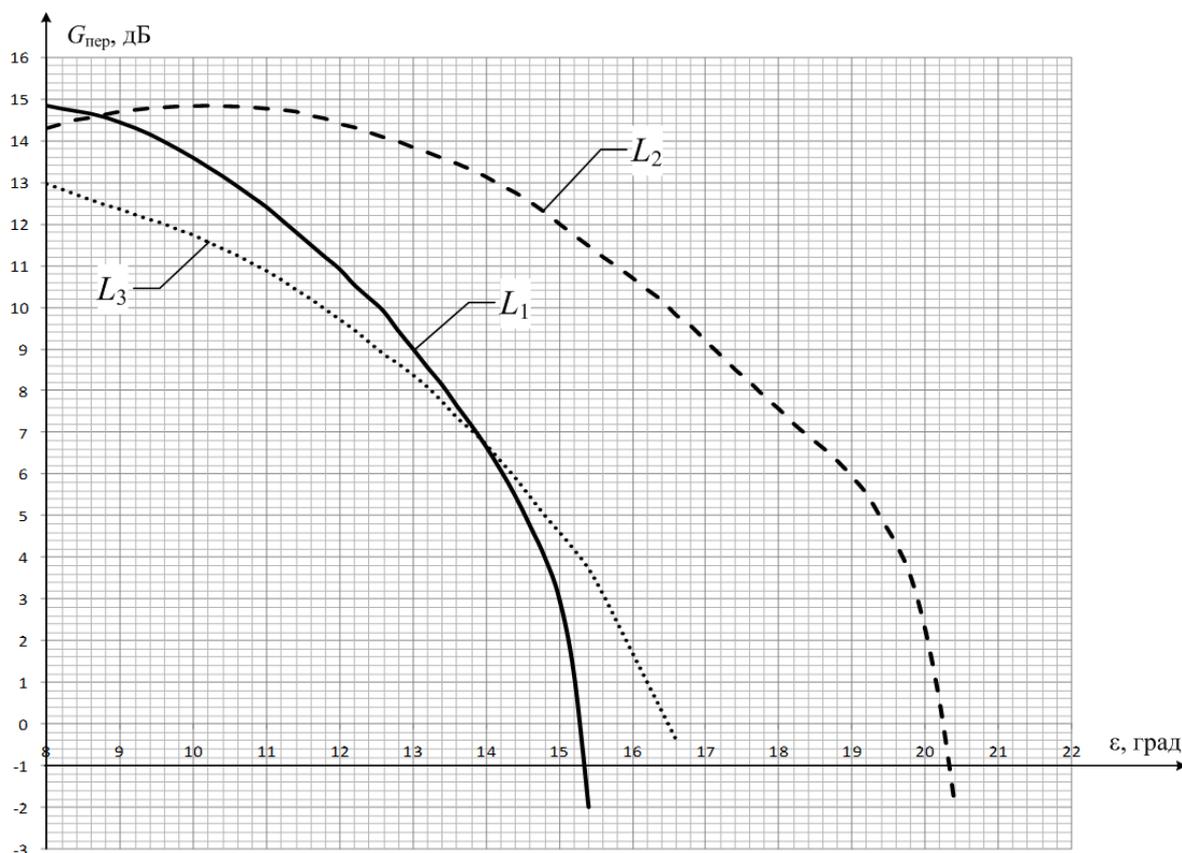


Рисунок 2.8 – Зависимость коэффициента усиления бортовой антенны НКА «Глонасс-К» в направлении КА на ГСО от угла  $\epsilon$

Для НКА «Глонасс-К», как видно из рисунка 2.8, на частотах  $L_1$  и  $L_3$  спад диаграммы направленности начинается с  $\epsilon > 14^\circ$ , для частоты  $L_2$  – с  $\epsilon > 19^\circ$ . Положительные значения коэффициента усиления антенны сохраняются до угла  $\epsilon > 15,4^\circ$  для частоты  $L_1$ ,  $\epsilon > 20,4^\circ$  для частоты  $L_2$  и  $\epsilon > 16,6^\circ$  для частоты  $L_3$ .

Антенна МРЛ имеет несколько другой вид ДН, который обеспечивает прием сигнала МРЛ при больших углах  $\epsilon$  (см. рисунок 2.4). На рисунке 2.9 представлена зависимость коэффициента усиления антенны МРЛ НКА в направлении КА на ГСО от угла  $\epsilon$ .

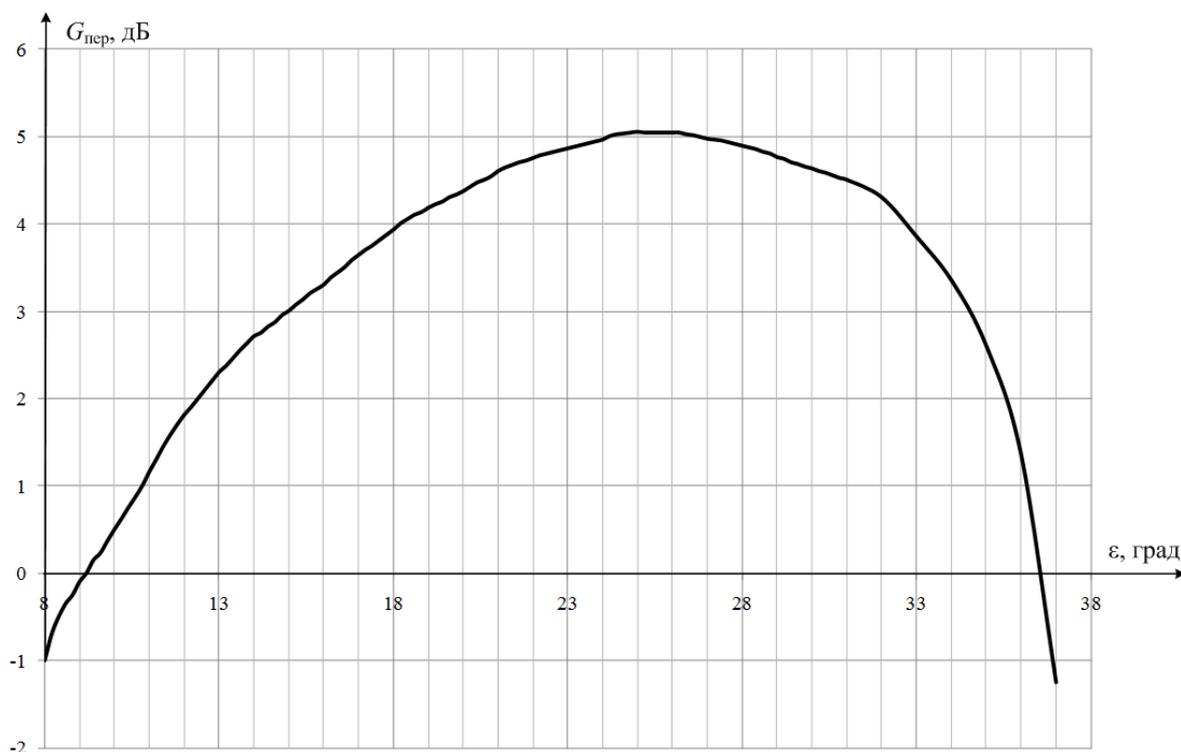


Рисунок 2.9 – Зависимость коэффициента усиления антенны МРЛ НКА в направлении КА на ГСО от угла  $\varepsilon$

### 2.1.2.3 Расчет плотности потока мощности навигационного сигнала для КА на ГСО

Произведем расчет плотности потока мощности навигационного сигнала для КА на ГСО. Она будет зависеть:

- от расстояния между НКА и КА на ГСО;
- коэффициента усиления антенны НКА в направлении на КА на ГСО.

Расчет расстояния между НКА и КА на ГСО будем производить из решения косоугольного треугольника  $AOB$  по теореме синусов, где  $AB = R$  – искомое расстояние (рисунок 2.5):

$$R = \frac{H_{\text{НКА}} \sin AOB}{\sin \varepsilon}, \quad (2.12)$$

где угол  $AOB = 180^\circ - \varepsilon - \Theta$ .

Угол  $\Theta$  находится по формуле (2.11).

По рассчитанному расстоянию  $R$  найдем затухание сигнала в свободном пространстве  $L = (4\pi)^2 R^2 \left(\frac{f}{c}\right)^2 = 20 \lg\left(4\pi R \frac{f}{c}\right)$ . На рисунке 2.10 приведена зависимость затухания навигационного сигнала на пути распространения между НКА и КА на ГСО.

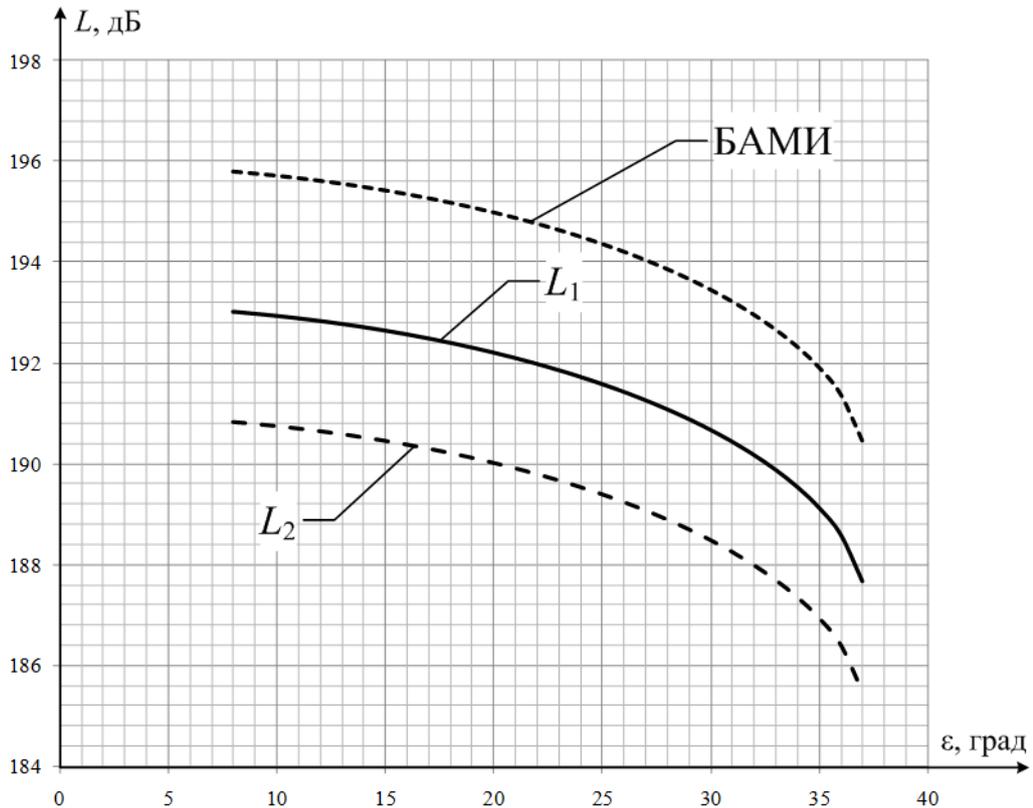


Рисунок 2.10 – Зависимость затухания сигнала в свободном пространстве от угла  $\epsilon$

Поскольку при увеличении угла  $\epsilon$  НКА приближается к КА на ГСО, потери навигационного сигнала в свободном пространстве уменьшаются. Учитывая потери в свободном пространстве навигационного сигнала и зависимость коэффициента усиления передающей антенны НКА от угла  $\epsilon$  (рисунки 2.7 – 2.9), произведем расчет плотности потока мощности навигационного сигнала в месте КА на ГСО на выходе приемной антенны с коэффициентом усиления, равным 3 дБ. При этом примем, что мощность

передающего устройства НКА составляет: на частоте  $L_1$  – 19 дБ, на частотах  $L_2$  и  $L_3$  – 16 дБ, МРЛ – 18,5 дБ.

На рисунке 2.11 представлена зависимость мощности принимаемого навигационного сигнала от НКА «Глонасс-М» на антенну с коэффициентом усиления 3 дБ, размещенной на КА на ГСО.

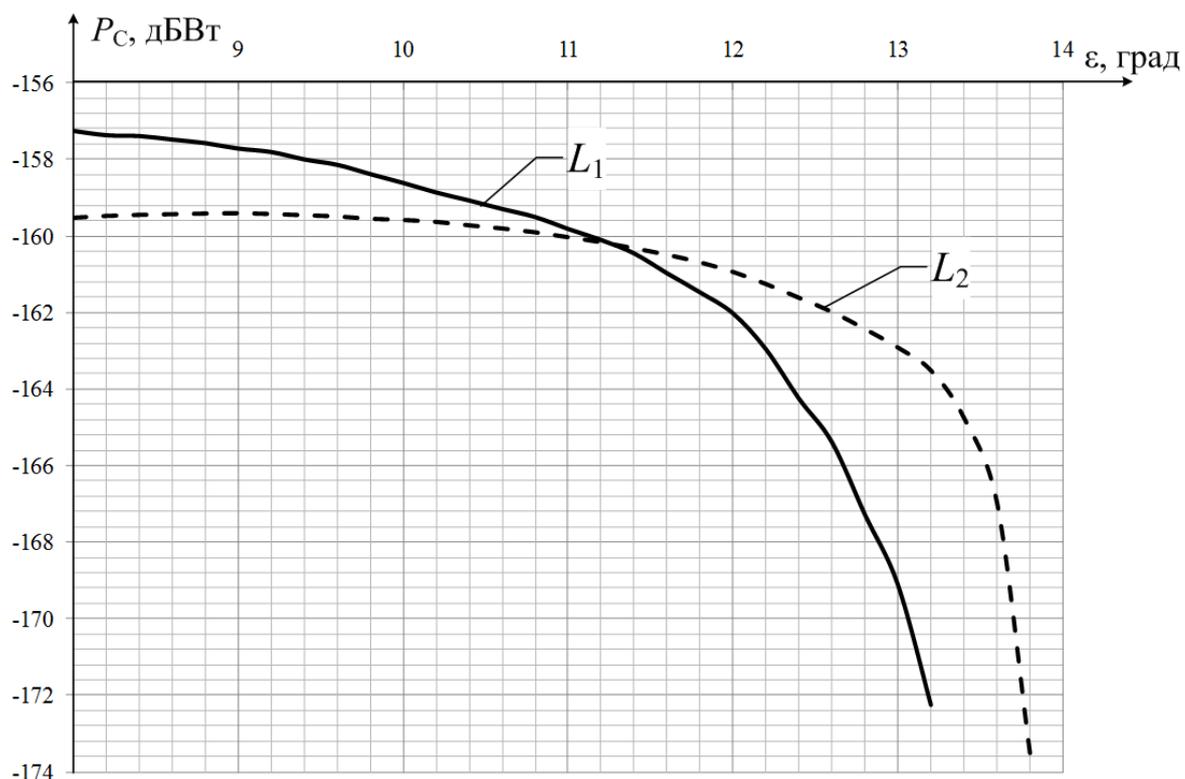


Рисунок 2.11 – Зависимость мощности принимаемого навигационного сигнала в диапазонах  $L_1$  и  $L_2$  НКА «Глонасс-М» в зависимости от угла  $\varepsilon$

Из анализа рисунка 2.11 видно, что мощность принимаемого навигационного сигнала на геостационарной орбите на антенну с коэффициентом усиления 3 дБ от НКА «Глонасс-М» плавно снижается с минус 157 дБВт для частоты  $L_1$  и минус 160 дБВт для частоты  $L_2$  при угле  $\varepsilon = 8,6^\circ$  (угол выхода НКА из тени Земли) до минус 170 дБВт при угле  $\varepsilon = 13...13,5^\circ$ .

На рисунке 2.12 приведена зависимость мощности принимаемых навигационных сигналов на частотах  $L_1$ ,  $L_2$  и  $L_3$  от НКА «Глонасс-К» на антенну с коэффициентом усиления 3 дБ, размещенной на КА на ГСО.

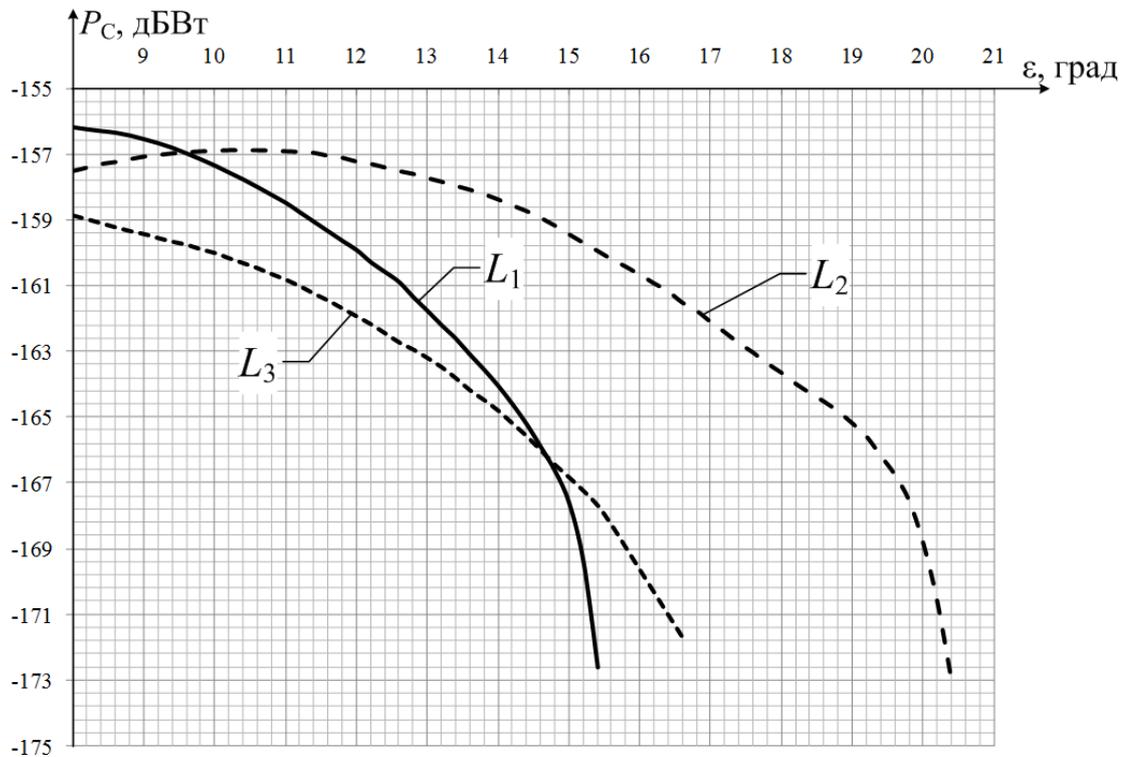


Рисунок 2.12 – Зависимость мощности принимаемого навигационного сигнала в диапазонах  $L_1$ ,  $L_2$  и  $L_3$  НКА «Глонасс-К» в зависимости от угла  $\epsilon$

В отличие от НКА «Глонасс-М», ДН навигационной антенны НКА «Глонасс-К» несколько шире – на частоте  $L_1$  и  $L_3$  мощность принимаемого сигнала минус 170 дБВт получается при угле  $\epsilon = 15...16^\circ$ . На частоте  $L_2$  мощность принимаемого сигнала 170 дБВт достигается уже при угле  $\epsilon = 20^\circ$ .

ДН антенны МРЛ гораздо шире, чем ДН навигационной антенны (см. рисунок 2.4). На рисунке 2.13 приведена зависимость мощности принимаемых сигналов МРЛ от НКА «Глонасс-К» на антенну с коэффициентом усиления 3 дБ, размещенной на КА на ГСО.



Рисунок 2.13 – Зависимость мощности принимаемого сигнала МРЛ НКА  
в зависимости от угла  $\epsilon$

Максимальная мощность принимаемых сигналов МРЛ достигает до минус 167 дБВт, превышение мощности сигнала более минус 170 дБВт наблюдается в диапазоне углов  $\epsilon = 17...37^\circ$ .

Таким образом, расчет энергетических характеристик «НКА – КА на ГСО» показал, что по каналу навигационных сигналов мощность навигационных сигналов достаточна в диапазоне углов  $\epsilon = 8,6...13^\circ$  для НКА «Глонасс-М» и  $\epsilon = 8,6...15^\circ$  ( $20^\circ$  для частоты  $L_2$ ) для НКА «Глонасс-К». По каналу МРЛ требуемая мощность сигналов обеспечивается в диапазоне углов  $\epsilon = 17...37^\circ$ .

Кроме того, необходимо помнить, что расчеты были проведены в предположении, что приемная антенна обладает коэффициентом усиления 3 дБ. Однако, в отличие от наземных навигационных приемников, с геостационарной орбиты НКА наблюдается только в конусе с максимальным углом при вершине  $2\epsilon = 37^\circ$ . Использование приемной антенны с шириной

ДН  $2\Theta_{0,5P} = 37^\circ$  (коэффициент усиления 10 дБ) позволит увеличить мощность принимаемых навигационных сигналов и сигналов МРЛ на 7 дБ. Таким образом, итоговые результаты расчетов мощности принимаемых навигационных сигналов и сигналов МРЛ на выходе антенны с коэффициентом усиления 10 дБ на геостационарной орбите сведены в таблицу 2.2.

Таблица 2.2 – Мощность принимаемых навигационных сигналов и сигналов МРЛ

Тип НКА	Частотный диапазон	Диапазон углов $\epsilon$ , град	Диапазон мощности принимаемого сигнала, дБВт
«Глонасс-М»	$L_1$	8,6...13°	-163...-150
	$L_2$	8,6...13,5°	-163...-152
«Глонасс-К»	$L_1$	8,6...15°	-163...-149
	$L_2$	8,6...20°	-163...-151
	$L_3$	8,6...16°	-163...-152
«Глонасс-М» «Глонасс-К»	МРЛ	17...37°	-163...-160

### 2.1.3 Погрешность измерения навигационных параметров

Погрешность измерения навигационных параметров зависит от нескольких факторов: от неравномерности распределения плотности потоков мощности НКА при различных углах местоположения; от различия плотности потоков мощности в  $L_1$  и  $L_2$  диапазонах; от неравномерности ДН приемной антенны.

В качестве обобщенной характеристики радиолинии удобно использовать величину энергетического потенциала. Под энергетическим потенциалом радиолинии будем понимать отношение мощности сигнала навигационного

спутника на выходе приемного устройства ( $P_C$ ) к спектральной плотности мощности шума в полосе 1 Гц ( $N_0$ ),

$$Q = \frac{P_C}{N_0}. \quad (2.13)$$

Потенциальная точность измерения псевдодальности описывается следующим выражением:

$$\sigma_{\text{пд}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\tau_{\phi} \cdot \tau_{\text{ПСП}}}{2Q \cdot T_{\text{и}}}}, \quad (2.14)$$

где  $\tau_{\text{ПСП}}$  – длительность бита ПСП;

$\tau_{\phi}$  – длительность фронта ПСП;

$T_{\text{и}}$  – измерительный интервал.

Аналогично, погрешность измерения фазы несущей частоты

$$\sigma_{\phi} = \frac{\lambda}{2\pi} \sqrt{\frac{1}{2Q \cdot T_{\text{и}}}}. \quad (2.15)$$

Таким образом, погрешность псевдодальности определяется полосой пропускания аналогового тракта, который формирует фронт ПСП, длительностью бита ПСП, измерительным интервалом и энергетическим потенциалом радиолинии. Полоса пропускания аналогового тракта и измерительный интервал одинаковы для всех сигналов ГЛОНАСС, а энергетический потенциал и длительность бита ПСП могут быть различны для разных сигналов. Максимальная погрешность измерения будет при измерениях сигналов, у которых наименьший энергетический потенциал и максимальная длительность бита ПСП. Наиболее критичными с этой точки зрения являются сигналы стандартной точности (СТ) с частотным разделением, особенно в диапазоне  $L_2$ . У сигналов с кодовым разделением, как правило, длительность бита ПСП соответствует сигналу высокой точности (ВТ), или меньше, а энергетический потенциал не меньше энергетического потенциала сигналов с частотным разделением в диапазоне

$L_1$ , поэтому точностные характеристики сигналов с кодовым разделением выше, чем у сигналов с частотным разделением.

Определим энергетический потенциал навигационных сигналов. Спектральная плотность мощности шумов определяется параметрами антенны и малошумящего усилителя (МШУ) и составляет примерно минус 204 дБВт/Гц. Согласно рассчитанных значений мощности радионавигационных сигналов (см. таблицу 2.3), минимальный уровень мощности во всех частотных диапазонах принят минус 163 дБВт.

Энергетический потенциал радиолинии составляет  $Q = -163 + 204 = 41$  дБГц. На основе энергетического потенциала и времени накопления определим шумовую погрешность измерения текущих навигационных параметров.

Длительность бита ПСП кода СТ, выраженная в метрах, согласно Интерфейсного контрольного документа, составляет 587 м [38], а кода ВТ – 58,7 м. Длительность бита ПСП радионавигационных сигналов ГЛОНАСС с кодовым разделением составляет:

- в диапазонах  $L_1$  и  $L_2$  – 147 м ( $f_T = 2,046$  МГц)
- в диапазоне  $L_3$  – 29,4 м ( $f_T = 10,23$  МГц)

Полоса пропускания аналогового тракта составляет 20 МГц, при этом длительность фронта огибающей составляет  $\tau_\phi = c/\Delta f = 50$  нс (15 м).

Вычисленные погрешности измерения псевдодальности радионавигационных сигналов сведены в таблицу 2.3.

Сигнал МРЛ имеет ряд характерных временных интервалов, в которых производятся измерения:

- а) длительность информационного бита, равного периоду ПСП-О  $T_{\text{и}} = 1$  мс, длина бита ПСП-О  $\tau_{\text{б}} = 57,5$  м;
- б) длительность периода ПСП-В –  $T_{\text{в}} = 3.15$  мс, длина бита ПСП  $\tau_{\text{б}} = 230$  м;

в) длительность начального участка информационной посылки, отводимой на подстройку опорного генератора длительностью 40 бит –  $T_{и} = 40$  мс, длина бита ПСП-О  $\tau_{б} = 57,5$  м;

г) длительность преамбулы – 310 циклов ПСП-В или  $T_{и} = 0,9765$  с, длина бита ПСП  $\tau_{б} = 230$  м;

д) длительность цикла информационного обмена  $T_{и} = 15$  мин, коэффициент мультиплексирования  $k = 1/4$ .

Таблица 2.3 – Погрешности измерения псевдодальности радионавигационных сигналов

Сигнал		Погрешность измерения
$L_1$ , частотное разделение	СТ	0,042 м
	ВТ	0,013 м
	Фазовая псевдодальность*	0,340 мм
$L_2$ , частотное разделение	СТ	0,086 м
	ВТ	0,027 м
	Фазовая псевдодальность*	0,890 мм
$L_1, L_2$ , кодовое разделение		0,022 м
$L_3$		0,010 м

\* при измерительном интервале 0.2 с

Ширина полосы частот аналогового тракта сигналов межспутниковой радиолинии (МРЛ) составляет 15 МГц.

При приеме сигналов на одиночную антенну погрешность измерения псевдодальности в этих интервалах в соответствии с (2.13) составит:

а) при измерении в течение информационного бита (1 мс)  $\sigma_{пд} = 3,8...12$  м;

б) при измерении в течение периода ПСП-В (3,15 мс)  $\sigma_{пд} = 4,3...13,5$  м;

в) при измерении в течение начального участка информационной посылки 40 мс  $\sigma_{\text{пд}} = 0,6...1,9$  м;

г) при измерении в течение преамбулы – 310 циклов ПСП-В  $\sigma_{\text{пд}} = 0,25...0,77$  м;

д) при усреднении за 15 минут – 45 циклов измерений:

- по информационной посылке  $\sigma_{\text{пд}} = 9...28$  см;

- по преамбуле  $\sigma_{\text{пд}} = 3,7...11,5$  см.

Отсюда следует, что измерения по преамбуле и по начальному участку информационной посылки дают примерно одинаковые результаты по точности, поэтому имеет смысл использовать оба участка для измерения псевдодальности.

По совместным измерениям (преамбула плюс информационная посылка) шумовая погрешность измерения псевдодальности при усреднении за 15 минут составит  $\sigma_{\text{пд}} = 3,4...11$  см.

Погрешность измерения по фазе несущей частоты составляет:

а) при измерении в течение информационного бита (1 мс)  $\sigma_{\varphi} = 5,2...16,6$  мм;

б) при измерении в течение периода ПСП-В (3,15 мс)  $\sigma_{\varphi} = 3,0...9,4$  мм.

Повышение точности измерения псевдодальности в навигационной аппаратуре достигается путем фазового сглаживания кодовой псевдодальности и увеличением времени накопления. Однако при фазовом сглаживании погрешность измерения кодовой псевдодальности определяется остаточной шумовой погрешности при усреднении на интервале наблюдения, поэтому в данном случае это не приводит к повышению точности. Ресурс по увеличению времени накопления также исчерпан.

Остается один путь повышения точности – это повышение энергетического потенциала радиолинии. В существующей аппаратуре повышение энергетического потенциала достигается путем применения узконаправленной параболической антенны с большим усилением. Кроме

того, возможно применение малоэлементной антенной решетки. При использовании антенной решетки с формированием луча на каждый наблюдаемый НКА энергетический потенциал  $Q$  увеличивается в  $m$  раз, где  $m$  – число элементов антенной решетки. Потери при формировании ДН составляют 1...2%, поэтому их можно не учитывать.

## 2.2 МЕТОДЫ НАВИГАЦИОННЫХ ИЗМЕРЕНИЙ ПО СИГНАЛАМ МРЛ

### 2.2.1 Обеспечение измерений по сигналам МРЛ

Основная проблема приема сигнала МРЛ – это временное разделение сигналов НКА, при этом перерыв при приеме одного и того же сигнала составляет 15 с. За это время может значительно уйти опорный генератор приемника, и при этом возникают проблемы с измерением псевдодальности по фазе несущей частоты. Проблема решается при применении в приемнике высокостабильного опорного генератора (желательно квантового стандарта частоты). Уходом собственной шкалы времени можно пренебречь, если за время перерыва непредсказуемое изменение фазы несущей частоты составит не более  $20^\circ$ . Тогда текущая фаза сигнала МРЛ ненамного отличаться от предсказанной фазы, и возможно непрерывное слежение за фазой сигнала без скачков. Учитывая, что несущая частота сигналов МРЛ составляет 2.2 ГГц, а время перерыва – 15 с, то требуемая величина нестабильности опорного

$$\text{генератора составит } \delta = \frac{\Delta f}{f} = \frac{\Delta \varphi}{360} \cdot \frac{1}{f \cdot \Delta t} = \frac{20}{360 \cdot 2.2 \cdot 10^9 \cdot 15} = 1.7 \cdot 10^{-12}$$

Такую нестабильность частоты имеют только водородные стандарты частоты и времени. Для обеспечения непрерывных фазовых измерений при 45-минутном перерыве нестабильность опорного генератора должна быть не хуже  $9 \cdot 10^{-15}$ , что находится на пределе возможностей современных водородных стандартов частоты.

Указанная проблема может быть разрешена путем совместной обработки сигналов МРЛ и навигационных сигналов. В НКА сигнал МРЛ и навигационные сигналы формируются от одного опорного генератора, т.е.

являются когерентными, а навигационный сигнал передается непрерывно, в отличие от сигнала МРЛ. Возможна лишь некоторая постоянная задержка между навигационными сигналами и сигналом МРЛ, которая обусловлена задержками в трактах бортового передатчика и наземного приемника, но ее можно будет откалибровать и учитывать при дальнейших измерениях.

При слежении за навигационными сигналами можно достаточно точно определить задержку сигнала МРЛ и непосредственно начинать слежение за сигналом сразу в момент его появления в заданном временном интервале. При этом решается проблема повторной синхронизации после перерыва.

Приемник сигнала МРЛ можно построить по той же идеологии, что и навигационные приемники, дополнив навигационный приемник каналом МРЛ.

Аналоговый тракт совмещенного приемника в этом случае должен состоять из:

- тракта L1 ГЛОНАСС/GPS (1600 МГц)
- тракта L2 ГЛОНАСС/GPS (1250 МГц)
- тракта L3 ГЛОНАСС (1200 МГц)
- тракта МРЛ (2200 МГц)

Каждый тракт – это конвертор с двойным преобразованием частоты, который переносит весь спектр сигнала в область более низких частот (в районе 0...30 МГц). Структурная схема совмещенного навигационного приемника представлена на рисунке 2.14.

Цифровая часть приемника строится по стандартной схеме навигационного приемника (рисунок 2.15). На входе БЦОС сигнал переносится на нулевую частоту (без учета Доплеровского сдвига). Одновременно формируется квадратурный сигнал для дальнейшей цифровой обработки.

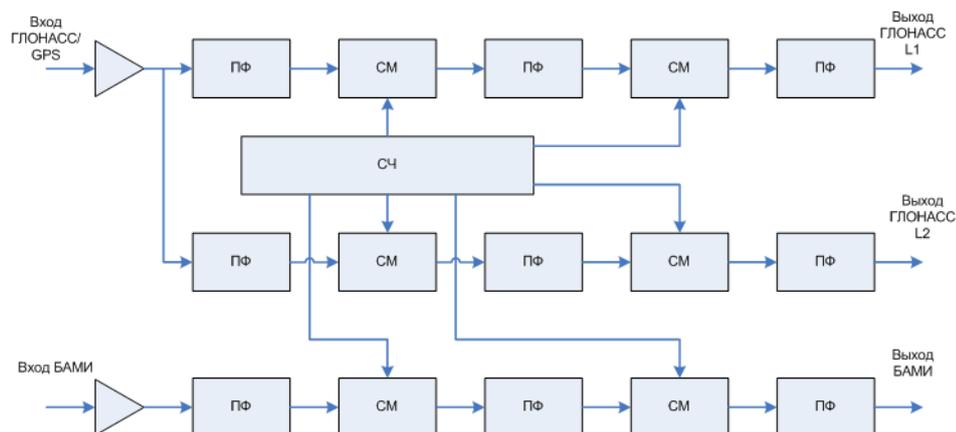


Рисунок 2.14 – Структурная схема совмещенного приемника

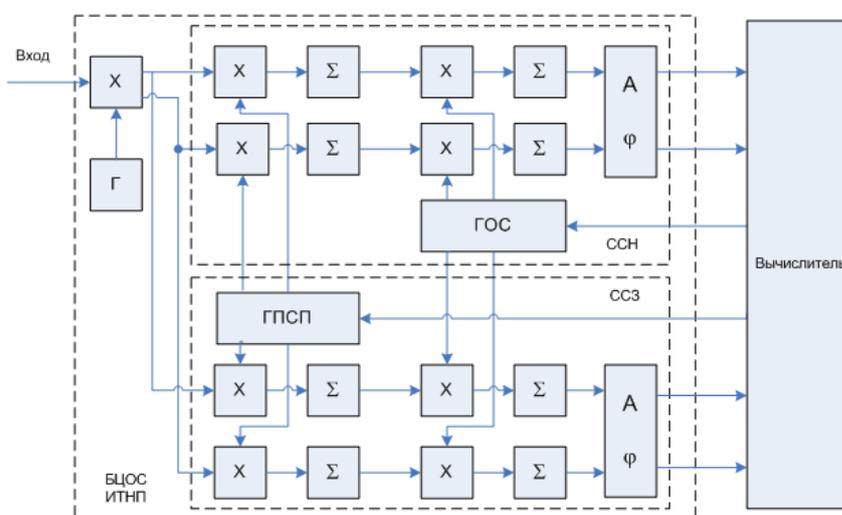


Рисунок 2.15 – Блок цифровой обработки сигналов

С выхода преобразователя частоты квадратурные составляющие поступают на два параллельных канала – схема слежения за несущей (ССН) и схема слежения за задержкой (ССЗ). ССН и ССЗ идентичны по своей структуре и содержат пару корреляторов для снятия ПСП (для составляющих  $I$  и  $Q$  сигнала) и измеритель амплитуды и текущей фазы сигнала. Разница между ССЗ и ССН состоит в форме сигнала ПСП. В канале слежения за несущей входной сигнал поступает на вход дискриминатора канала слежения за несущей, где снимается ПСП.

Дискриминатор представляет собой коррелятор, на второй вход которого поступает псевдослучайная последовательность с генератора ПСП.

Далее сигнал поступает на схему фазовой автоматической подстройки частоты (ФАПЧ), которая состоит из смесителя (последовательно соединенные перемножитель и накапливающий сумматор), генератора опорных частот и фильтра Калмана третьего порядка. Оцениваемыми параметрами на выходе схемы ФАПЧ являются частота сигнала НКА, фаза несущей частоты (фазовая псевдодалность) и амплитуда сигнала. Кодовая псевдодалность определяется по задержке ПСП.

Для точного измерения задержки ПСП служит канал слежения за задержкой. Канал слежения за задержкой содержит дискриминатор, который отличается от дискриминатора канала слежения за несущей тем, что в нем в качестве опорного сигнала используется модифицированная ПСП, которая представляет разность задержанной и опережающей ПСП. В результате формируется дискриминационная характеристика.

Генератор ПСП и генератор опорных сигналов управляются с помощью вычислителя, в котором реализованы фильтры Калмана в ССЗ и ССН.

Обработка сигналов МРЛ отличается от обработки навигационных сигналов тем, что :

- используется другая ПСП;
- различная длительность измерительного интервала;
- различный формат обработки – сигналы МРЛ обрабатываются только в соответствующем временном интервале.

Эти различия касаются только управления измерителя, которое осуществляется вычислителем, а аппаратная реализация такая же, как и в навигационных сигналах.

Оценим точность измерения псевдодалности. Для измерения псевдодалности предполагается использовать два интервала: первый интервал – преамбула длительностью 0.9765 с с тактовой частотой ПСП 1.3 МГц, и второй – длительностью 40 мс с тактовой частотой ПСП 5.2 МГц в начале информационного блока.

Шумовая составляющая погрешности измерения псевдодальности на 5-секундном интервале измерения составляет:

- на первом участке

$$\sigma_{\text{инд}} = \frac{1}{1.3 \cdot 10^6} \sqrt{\frac{1}{2 \cdot (794 \dots 7940) \cdot 0.9765}} = 6.2 \dots 19.5 \text{ нс} \quad (1.9 \dots 5.8 \text{ м})$$

- на втором участке

$$\sigma_{\text{инд}} = \frac{1}{5.2 \cdot 10^6} \sqrt{\frac{1}{2 \cdot (794 \dots 7940) \cdot 0.04}} = 7.6 \dots 24 \text{ нс} \quad (2.3 \dots 7.2 \text{ м})$$

При усреднении на 15-минутном интервале шумовая погрешность уменьшается в  $\sqrt{N}$  раз, где  $N$  – количество измерений при накоплении. На 15-минутном интервале число измерений составляет  $N = 15 \cdot 60 / 20 = 45$ . Тогда погрешность измерений на одиночную антенну при 15-минутном усреднении составляет на первом участке 0.28... 0.86 м, и на втором участке 0.34... 1.1 м. При совместных измерениях на двух участках шумовая погрешность при измерениях на одиночную антенну составляет 0.23...0.68 м.

Поскольку измерения на одиночную антенну не удовлетворяют требованиям по точности измерений, а возможности по увеличению интервала накопления исчерпаны, то дальнейшее повышение точности измерений можно осуществить только путем повышения энергетического потенциала радиолинии. Требуемый энергетический потенциал можно обеспечить узконаправленной параболической антенной с большим усилением. В перспективной аппаратуре предполагается для повышения энергетического потенциала использовать малоэлементные антенные решетки. При применении  $m$ -элементной антенной решетки энергетический потенциал увеличивается примерно в  $m$  раз (не учитывая потери при диаграммообразовании). Следовательно, погрешность измерения уменьшается в  $\sqrt{m}$  раз.

### 2.2.2 Совместная обработка навигационных сигналов и сигналов МРЛ

При совместной фильтрации в контуре оценки параметров навигационного сигнала и сигнала МРЛ используется информация о задержке навигационных сигналов по кодовым и фазовым измерениям на интервале дискретизации измерительной системы, полученная в контурах слежения за кодом и фазой несущей частоты (приращения фазовой псевдодальности – ПД).

Такой подход основан на том, что на относительно малых интервалах времени (единицы...десятки секунд) приращение кодовой и фазовой псевдодальностей навигационного сигнала, обусловленное взаимным перемещением НКА и приемной антенны, с точностью до шумовой погрешности совпадает с приращением кодовой и фазовой псевдодальности сигнала МРЛ.

Структурная схема измерителя с совместной обработкой навигационного сигнала и сигнала МРЛ представлена на рисунке 2.16.

Выражение для текущей оценки псевдодальности по сигналам МРЛ  $P\bar{b}_i$ , описывающее работу фильтра ССН, может быть записано следующим образом:

$$P\bar{b}_i = P\bar{b}_{i-1} + \Delta P_{H_i} + K_{\bar{b}_i} \cdot dP\bar{b}_i, \quad (2.16)$$

где  $\Delta P_{H_i}$  – приращение фазовой ПД измеренной по навигационному сигналу на интервале дискретизации фильтра  $t_d$ ;

$dP\bar{b}_i$  – значение рассогласования по задержке сигнала МРЛ, полученное с выхода дискриминатора ССН на интервале измерения;

$K_{\bar{b}_i}$  – коэффициент фильтра.

Значение приращения фазовой ПД навигационного сигнала формируется в ССН. В ССН реализуется фильтр, обеспечивающий непрерывное (без пропуска циклов) слежение за фазой несущей частоты навигационного сигнала НКА. В качестве такого фильтра может быть

использован, например, калмановский фильтр третьего порядка (т.е. фаза, ее первая производная (скорость) и вторая производная (ускорение) – оцениваемые параметры, третья производная (изменение ускорения, «рывок») полагается случайной величиной с нормальным распределением и нулевым средним.).

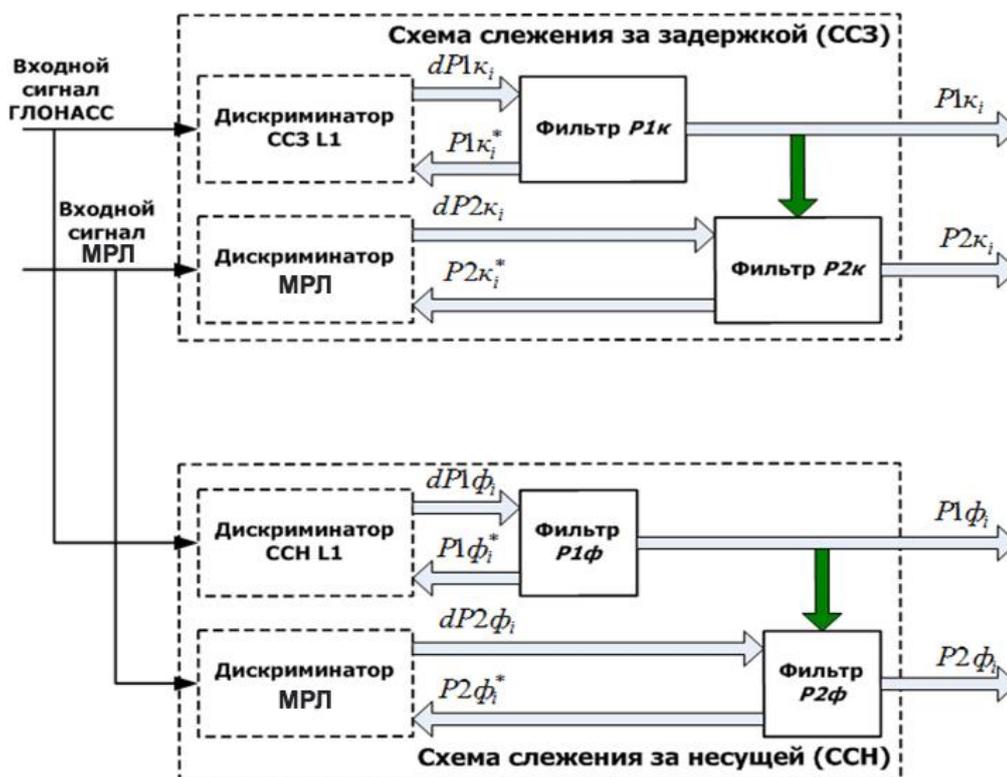


Рисунок 2.16 – Структурная схема измерителя с совместной обработкой навигационного сигнала и сигнала МРЛ

Поскольку слежение за фазой навигационного сигнала осуществляется непрерывно и при этом с высокой точностью (единицы миллиметров), то все приращения ПД (как навигационного сигнала, так и сигнала МРЛ), обусловленные взаимным перемещением НКА и приемной антенны ГНСС-приемника, с успехом отслеживаются фильтром ССН. При перерывах приема сигналов МРЛ слежение за сигналом в фильтре производится по приращениям псевдодальности, поступающими из ССН навигационного сигнала.

Совместная обработка навигационных сигналов и сигналов МРЛ позволяет получить приемлемые точности навигационных определений, несмотря на временное разделение сигналов НКА. Однако данный недостаток с лихвой перекрывается более широкой ДН (см. пункт 2.2.1), которая обеспечивает более длительный период наблюдаемости сигнала НКА на ГСО. Временное разделение сигналов МРЛ возможно компенсировать за счет совместной обработки навигационных сигналов и сигналов МРЛ. При совместных измерениях шумовая погрешность при измерениях на одиночную антенну составляет 0,23...0,68 м.

Для режима измерений с использованием антенных решеток предъявляются дополнительные требования к параметрам приемных устройств ГНСС-приемников. Поскольку измерения производится разными приемными модулями, возникает дополнительная погрешность из-за неидентичности приемных каналов, в частности, из-за разной задержки сигнала в трактах приемников. Сигналы НКА ГЛОНАСС передаются на разных частотах, поэтому разность задержек приводит к различному фазовому сдвигу на различных литерках. Применение технологии СБИС для построения аналоговых трактов позволит свести данную проблему к минимуму, однако для устранения данной погрешности требуется калибровка приемных трактов.

Дополнительную погрешность вносит и неидентичность фазовых характеристик приемных антенн. Реальные антенны имеют фазовую диаграмму направленности, отличную от сферической, т.е. фаза сигнала зависит от направления прихода. В угломерной аппаратуре данная погрешность устраняется тем, что антенны ориентируются в пространстве одинаково, при этом сами антенны изготавливаются в едином технологическом цикле, что обеспечивает идентичность их фазовых характеристик. В режиме относительных измерений объекты могут быть ориентированы в пространстве произвольно, поэтому данная погрешность будет иметь место даже при идентичности фазовых характеристик антенн.

Величина неравномерности фазовых характеристик у лучших антенн может составлять десятки градусов, поэтому для устранения этой погрешности следует производить калибровку приемных антенн, и при относительных измерениях учитывать параметры калибровки.

### **2.3 Выводы по главе 2**

В данной главе выработана концепция перспективных методов высокоточной навигации КА на ГСО и решена задача разработки метода высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА на ГСО, основанного на использовании в составе бортовой аппаратуры космических аппаратов многоканальных ГНСС-приемников.

Концепция формирования перспективных методов высокоточной навигации космических аппаратов на ГСО в условиях недостаточного количества одновременно наблюдаемых навигационных сигналов заключается в использовании многоканальных ГНСС-приемников, осуществляющих прием и обработку как навигационных сигналов ГЛОНАСС и GPS, так и сигналов МРЛ обеих систем. Одновременное использование указанных сигналов в сочетании с применением алгоритмических методов, учитывающих динамику движения самого КА, позволит добиться точности определения координат КА на уровне единиц метров.

В качестве метода высокоточной навигации предлагается использование всех навигационных сигналов всех частотных диапазонов, включая и перспективные сигналы. В этом случае для ускорения поиска навигационных сигналов предлагается использование параллельного поиска по задержке на основе БПФ.

Для уменьшения перерывов в навигационных определениях, предлагается использование сигналов МРЛ. Принцип решения навигационной задачи при применении сигнала МРЛ в этом случае практически не отличается при использовании обычного навигационного

сигнала. Для увеличения точности измерений в ГНСС-приемнике необходимо реализовать совместную обработку навигационных сигналов и сигналов МРЛ.

Для дальнейшего увеличения точности навигационных измерений необходимо увеличивать энергетический потенциал радиолинии НКА – КА за счет использования антенных решеток.

### **3 РАЗРАБОТКА МЕТОДА УСКОРЕННОГО РАЗРЕШЕНИЯ ФАЗОВОЙ НЕОДНОЗНАЧНОСТИ, ВОЗНИКАЮЩЕЙ В МНОГОКАНАЛЬНЫХ ГНСС-ПРИЕМНИКАХ ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКИХ СПОСОБОВ ИЗМЕРЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИИ**

#### **3.1 ОБЩЕЕ ОПИСАНИЕ МЕТОДОВ РАЗРЕШЕНИЯ ФАЗОВОЙ НЕОДНОЗНАЧНОСТИ**

При создании многоканальных ГНСС-приемников, реализующих интерферометрические способы измерения пространственной ориентации по сигналам ГЛОНАСС и GPS, основной проблемой является разрешение фазовой неоднозначности при измерении разности фаз на разнесенные в пространстве антенны. С целью повышения точности определения пространственной ориентации используются интерферометры с расстоянием между антеннами (длиной базы), достигающим нескольких метров. Неоднозначность измерения фазового сдвига обусловлена тем, что длина волны измеряемых сигналов достаточно мала (около 19 см), что намного меньше длины баз интерферометра. Методы разрешения фазовой неоднозначности можно разделить на два класса: одномоментные, работающие по результатам каждого измерения, и методы на основе фильтрации, требующие измерения фазовых сдвигов в течение некоторого интервала времени [42, 43].

Выделяют следующие одномоментные методы разрешения фазовой неоднозначности.

##### **3.1.1 Применение многоантенных интерферометров, образующих с опорной антенной базы различной длины**

Метод традиционно используется при построении радиопеленгаторов и достаточно хорошо изучен. Оценка фазовых сдвигов и углового положения радиопеленгатора по отношению к источнику излучения выполняется на основе принципа максимального правдоподобия. Преимуществом метода является возможность разрешения фазовой неоднозначности отдельно по

каждому НКА, что позволяет работать в условиях ограниченного количества наблюдаемых НКА, например, при измерении ориентации КА на ГСО. Задача определения ориентации КА отличается от задачи радиопеленгации тем, что имеется множество источников радиоизлучения в виде НКА, взаимное расположение которых известно. Это отличие дает дополнительные возможности и позволяет устранить многие ограничения, присущие задаче радиопеленгации.

### **3.1.2 Использование двухчастотной аппаратуры для разрешения неоднозначности**

Измерения на различных частотах возможны в многошкальных фазовых радионавигационных системах, теория таких систем хорошо изучена. Варианты применения теории многошкальных фазовых радионавигационных систем к проблеме разрешения фазовой неоднозначности сигналов среднеорбитальных ГНСС известны. В перспективе предполагается введение третьей частоты в сигнал ГНСС ГЛОНАСС с целью обеспечения измерений по фазе несущей частоты и разрешения фазовой неоднозначности. Располагая измерениями фазовых сдвигов принятых сигналов на частотах  $L_1$  и  $L_2$  и используя оценку разности фаз принятых сигналов на разностной частоте  $L_1-L_2$ , можно более эффективно решать задачу определения неоднозначности фазовых измерений. Однако отношения частот сигналов существующих ГНСС с точки зрения теории многошкальных радионавигационных систем неоптимальны и проблема неоднозначности фазовых измерений полностью не решается. Многошкальный метод разрешения фазовой неоднозначности эквивалентен многобазовому методу, в котором используется линейная антенная решетка с соотношением баз  $L_1/L_2$ .

### **3.1.3 Использование аналитического разрешения неоднозначности фазовых измерений**

Использование аналитического разрешения неоднозначности фазовых измерений осуществляется на основе перебора всех возможных значений комбинаций целых циклов для нескольких НКА. В этом случае число перебираемых решений зависит от числа НКА в расчете и длины базы, может исчисляться тысячами, а иногда и миллионами. Из всех возможных комбинаций выбирается только одна, удовлетворяющая определенным критериям и априорным сведениям о возможных положениях вектора-базы и расстоянии между антеннами. Применение данного метода на практике ограничивается мощностью вычислителя, поэтому его обычно используют на достаточно коротких базах (до 1 м).

### **3.1.4 Применение априорных данных об угловом положении КА**

Применение априорных данных об угловом положении КА возможно, например, при наличии автономной навигационной системы на основе инерциальных или звездных датчиков. При этом априорные данные используются для грубой оценки ориентации объекта, а затем, после разрешения фазовой неоднозначности, их уточняют за счет измерений по сигналам ГНСС. Данный метод основан на комплексном использовании различных по принципу действия и точности измерителей одного параметра. Преимуществами метода считается возможность повышения достоверности результатов измерений, устойчивость аппаратуры к затенениям НКА и воздействию помех. Кроме того, инерциальные датчики можно калибровать с помощью радионавигационных измерений по сигналам ГНСС. Применение комплексирования позволяет объединить положительные качества обеих систем и устранить недостатки, присущие каждой из них.

### **3.1.5 Использование методов разрешения фазовой неоднозначности на основе фильтрации**

Использование методов разрешения фазовой неоднозначности на основе фильтрации практикуется в большинстве угломерных приемников, выпускаемых зарубежными фирмами SERCEL, ASHTECH (ныне THALES). Эти методы используют оценку целочисленной фазовой неоднозначности по каждому НКА в качестве дополнительных параметров в фильтре Калмана. Сюда же относятся динамические методы измерения ориентации, в которых фазовая неоднозначность исключается за счет формирования двойных и тройных разностей фаз. Динамические методы традиционно используются в геодезической аппаратуре для измерения относительных координат по сигналам ГНСС [44]. Это двухэтапные методы. На первом этапе оценивается фазовая неоднозначность измерений по каждому НКА, которая входит в вектор состояния без учета их целочисленности. Как показывает практика, необходимое время оценки составляет единицы минут. Затем производится оценка целочисленной неоднозначности и измерения в штатном режиме с разрешенной фазовой неоднозначностью. Такой подход объясняется тем, что угловые измерения являются частным случаем измерения относительных координат. Первое отличие – длина векторов-баз. Если в относительных измерениях длина базовых линий заранее неизвестна и составляет величину от сотен метров до десятков километров, то при измерении углов конфигурация антенной системы заранее известна; при этом длина баз составляет величину от одного до нескольких метров. Второе отличие – состав аппаратуры. В относительных измерениях используется два комплекта аппаратуры, которые разнесены в пространстве на большие расстояния. При угловых измерениях имеется возможность размещения аппаратуры в одном месте, что позволяет использовать общие узлы, например, опорный генератор, высокочастотный тракт, для всех угломерных каналов и уменьшить погрешности измерения фазовых сдвигов до единиц градусов.

### 3.2 ПЕЛЕНГАЦИОННЫЙ МЕТОД РАЗРЕШЕНИЯ ФАЗОВОЙ НЕОДНОЗНАЧНОСТИ

Одним из перспективных направлений развития ГНСС-приемников является применение в качестве антенной системы антенных решеток (АР). Это позволяет повысить помехоустойчивость и точность измерения радионавигационных параметров, а также обеспечивает надежное разрешение фазовой неоднозначности и повышение точности измерения пространственной ориентации связанного с антенной системой объекта за счет избыточности измеряемых параметров [48]. Применение АР может быть многофункциональным. При измерении координат и вектора скорости объекта можно сформировать узкую ДН для каждого навигационного космического аппарата ГНСС в отдельности, что обеспечивает значительное увеличение отношения сигнал/шум и повышение помехоустойчивости [49]. При измерении углов пространственной ориентации АР может использоваться как многобазовый интерферометр.

Рассмотрим алгоритм разрешения фазовой неоднозначности в АР на примере 8-элементной АР, антенные элементы которой расположены равномерно на окружности радиусом 1 м (рисунок 3.1).

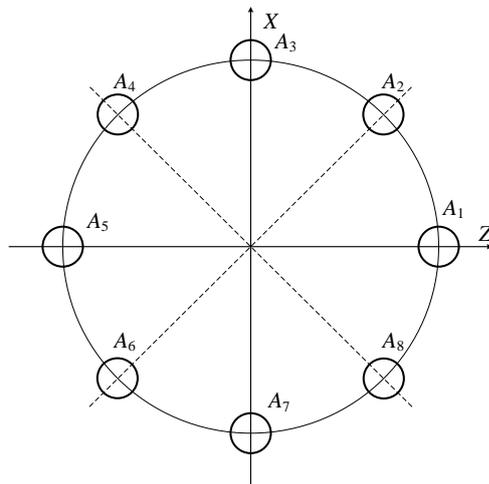


Рисунок 3.1 – Схема 8-элементной антенной решетки

Для разрешения фазовой неоднозначности чаще всего используется переборный метод [42]. В случае многобазового интерферометра за счет

избыточности по базам интерферометра возможно разрешение фазовой неоднозначности по каждому НКА в отдельности. Для этого в основе алгоритма разрешения фазовой неоднозначности следует использовать пеленгационный метод определения пространственной ориентации, то есть в связанной с объектом системе координат [42, 46].

Фазовая неоднозначность имеет место для каждого НКА по каждой базе, полный перебор всех комбинаций невозможен по причине большого числа вариантов. Для сокращения числа переборов в пеленгационном алгоритме на первом этапе производится разрешение фазовой неоднозначности по каждому НКА отдельно.

При использовании  $m$ -антенного интерферометра одна из антенн используется в качестве опорной антенны и вместе с остальными антеннами образует  $m-1$  векторов-баз.

Выберем опорную антенну, относительно которой измеряются фазовые сдвиги, таким образом, чтобы первые две базы располагались вдоль осей антенной системы. В данном случае в качестве опорной будет антенна  $A_6$  (рисунок 3.2).

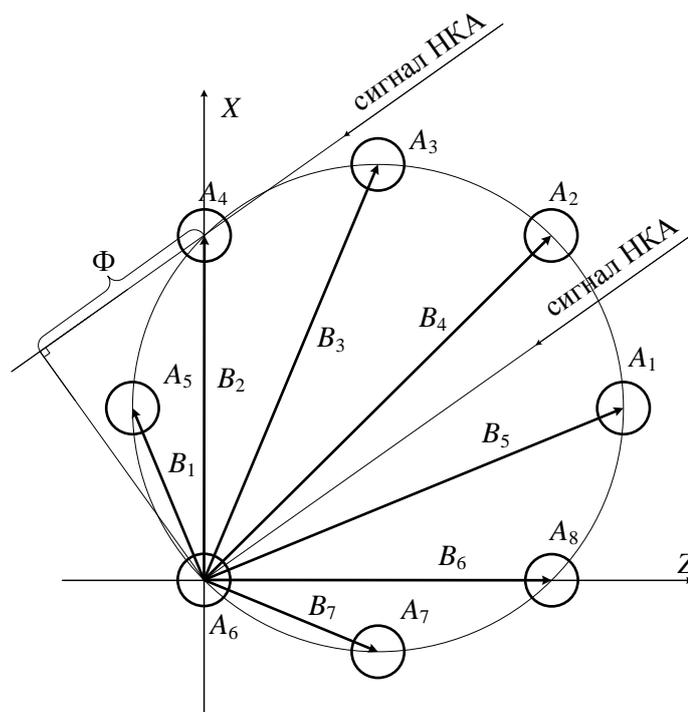


Рисунок 3.2 – Конфигурация баз между антеннами

Направляющие косинусы вектора-базы могут быть определены из уравнения на основе скалярного произведения векторов:

$$\frac{\lambda\Phi}{2\pi} = \Phi = k_x x + k_y y + k_z z, \quad (3.1)$$

где  $\Phi$  – фазовый сдвиг, выраженный в единицах длины, являющийся разностью хода сигналов НКА между антеннами  $A_6$  и  $A_4$  (см. рисунок 3.2);

$k_x, k_y, k_z$  – направляющие косинусы вектора-направления на НКА;

$x, y, z$  – координаты вектора-базы.

Вычисление направляющих косинусов векторов-баз осуществляют на основе уравнения (3.1). При использовании двухбазового интерферометра исходная система уравнений включает  $2N$  линейных уравнений (3.2), где  $N$  – число наблюдаемых НКА.

$$\begin{cases} k_{xi}x_1 + k_{yi}y_1 + k_{zi}z_1 = \Phi_{1i}, \\ k_{xi}x_2 + k_{yi}y_2 + k_{zi}z_2 = \Phi_{2i}, \end{cases} \quad (3.2)$$

где  $i$  – номер НКА.

В системе координат, связанной с объектом, известными считаются координаты векторов-баз, а неизвестными – направляющие косинусы направлений на НКА. Систему уравнений (3.2) можно дополнить уравнениями связи между направляющими косинусами направлений на НКА

$$\sqrt{k_{xi}^2 + k_{yi}^2 + k_{zi}^2} = 1 \quad (3.3)$$

и уравнениями связи между направлениями на различные НКА

$$k_{xi}k_{xk} + k_{yi}k_{yk} + k_{zi}k_{zk} = \cos \gamma_{ik}, \quad (3.4)$$

Исходная система уравнений для определения направляющих косинусов вектора-базы для многобазового интерферометра включает  $N_b \cdot N$  линейных уравнений (3.1), где  $N_b$  – число баз интерферометра,  $N$  – количество НКА;  $N$  квадратных уравнений связи между направляющими

косинусами направлений на НКА (3.3) и  $N \cdot (N - 1) / 2$  уравнений связи между направлениями на НКА (3.4).

$$\begin{cases} k_{xi} x_j + k_{yi} y_j + k_{zi} z_j = \Phi_{ij}, \\ \sqrt{k_{xi}^2 + k_{yi}^2 + k_{zi}^2} = 1, \\ k_{xm} \cdot k_{xn} + k_{ym} \cdot k_{yn} + k_{zm} \cdot k_{zn} = \cos \gamma_{mn}. \end{cases} \quad (3.5)$$

Система уравнений (3.5) идентична системе уравнений для многобазового интерферометра. Роль неизвестных координат векторов-баз в системе (3.5) играют неизвестные координаты векторов-направлений на НКА, а роль коэффициентов – известные координаты векторов-баз. Таким образом, данная система уравнений симметрична относительно групп параметров, одна из которых представляет собой координаты векторов-баз, а другая – направляющие косинусы направлений на НКА.

Для рассматриваемой АР координаты векторов-баз приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Координаты векторов-баз

№	1	2	3	4	5	6	7
Z	-0.293	0.0	0.707	1.414	1.707	1.414	0.707
X	0.707	1.414	1.707	1.414	0.707	0.0	-0.293

При использовании пеленгационного алгоритма неизвестными являются направляющие косинусы вектора-направления на НКА. Для их определения нужно три уравнения. С учетом уравнения связи между компонентами неизвестного вектора для составления начального набора решений требуется две базы. Минимальная система уравнений имеет вид

$$\begin{cases} k_x x_1 + k_y y_1 + k_z z_1 = \Phi_1, \\ k_x x_2 + k_y y_2 + k_z z_2 = \Phi_2, \\ \sqrt{k_x^2 + k_y^2 + k_z^2} = 1. \end{cases} \quad (3.6)$$

Связанную систему уравнений выберем такую, чтобы обе базы лежали в горизонтальной плоскости объекта, т.е.  $y_1 = 0$ ,  $y_2 = 0$ .

Тогда система уравнений примет вид

$$\begin{cases} k_x x_1 + k_z z_1 = \Phi_1, \\ k_x x_2 + k_z z_2 = \Phi_2 \\ \sqrt{k_x^2 + k_y^2 + k_z^2} = 1. \end{cases} \quad (3.7)$$

Линейная часть системы уравнений (3.7) описывает проекцию вектора-направления на НКА в горизонтальной плоскости объекта, нелинейное уравнений может быть использовано для определения вертикальной составляющей. При этом, учитывая, что сигналы НКА могут приниматься только из верхней полусферы (относительно плоскости АР), значения  $k_y$  должны принимать только положительные значения. Применительно к линейной части системы уравнений (3.7) геометрическое место точек возможных положений вектора-направления на НКА лежит внутри круга единичного радиуса. Если искомый вектор лежит в горизонтальной плоскости, то он находится на границе этой области.

Для перебора возможных решений необходимо область возможных значений отобразить в базисе векторов-баз  $B_1, B_2$ . В базисе  $B_1, B_2$  граница области возможных значений отобразится в виде эллипса, при этом максимальные значения разности хода равняется длине баз, а эксцентриситет эллипса зависит от угла между базами – с уменьшением угла между базами эксцентриситет эллипса уменьшается. На рисунке 3.3 показана область возможных значений разностей хода при длине баз  $B_1 = 2$  м,  $B_2 = 1$  м, угол между базами  $30^\circ$ .

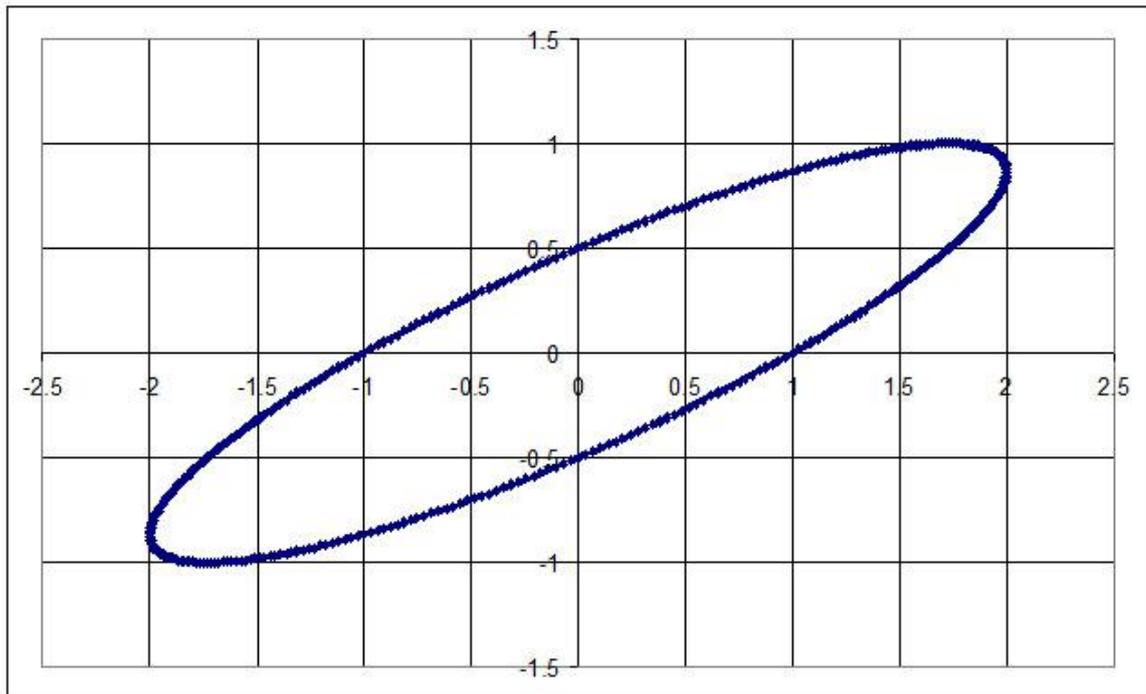


Рисунок 3.3 – Область возможных значений разности хода  
при  $B_1 = 2$  м,  $B_2 = 1$  м, угол между базами  $30^\circ$

При уменьшении угла между направлениями на НКА, наоборот, уменьшается диапазон возможных значений фазовой неоднозначности, и в пределе, когда направления почти совпадают, неоднозначности по этим НКА равны, и перебор практически не нужен. Однако при этом возрастает погрешность вычисления координат разностного вектора.

Таким образом, при выборе пар НКА, с одной стороны, не стоит брать пары с большими углами между ними, а с другой стороны, не очень близкие НКА. Кроме того, разностный вектор может быть направлен как в верхнюю полуплоскость, так и в нижнюю (относительно горизонтальной плоскости объекта).

Проведем моделирование предложенного алгоритма.

Предположим, что азимут НКА составляет  $30^\circ$ , угол места –  $60^\circ$ . Длина волны для диапазона  $L_1$  составляет  $\lambda = 0.1872$  м. Считаем, что фронт волны, приходящий от НКА, плоский. В таблице 3.2 приведены фазовые сдвиги

сигналов НКА для рассматриваемой конфигурации АР и местоположения НКА.

Таблица 3.2 – Фазовые сдвиги сигналов НКА за счет разницы хода по каждой из баз

База	$B_1$	$B_2$	$B_3$	$B_4$	$B_5$	$B_6$	$B_7$
Разница хода, м	0,086381	0,612262	1,269381	1,672762	1,366631	1,0605	0,403381
Разница хода, град.	166,1173	1177,427	2441,117	3216,85	2628,137	2039,423	775,7327

Начальная конфигурация векторов-баз –  $B_2$ ,  $B_6$  (см. рисунок 3.2). Подставим координаты векторов-баз из таблицы 3.1 в систему уравнений (3.7).

$$\begin{cases} 1.414 \cdot k_x = \Phi_1, \\ 1.414 \cdot k_z z_2 = \Phi_2, \\ \sqrt{k_x^2 + k_y^2 + k_z^2} = 1. \end{cases}$$

или

$$\begin{cases} k_x = \Phi_1 / 1.414, \\ k_z = \Phi_2 / 1.414, \\ k_z = \sqrt{1 - (k_x^2 + k_z^2)}. \end{cases}$$

Начальную отбраковку решений, не входящих в область возможных значений будем производить по критерию

$$(k_x^2 + k_z^2) < 1$$

Диапазон неоднозначности по базам составляет

$$N_{\max} = \pm B_1 / \lambda = 1.414 / 0.1872 = 7.6$$

Примем  $N_{\max} = \pm 8$

В таблице 3.3 приведены возможные значения  $\Phi_1$  и  $\Phi_2$ . Жирным шрифтом выделены истинные значения. Заметим, что коэффициент  $k_x$  зависит только от  $\Phi_1$ , а коэффициент  $k_z$  – только от  $\Phi_2$ .

Таблица 3.3 – Возможные значения  $\Phi_1$  и  $\Phi_2$

N	$\Phi_1$	$\Phi_2$	N	$\Phi_1$	$\Phi_2$
-8	-1,44694	-1,5603	1	0,237862	0,1245
-7	-1,25974	-1,3731	2	0,425062	0,3117
-6	-1,07254	-1,1859	3	<b>0,612262</b>	0,4989
-5	-0,88534	-0,9987	4	0,799462	0,6861
-4	-0,69814	-0,8115	5	0,986662	0,8733
-3	-0,51094	-0,6243	6	1,173862	<b>1,0605</b>
-2	-0,32374	-0,4371	7	1,361062	1,2477
-1	-0,13654	-0,2499	8	1,548262	1,4349
0	0,050662	-0,0627	–	–	–

В таблице 3.4 приведены возможные значения  $k_x$  и  $k_z$ . Жирным шрифтом выделены истинные значения.

Таблица 3.4 – Возможные значения  $k_x$  и  $k_z$

N	$k_x$	$k_z$	N	$k_x$	$k_z$
-8	-1,02329	-1,10347	1	0,168219	0,088048
-7	-0,8909	-0,97107	2	0,30061	0,220438
-6	-0,75851	-0,83868	3	<b>0,433</b>	0,352829
-5	-0,62612	-0,70629	4	0,56539	0,485219
-4	-0,49373	-0,5739	5	0,697781	0,61761
-3	-0,36134	-0,44151	6	0,830171	<b>0,75</b>
-2	-0,22895	-0,30912	7	0,962562	0,88239
-1	-0,09656	-0,17673	8	1,094952	1,014781
0	0,035829	-0,04434	–	–	–

Значения  $N = \pm 8$  отбраковываются сразу, поскольку результат больше 1. Следовательно, максимальное значение надо округлять в меньшую сторону, т.е. до  $\pm 7$ . Возможные значения могут лежать только в верхней

полусфере. Если перебор осуществляется по разности НКА, то возможные положения вектора могут быть как в верхней, так и в нижней полусфере, причем эти положения отличаются лишь знаком вертикальной составляющей  $k_y$ .

Начальный набор решений с отбраковкой  $(k_x^2 + k_z^2) < 1$  составляет 180 возможных решений. Далее для каждого возможного пеленга вычисляем разности хода по остальным базам, вычитаем из них измеренные значения фазовых сдвигов и путем вычитания целых циклов приводим полученные разности к диапазону  $\pm\lambda/2$ .

Суммарная невязка имеет единственное нулевое значение, соответствующее правильному решению. Наименьшие значения невязки для ложных решений приведены в таблице 3.6, в которой жирным выделено единственное правильное решение.

Таблица 3.5 – Наименьшие значения невязки для ложных решений

$N_1$	$N_2$	Невязка, м (град,)
<b>3</b>	<b>6</b>	<b>0</b>
3	-4	0,013504 (25,97°)
1	1	0,023639 (45,46°)
5	5	0,023639 (45,46°)
3	2	0,032038 (61,61°)
1	-3	0,033951 (65,29°)
5	-3	0,033951 (65,29°)

Оценим помехоустойчивость алгоритма. Поскольку невязки – это разность априорных и измеренных значений фазового сдвига, суммарная невязка, равная корню квадратному из суммы квадратов невязок, напрямую характеризует погрешность измерения фазового сдвига, при которой ложное решение отличается от истинного. Суммарная невязка включает в себя измерения по 5 базам, поэтому максимальная погрешность измерения

составляет  $10...20^\circ$ . При этом в итоговом наборе имеется кроме истинного, 1–2 ложных решения. Эти результаты сравнимы с навигационным алгоритмом, при котором производится перебор неоднозначностей 6 НКА при измерении на одну базу.

Дальнейшая отбраковка производится по углу между направляющими косинусами между направлениями на различные НКА. При этом число НКА составляет как минимум 4, а чаще всего 6–8 НКА для каждой из систем ГЛОНАСС и GPS. Как показывает опыт применения навигационного алгоритма при двухбазовом интерферометре, максимальная погрешность измерения фазовых сдвигов составляет  $20\text{--}40^\circ$ , поэтому можно ожидать, что пеленгационный алгоритм должен, как минимум, иметь не худшую помехоустойчивость.

### 3.3 ВЫВОДЫ ПО ГЛАВЕ 3

В данной главе решена поставленная задача разработки метода ускоренного разрешения фазовой неоднозначности, возникающей в многоканальных ГНСС-приемниках при реализации интерферометрических способов измерения пространственной ориентации.

Эффективность одномоментного переборного метода разрешения фазовой неоднозначности зависит от числа наблюдаемых НКА и длины базы. При длине базы 1 м возможна работа переборного метода уже при 5 наблюдаемых НКА при шумовом СКО измерения фазового сдвига  $50^\circ$ , в то время как при длине базы 10 м, при такой же погрешности измерения, необходимо наблюдение 7–8 НКА.

Переборный метод разрешения фазовой неоднозначности можно применять при длине баз интерферометра до 3 м и предельном СКО погрешности измерения фазовых сдвигов  $15\text{--}20^\circ$ .

Минимальное созвездие наблюдаемых НКА для реализации переборного метода составляет 5. При измерении сигналов 8 НКА и длине базы 1 м практически во всех случаях получается однозначное решение.

Вероятность ложных решений в линейной ФАР существенно меньше, чем в случае однобазового интерферометра. При этом эффективность линейной ФАР особенно проявляется при малом числе наблюдаемых НСКА и длинных базах. При использовании линейной ФАР уменьшается зависимость вероятности ложных решений от длины базы по сравнению с однобазовым интерферометром. Таким образом, появляются дополнительные возможности увеличения длины баз, а следовательно, и уменьшения погрешности измерения пространственной ориентации объектов. Потенциально одномоментные методы разрешения фазовой неоднозначности остаются работоспособными на базах длиной до 10 м при погрешности измерения фазовых сдвигов  $20...40^\circ$ . Вместе с тем динамические методы не имеют ограничения по шумовой погрешности измерения фазового сдвига.

Разработанный метод разрешения фазовой неоднозначности в ГНСС-приемниках, оснащенных многоэлементными антенными решетками, основанный на пеленгационном методе, позволяет использовать переборные методы даже при достаточно длинных базах (более 0,7 м) по причине небольшого числа вариантов перебора.

## **4. ПРОГРАММНО-АППАРАТНЫЙ КОМПЛЕКС МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРОЦЕССОВ ПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ И ИЗМЕРЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОЙ ОРИЕНТАЦИИ КА НА ГСО**

### **4.1 СОСТАВ ПРОГРАММНО-АППАРАТНОГО КОМПЛЕКСА**

#### **4.1.1 Состав программно-аппаратного комплекса**

Программно-аппаратный комплекс (ПАК) моделирования процессов позиционирования и измерения пространственной ориентации КА на ГСО состоит:

1) Аппаратная часть:

а) два комплекта макета многоканального ГНСС-приемника с антенной системой, используемые для оценки измерений псевдодальности по навигационным сигналам НКА разностными методами;

б) имитатор сигналов ГЛОНАСС и GPS;

в) измерительная аппаратура в комплекте с калиброванными антеннами и элементами фидерного тракта;

г) управляющий персональный компьютер;

д) технологические кабели, коммутаторы, источники питания и т.п.

2) Программная часть:

а) специальное программное обеспечение многоканального ГНСС-приемника;

б) Компьютерная модель бортовой навигационной системы КА, основанной на использовании многоканальных ГНСС-приемников, обеспечивающей реализацию разработанных методов высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА на ГСО;

в) Компьютерная модель навигационного поля в заданной точке орбиты КА на ГСО;

г) системное программное обеспечение.

Структурная схема программно-аппаратного комплекса моделирования процессов позиционирования и измерения пространственной ориентации КА на ГСО представлена на рисунке 4.1, внешний вид на рисунке 4.2–4.3.

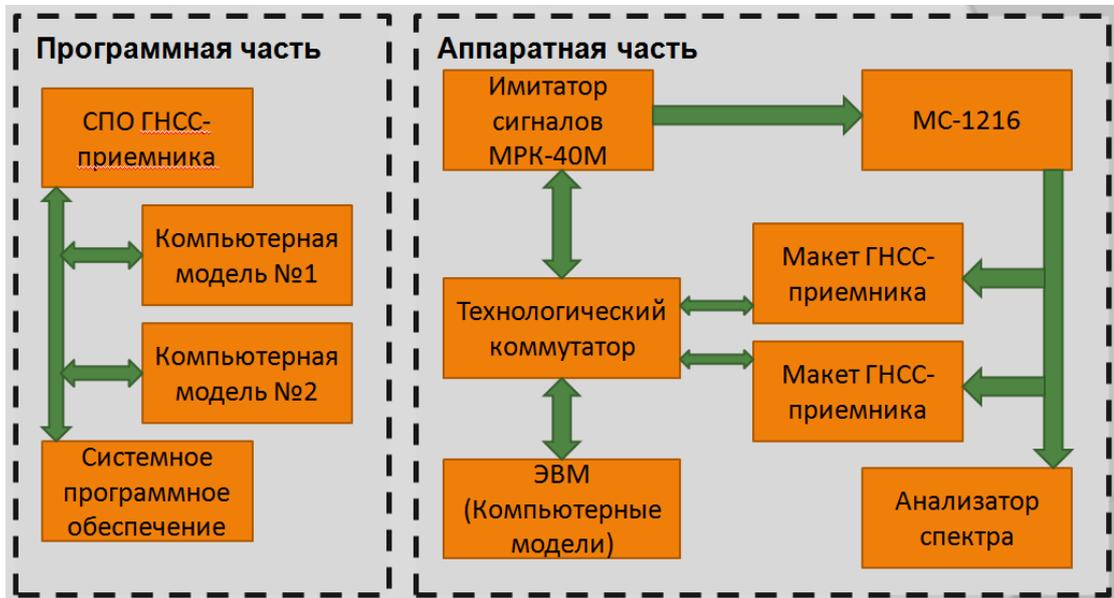


Рисунок 4.1 – Структурная схема программно-аппаратного комплекса моделирования процессов позиционирования и измерения пространственной ориентации КА на ГСО



Рисунок 4.2 – Размещение элементов ПАК моделирования



Рисунок 4.3 – Комплекс антенных систем ПАК моделирования

При помощи имитатора сигналов ГЛОНАСС и GPS формируются сигналы НКА, которые подаются на излучающую антенну или непосредственно на вход макета многоканального ГНСС-приемника. Макет многоканального ГНСС-приемник осуществляет прием и обработку навигационных сигналов в соответствии с разработанными методами высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА на ГСО. При помощи персонального компьютера производится управление имитатором радионавигационных сигналов и макетом ГНСС-приемника с использованием разработанных компьютерных моделей движения и видимости КА на ГСО. Контроль за мощностью принимаемых навигационных сигналов производится при помощи анализатора спектра.

Программно-аппаратный комплекс моделирования процессов позиционирования и измерения пространственной ориентации КА на ГСО обеспечивает:

- а) автоматическое (без участия оператора) непрерывное круглосуточное проведение измерений текущих навигационных параметров;
- б) прием навигационных сигналов, начиная с минимального угла места НКА  $5^\circ$  не менее чем от 24 НКА;
- в) прием и обработку радиосигналов по всем радиовидимым НКА ГЛОНАСС в частотных диапазонах L1, L2;
- г) прием и обработку сигналов НКА GPS по коду C/A в частотном диапазоне L1;
- д) выделение из сигналов НКА оперативной навигационной информации;
- е) прием альманахов навигационных систем с их сохранением в энергонезависимой памяти и выдачу этой информации в управляющий персональный компьютер;
- ж) формирование сигналов, аналогичных навигационным сигналам ГЛО-НАСС на частотах L1 и L2 и GPS на частоте L1;

з) контроль и измерение параметров имитируемых навигационных сигналов ГЛОНАСС и GPS.

Компьютерные модели бортовой навигационной системы КА, основанные на использовании многоканальных ГНСС-приемников, имитируют работу системы навигации в соответствии с разработанными методами высокоточной навигации:

- высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА на ГСО, основанных на использовании в составе бортовой аппаратуры космических аппаратов многоканальных ГНСС-приемников(модель №1);
- обработки межспутниковых и беззапросных измерений на временном интервале автономного функционирования(модель №2).

Так же компьютерные модели имитируют орбитальное движение всех навигационных КА и КА ГСО и в соответствии с рассчитанным взаимным положением навигационных КА и КА на ГСО, Земли и формой диаграммы направленности антенны навигационного КА позволяют рассчитывать мощность принимаемого радионавигационного сигнала.

Технические характеристики моделей:

- а) измерение текущих координат и пространственной ориентации – с использованием всех имеющихся КА ГЛОНАСС и GPS в зоне видимости;
- б) измерение текущих координат и пространственной ориентации для КА на ГСО – одномоментными методами;
- в) точность измерения текущих координат и пространственной ориентации:
  - координат КА при использовании сигналов КА ГЛОНАСС и GPS со среднеквадратической погрешностью не более 1000 м;
  - скорости со среднеквадратической погрешностью не более 0,1 м/с;

- углов пространственной ориентации использовании антенной системы с базовыми расстояниями между антенными модулями 0,7 м: с систематической погрешностью не более 10'.

Результаты работы:

- а) координаты места и вектора путевой скорости движения и углов пространственной ориентации антенного поста и связанного с ним КА при работе по всем сигналам КА ГЛОНАСС и GPS;
- б) выдача на бортовой комплекс управления КА текущих координат основного антенного модуля антенного поста системы, его вектора скорости, пространственной ориентации антенного поста и связанного с ним объекта;
- в) прием, хранение и обновление альманахов систем ГЛОНАСС и GPS и выработку рекомендаций для проведения сеансов наблюдения в любой заданный момент времени.

Возможности:

- а) расчет координат места и вектора путевой скорости движения антенного поста и связанного с ним КА при работе по всем сигналам КА ГЛОНАСС и GPS;
- б) автоматизации процесса расчета количества одновременно наблюдаемых НКА для заданной точки стояния КА на ГСО;
- в) расчет углов пространственной ориентации антенного поста и связанного с ним КА при работе по всем сигналам КА ГЛОНАСС и GPS;
- г) автоматизация процесса определения местоположения НКА в заданный момент времени по данным альманаха;
- д) имитация навигационных сигналов ГЛОНАСС и GPS;
- е) интерактивный выбор вида принимаемых навигационных сигналов, подлежащих обработке;
- ж) интерактивного просмотра количества одновременно наблюдаемых НКА для заданной точки стояния КА на ГСО;
- з) интерактивного просмотра создаваемого НКА плотности потока мощности радионавигационных сигналов в зависимости от задаваемых

параметров местоположения и чувствительности приемника, формы ДН приемной антенны;

и) интерактивный выбор вида и параметров (амплитуды, литеры и доплеровской частоты) имитируемых навигационных сигналов;

к) интерактивный выбор типа используемой навигационной системы;

л) интерактивный выбор типа и конфигурации используемой антенной системы ГНСС-приемника;

м) сохранение результатов работы в файлах данных с возможностью последующей обработки сторонними программами.

#### **4.1.2 Компьютерная модель навигационного поля в заданной точке орбиты космических аппаратов на геостационарных орбитах.**

##### ***4.1.2.1 Функциональное назначение.***

Компьютерная модель навигационного поля в заданной точке орбиты космических аппаратов на геостационарных орбитах реализует возможность проверки эффективности методов высокоточной навигации КА на ГСО. Включает в себя следующие модули: определения координат НКА ГЛОНАСС и GPS по данным альманаха; расчета зон видимости сигналов НКА из точек стояния КА на.

Компьютерная модель навигационного поля в заданной точке орбиты космических аппаратов на геостационарных орбитах предназначена для:

- 1) проверки эффективности методов высокоточной навигации КА на ГСО;
- 2) определения координат НКА ГЛОНАСС и GPS по данным альманаха;
- 3) расчета зон видимости сигналов НКА из точек стояния КА на ГСО;
- 4) определения энергетического потенциала радиолинии «НКА – КА на ГСО»;
- 5) интерактивного просмотра полученных результатов измерений.

#### 4.1.2.2 Описание логической структуры

Блок схема алгоритма интерфейса пользователя компьютерной модели «Компьютерная модель навигационного поля в заданной точке орбиты космических аппаратов на геостационарных орбитах» показана на рисунке 4.4

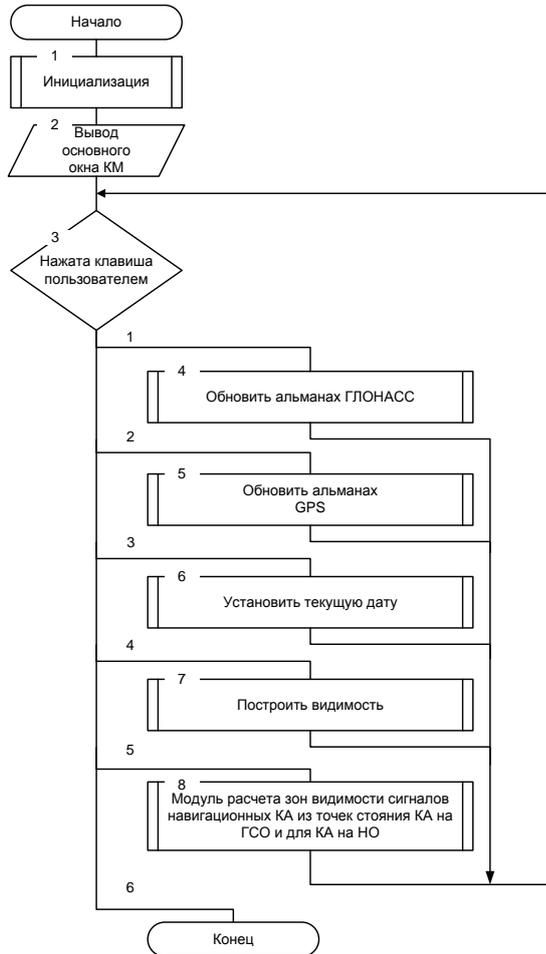


Рисунок 4.4– Блок схема алгоритма интерфейса пользователя компьютерной модели.

Блок схема модуля расчета зон видимости сигналов навигационных КА из точек стояния КА на ГСО, показана на рисунке 4.5.

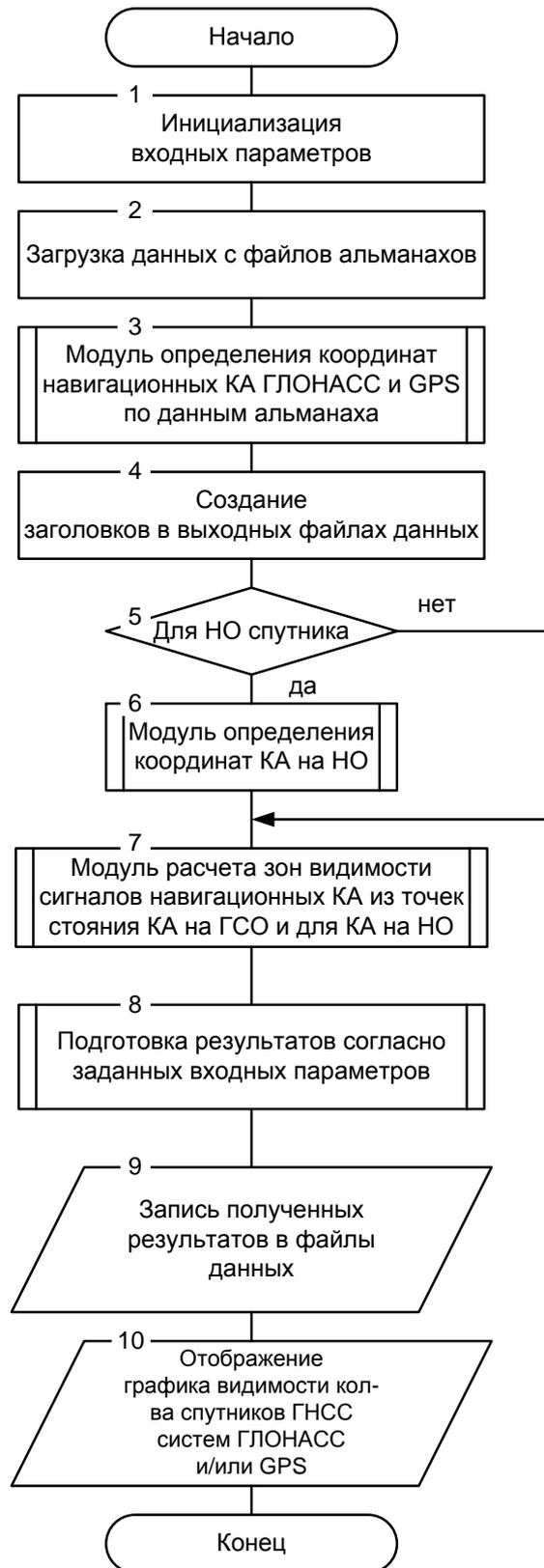


Рисунок 4.5– Блок схема модуля расчета зон видимости сигналов навигационных КА из точек стояния КА на ГСО.  
 Блок схема модуля определения координат навигационных КА ГЛОНАСС и GPS по данным альманаха, показана на рисунке 4.6.



Рисунок 4.6– Блок схема модуля определения координат навигационных КА ГЛОНАСС и GPS по данным альманаха.

#### 4.1.2.3 Используемые методы

Алгоритм расчета параметров движения НКА по данным альманаха согласно интерфейсного контрольного документа (редакция 5.1) глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС 2008 г.

Рассчитываем момент прохождения восходящего узла орбиты  $t_k$  на витке, к которому принадлежит момент  $t_i$ :

$$t_k = 86400 * N_d + (N_m * 60) - t_{\Omega}, \quad (4.1)$$

где  $N_d$  - количество дней от даты выпуска альманаха,

$N_m$  - количество минут от 0 часов текущего дня,

$t_{\Omega}$  - поправка времени КА ГЛОНАСС относительно системного времени.

Рассчитываем наклонение орбиты спутника:

$$I = i_{\text{ср}} + \Delta i, \quad (4.2)$$

где  $\Delta i$  - поправка к среднему значению наклонения орбиты на момент  $t_\lambda$ ,

$i_{\text{ср}}$  - среднее значение наклонения орбиты принято равным  $63^\circ$ ,

$t_\lambda$  - московское декретное время прохождения  $j$ -м НКА восходящего узла орбиты, ближайшее к началу суток с номером  $N_{Aj}$  (секунды),

$N_{Aj}$  - календарный номер суток внутри четырехлетнего периода от начала ближайшего високосного года, к которым относятся данные альманаха системы для  $j$ -го НКА.

Рассчитываем драконический период обращения спутника:

$$T_{\text{др}} = T_{\text{др.ср}} + dT + \frac{ddT}{T_{\text{др.ср}}} \cdot t_k, \quad (4.3)$$

где  $T_{\text{др.ср}}$  - поправка к среднему значению драконического периода обращения спутника на момент  $t_\lambda$  (среднее значение  $T$  драконического периода обращения спутника принято равным 43200 с)

$dT$  - поправка к среднему значению драконического периода обращения спутника на момент  $t_\lambda$ ,

$ddT$  - скорость изменения драконического периода обращения спутника.

Рассчитываем большую полуось орбиты:

$$A = \left( \mu \left( \frac{T_{\text{др}}}{2\pi} \right)^2 \right)^{1/3}, \quad (4.4)$$

где  $\mu$  – константа гравитационного поля Земли, равная  $398600,44 \text{ км}^3 / \text{с}^2$ .

Рассчитываем среднее движение НКА:

$$n = \frac{2\pi}{T_{\text{др}}}, \quad (4.5)$$

Рассчитываем поправки долготы восходящего узла и аргумента перигея за счет несферичности Земли:

$$\Delta\lambda = \frac{-10\left(\frac{R_3}{A}\right)^{7/2} \cdot \cos I \cdot \pi}{180 \cdot 86400}, \quad (4.6)$$

$$\Delta\omega = \frac{5\left(\frac{R_3}{A}\right)^{7/2} \cdot (5 \cdot \cos^2 I - 1) \cdot \pi}{180 \cdot 86400}, \quad (4.7)$$

где  $R_3$  - экваториальный радиус Земли, равный 6378,136 км.

Рассчитываем долготу восходящего узла на время прогноза  $t_k$ :

$$\lambda_k = \lambda \cdot \pi + (\Delta\lambda - \omega_3) \cdot t_k, \quad (4.8)$$

где  $\omega_3$  - угловая скорость вращения Земли, равная  $7.292115 \cdot 10^{-5}$ .

Рассчитываем аргумент перигея на время прогноза:

$$\omega_k = \omega \cdot \pi + \Delta\omega \cdot t_k, \quad (4.9)$$

где  $\omega$  - аргумент перигея орбиты спутника на момент  $t_\lambda$ .

Рассчитываем эксцентрическую аномалию на момент прохождения перигея:

$$E_0 = \arctg\left(\frac{\sqrt{1-e^2} \cdot \sin(-\omega)}{e + \cos(-\omega)}\right), \quad (4.10)$$

где  $e$  - эксцентриситет орбиты спутника на момент  $t_\lambda$ .

Рассчитываем среднюю аномалию на момент прохождения перигея:

$$M_0 = E_0 - e \cdot \sin(E_0), \quad (4.11)$$

Рассчитываем среднюю аномалию на момент прогноза:

$$M_k = M_0 + n \cdot t_k, \quad (4.12)$$

Рассчитываем эксцентрическую аномалию на момент прогноза производится итерационно из уравнения:

$$dE = \frac{E_k - e \cdot \sin E_k - M_k}{1 - e \cdot \cos E_k}, \text{ пока } |dE| > 1 \cdot 10^{-8}, \quad (4.13)$$

Рассчитываем истинную аномалию на момент прогноза:

$$U_k = \arctg\left(\frac{\sqrt{1-e^2} \cdot \sin(E_k)}{\cos(E_k) - e}\right), \quad (4.14)$$

Рассчитываем аргумент широты:

$$F_k = U_k + \omega_k, \quad (4.15)$$

Рассчитываем текущий радиус-вектор:

$$R_k = A \cdot (1 - e \cdot \cos(E_k)), \quad (4.16)$$

Рассчитываем координаты НКА в плоскости орбиты:

$$\begin{aligned} X_0 &= R_k \cdot \cos(F_k), \\ Y_0 &= R_k \cdot \sin(F_k). \end{aligned} \quad (4.17)$$

Используя рассчитанные ранее значения в (3), (9), (18), найдем необходимые для расчета навигационного поля координаты НКА в ГЦСК:

$$\begin{aligned} X &= X_0 \cdot \cos \lambda_k - Y_0 \cos I \cdot \sin \lambda_k, \\ Y &= X_0 \cdot \sin \lambda_k + Y_0 \cos I \cdot \cos \lambda_k, \\ Z &= Y_0 \cdot \sin I. \end{aligned} \quad (4.18)$$

Заложенный в компьютерную модель алгоритм расчет энергетического потенциала радиолинии «НКА – КА на ГСО» по навигационному каналу описан в Главе 2 п. 2.1.2.

#### **4.1.2.4 Входные данные**

Входными данными компьютерной модели являются следующие параметры:

- 1) Файл с данными эфемерид согласно альманаха КНС ГЛОНАСС (<https://www.glonass-iac.ru/>);
- 2) Файл с данными эфемерид по данным альманаха GPS (<https://www.glonass-iac.ru/>);
- 3) Значения коэффициента усиления бортовой антенны в зависимости от диаграммы направленности по частотам L1, L2 и L3 (от угла излучения  $\Theta$  передающей антенны навигационного сигнала НКА относительно нормали в направлении на КА на ГСО при различных углах места  $\varepsilon$  наблюдения НКА) и типа НКА; зависимость

коэффициента усиления антенны МРЛ НКА в направлении КА на ГСО от угла  $\varepsilon$ ;

- 4) Тип спутника ГЛОНАСС, частота излучаемого НС;
- 5) Основные параметры геостационарного спутника (широта, долгота орбиты; высота орбиты; коэффициент усиления приемной антенны, минимальная чувствительность ГНСС-приемника);
- 6) Дата, время момента начала необходимых расчетов;

#### **4.1.2.5 Выходные данные**

Выходными данными компьютерной модели является графическое отображение количества наблюдаемых НКА ГЛОНАСС точек стояния КА на ГСО в зависимости от входных параметров;

4) Файлы :

1.txt - видимость геостационарного спутника да -"1" , нет -"0" на 17 витковом периоде обращения НКА ГЛОНАСС;

2.txt - значение угла  $\varepsilon$  между векторами от геостационарного спутника к центру Земли и координатам НКА ГЛОНАСС;

3.txt - значение длинны вектора от геостационарного спутника к координатам НКА ГЛОНАСС;

4.txt - значение координат  $x, y, z$  в ГЦСК НКА ГЛОНАСС;

1gps.txt - видимость геостационарного спутника да -"1" , нет -"0" на 17 витковом периоде обращения НКА ГЛОНАСС;

2gps.txt - значение угла  $\varepsilon$  между векторами от геостационарного спутника к центру Земли и координатам НКА ГЛОНАСС;

3gps.txt - значение длинны вектора от геостационарного спутника к координатам НКА ГЛОНАСС;

4gps.txt - значение координат  $x, y, z$  в ГЦСК НКА ГЛОНАСС;

5.txt - видимость геостационарного спутника да -"1" , нет -"0" на 17 витковом периоде обращения НКА ГЛОНАСС и GPS.

Формат \*.txt – текстовый, разделители – знак табуляции "\t". Данные одного измерения записываются в одну строку. Форматы полей по горизонтали согласно таблиц 4.1-4.5.

Таблица 4.1 – Форматы полей файла 1.txt/1gps.txt по горизонтали.

№ строк и	Наименование	примечание
1	Дата и время начала отсчета	
2	Время отсчета начиная с 00ч.00мин.00 сек. с интервалом 1 мин. на 17 витковом интервале.	Разделитель значений по столбцам - знак табуляции "\t"
3..26/ 3..32	Индикатор видимости НКА из точки стояния КА на ГСО. 0 - вне зоны диаграммы направленности 1 - в зоне диаграммы направленности	Разделитель значений по столбцам - знак табуляции "\t" Всего 24/32 строки, соответствующие порядковым номерам спутников ГЛОНАСС/GPS из альманаха.
27/33	Общее количество видимых НКА	Разделитель значений по столбцам - знак табуляции "\t"

Таблица 4.2 – Форматы полей файла 2.txt/2gps.txt по горизонтали.

№ строки	Наименование	примечание
1	Дата и время начала отсчета	
2	Время отсчета начиная с 00ч.00мин.00 сек. с интервалом 1 мин. на 17 витковом интервале.	Разделитель значений по столбцам - знак табуляции "\t"
3..26/3..32	Значение угла $\epsilon$ между векторами от геостационарного спутника к центру Земли и координатам НКА ГЛОНАСС/GPS	Разделитель значений по столбцам - знак табуляции "\t" Всего 24/32 строки, соответствующие порядковым номерам спутников ГЛОНАСС/GPS из альманаха.

Таблица 4.3 – Форматы полей файла 3.txt/3gps.txt по горизонтали.

№ строки	Наименование	примечание
1	Дата и время начала отсчета	
2	Время отсчета начиная с 00ч.00мин.00 сек. с интервалом 1 мин. на 17 витковом интервале.	Разделитель значений по столбцам - знак табуляции "\t"
3..26/3..32	Значение длинны вектора от геостационарного спутника к координатам НКА ГЛОНАСС/ GPS	Разделитель значений по столбцам - знак табуляции "\t" Всего 24/32 строки, соответствующие порядковым номерам спутников ГЛОНАСС/ GPS из альманаха.

Таблица 4.4 – Форматы полей файла 4.txt/4gps.txt по горизонтали.

№ строки	Наименование	примечание
1	Дата и время начала отсчета	
3..11488	значение координат x,y,z в ГЦСК НКА ГЛОНАСС/GPS	Разделитель значений по столбцам - знак табуляции "\t" Для выбранного порядкового номера НКА ГЛОНАСС/GPS

Таблица 4.5 – Форматы полей файла 5.txt по горизонтали.

№ строки	Наименование	примечание
1	Дата и время начала отсчета	
2	Время отсчета начиная с 00ч.00мин.00 сек. с интервалом 1 мин. на 17 витковом интервале.	Разделитель значений по столбцам - знак табуляции "\t"
3	Общее количество видимых НКА ГЛОНАСС и GPS	Разделитель значений по столбцам - знак табуляции "\t"

### **4.1.3 Компьютерная модель бортовой навигационной системы КА, основанной на использовании многоканальных ГНСС-приемников, обеспечивающей реализацию разработанных методов высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА ГСО**

#### **4.1.3.1 Функциональное назначение.**

«Компьютерная модель бортовой навигационной системы КА, основанной на использовании многоканальных ГНСС-приемников, обеспечивающей реализацию разработанных методов высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА на ГСО» имитирует работу бортовой навигационной системы КА и реализует возможность проведения сравнительной оценки и экспериментальных исследований разработанных методов высокоточной навигации КА на ГСО. Включает в себя следующие модули: измерения текущих координат основного антенного модуля; измерения пространственной ориентации антенного поста; расчета местоположения навигационных КА; имитации навигационных сигналов ГЛОНАСС и GPS.

«Компьютерная модель бортовой навигационной системы КА, основанной на использовании многоканальных ГНСС-приемников, обеспечивающей реализацию разработанных методов высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА на ГСО» предназначена для:

- 1) имитации работы бортовой навигационной системы КА;
- 2) проведения сравнительной оценки разработанных методов;
- 3) проведения экспериментальных исследований разработанных методов;
- 4) приема, хранения и обновления альманахов систем ГЛОНАСС и GPS и выработки рекомендаций для проведения сеансов наблюдения в любой заданный момент;

5) определения координат места и вектора путевой скорости движения и углов пространственной ориентации антенного поста и связанного с ним КА при работе по всем сигналам КА ГЛОНАСС и GPS;

6) проверки эффективности методов высокоточной навигации КА на ГСО;

7) определения координат НКА ГЛОНАСС и GPS по данным альманаха;

8) интерактивного просмотра полученных результатов измерений.

Функциональные ограничения на применение:

1) Наличие файла выгрузки данных оперативной информации с ГНСС-приемника МРК-101 с темпом выдачи не реже 1 минуты;

2) Наличие файла альманаха ГНСС ГЛОНАСС и GPS не старше 1 года со дня выпуска текущего файла альманаха на начало даты отсчета рассчитываемых значений;

#### ***4.1.3.2 Описание логической структуры***

Блок схема алгоритма интерфейса пользователя компьютерной модели «Компьютерная модель бортовой навигационной системы КА, основанной на использовании многоканальных ГНСС-приемников, обеспечивающей реализацию разработанных методов высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА на ГСО» показана на рисунке 4.7.

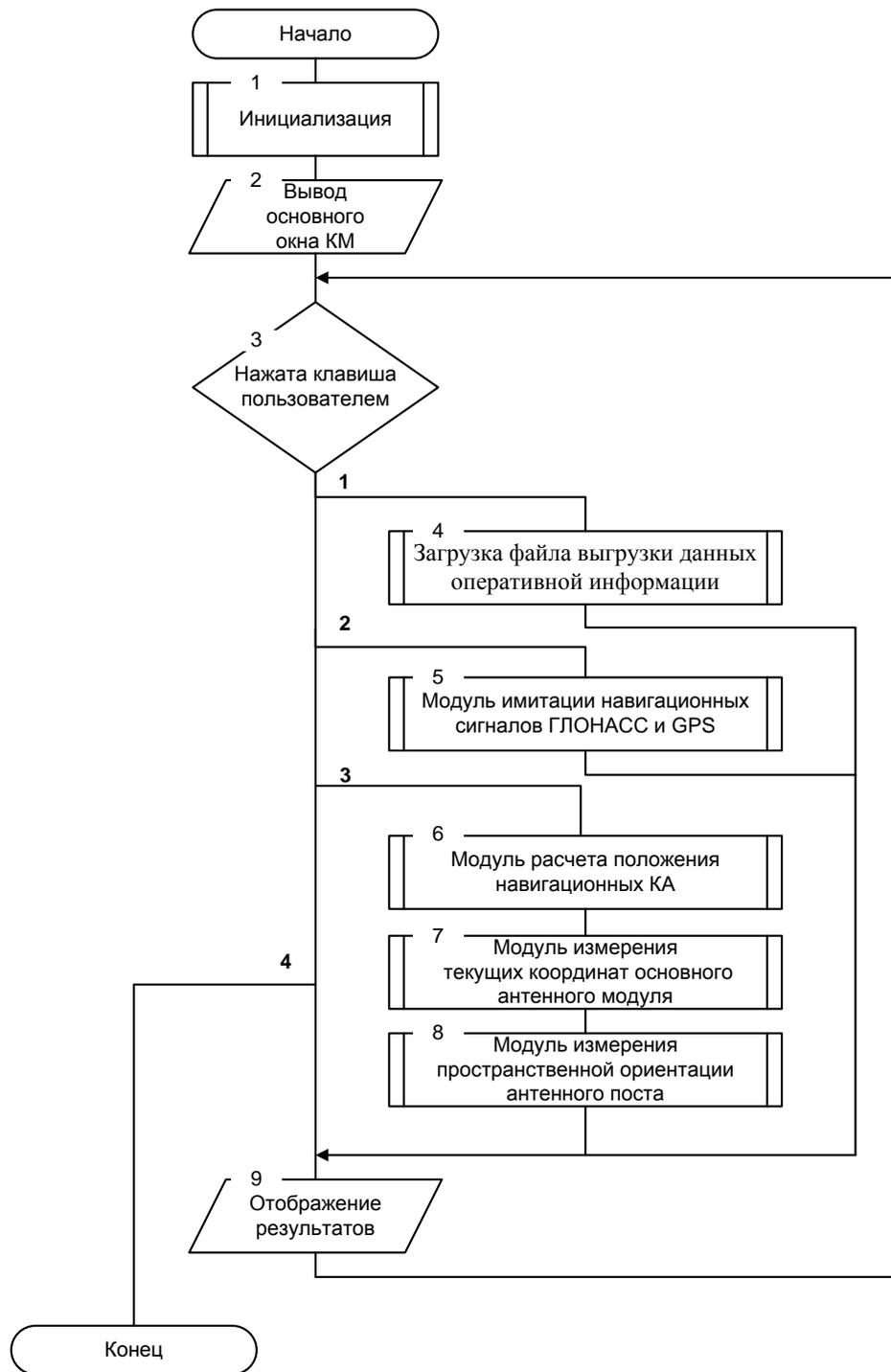


Рисунок 4.7 – Блок схема алгоритма интерфейса пользователя компьютерной модели

Блок схема модуля расчета местоположения навигационных КА показана на рисунке 4.8.



Рисунок 4.8 – Блок схема модуля расчета местоположения НКА

Блок схема модуля имитации навигационных сигналов ГЛОНАСС и GPS, показана на рисунке 4.9.

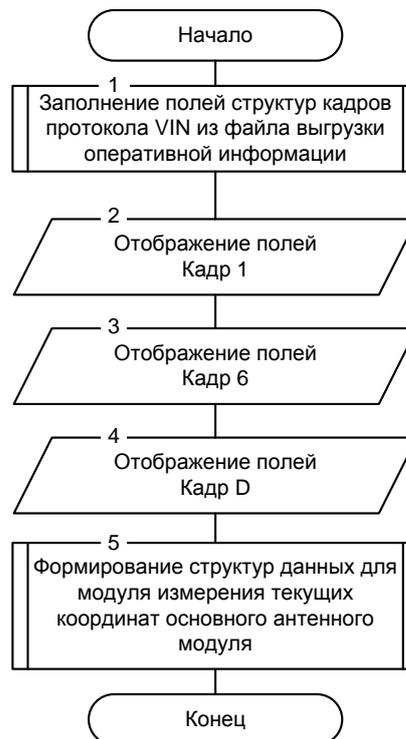


Рисунок 4.9 – Блок схема модуля имитации навигационных сигналов ГЛОНАСС и GPS

Блок схема модуля измерения текущих координат основного антенного модуля показана на рисунке 4.10, измерения скорости объекта – на рисунке 4.11.

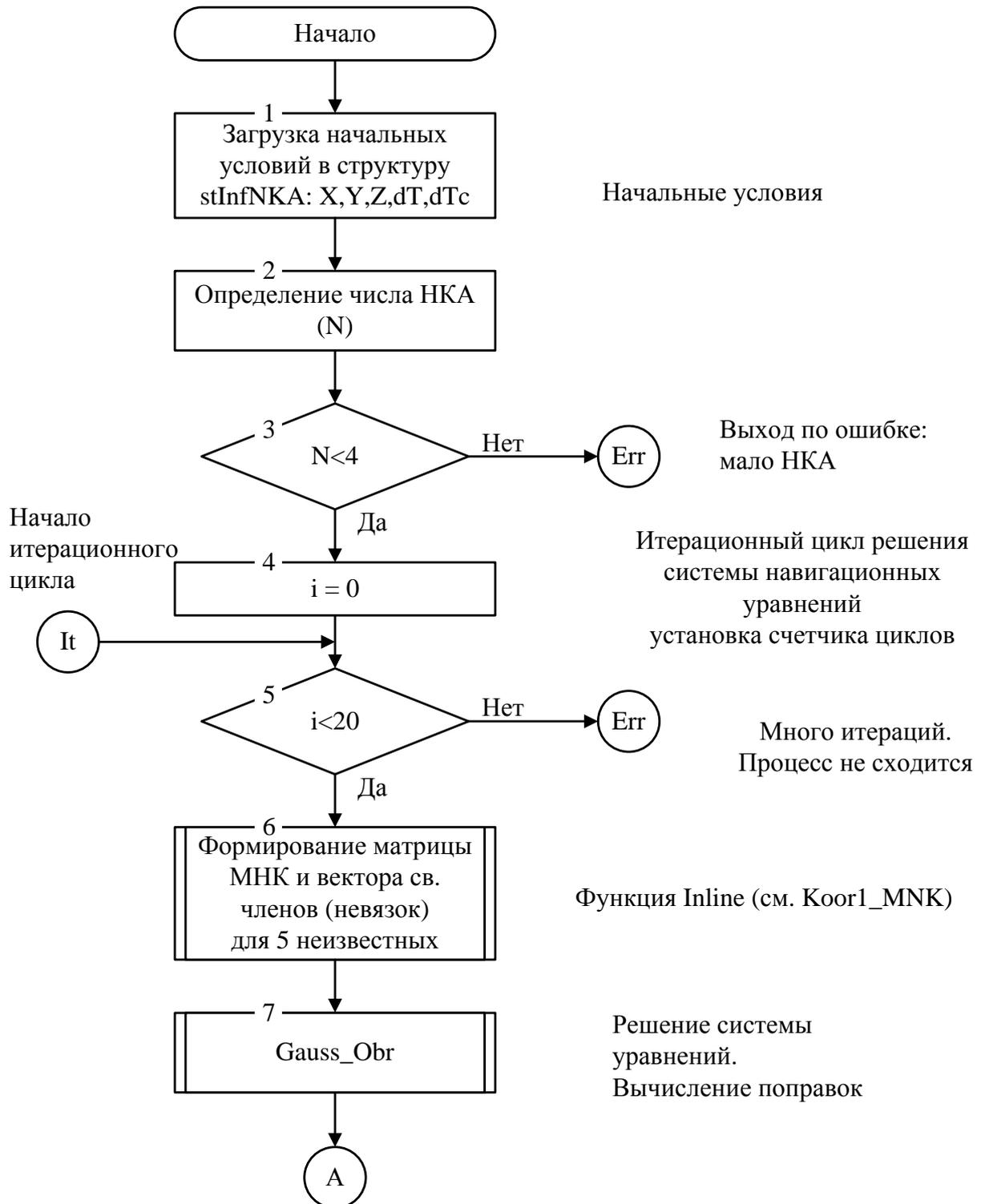


Рисунок 4.10 – Блок схема модуля измерения текущих координат основного антенного модуля

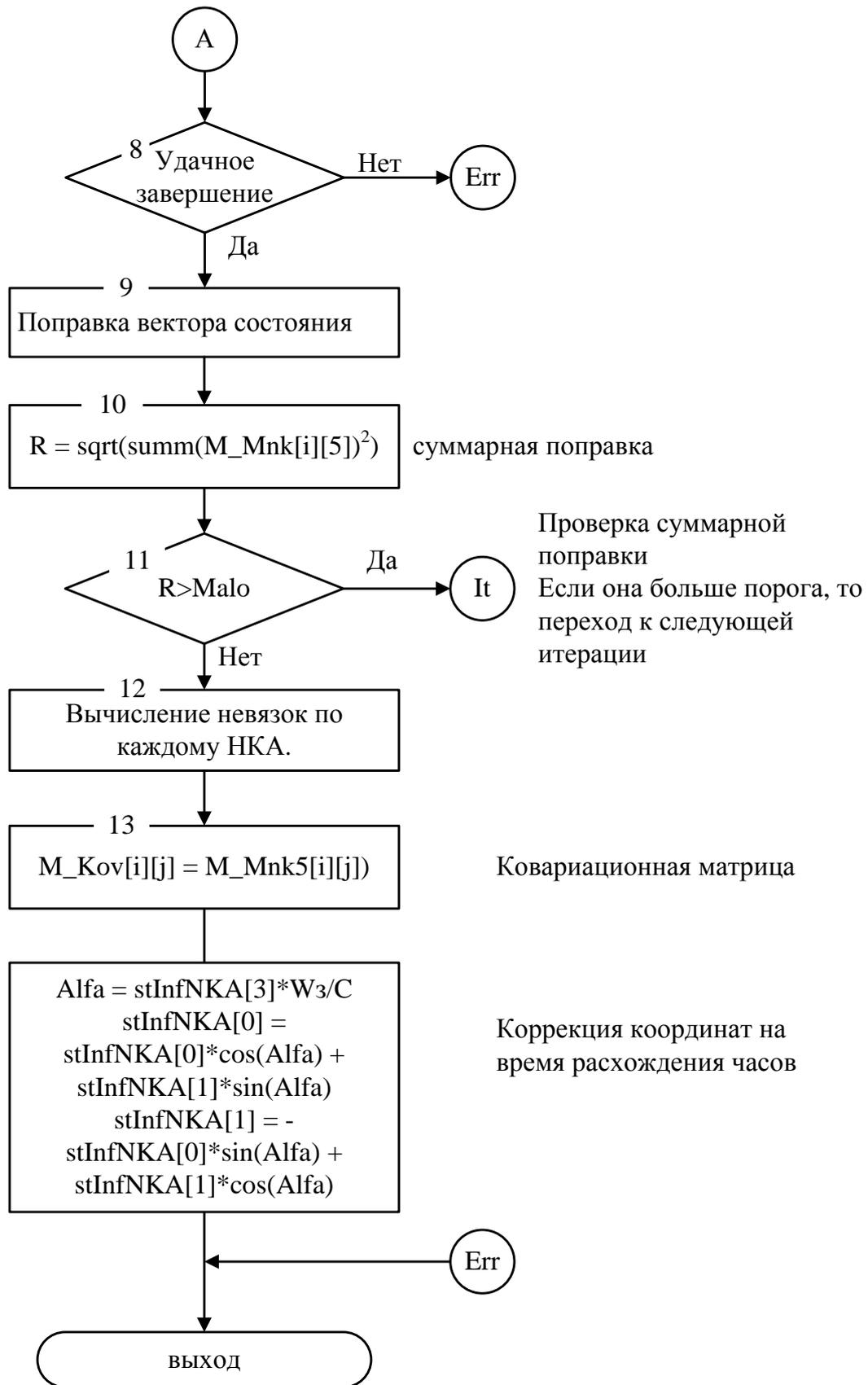


Рисунок 4.10 – Блок схема модуля измерения текущих координат основного антенного модуля (продолжение)

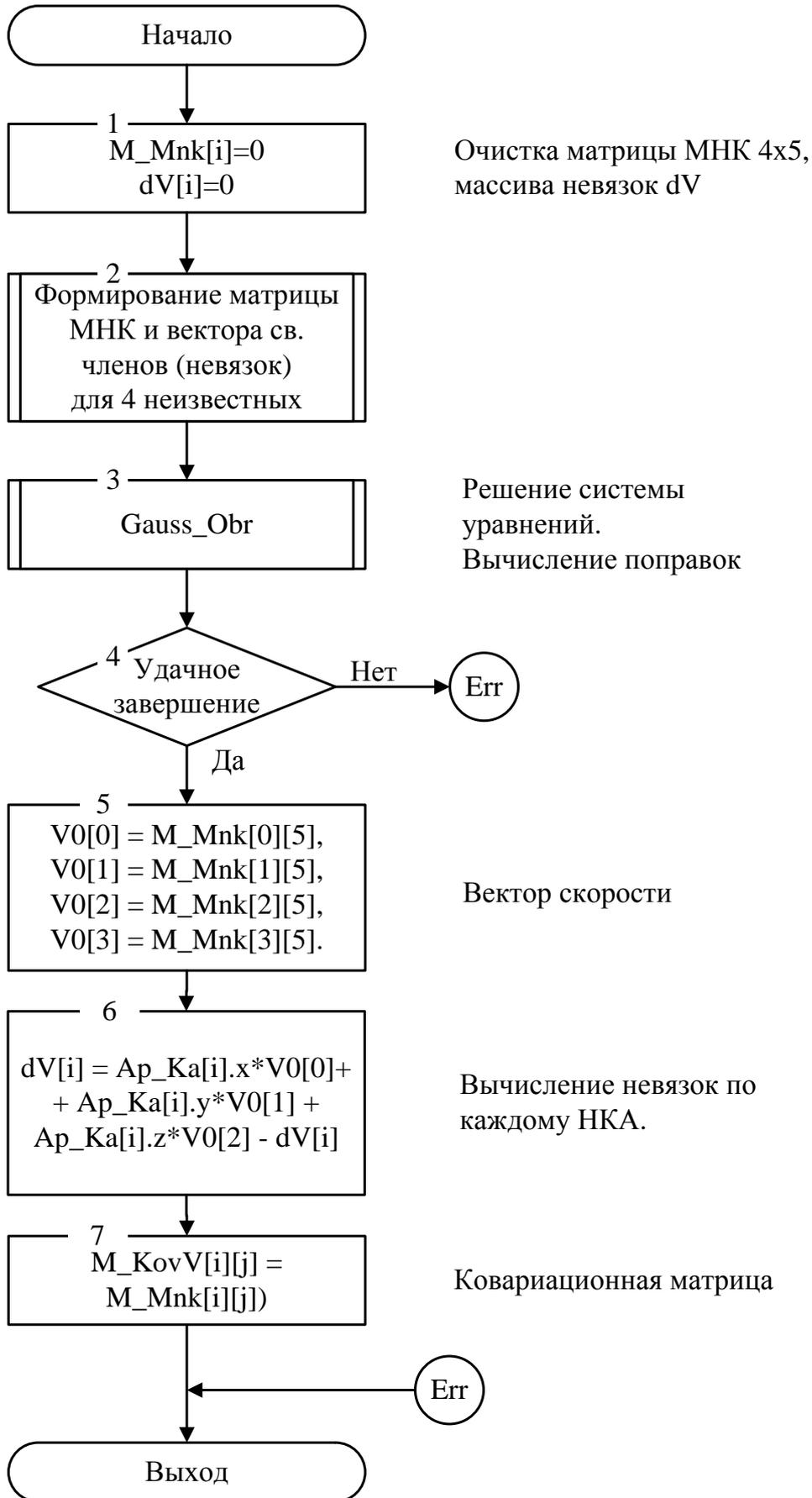


Рисунок 4.11 – Блок схема измерения скорости объекта

Блок схема модуля измерения пространственной ориентации антенного поста, показана на рисунке 4.12.

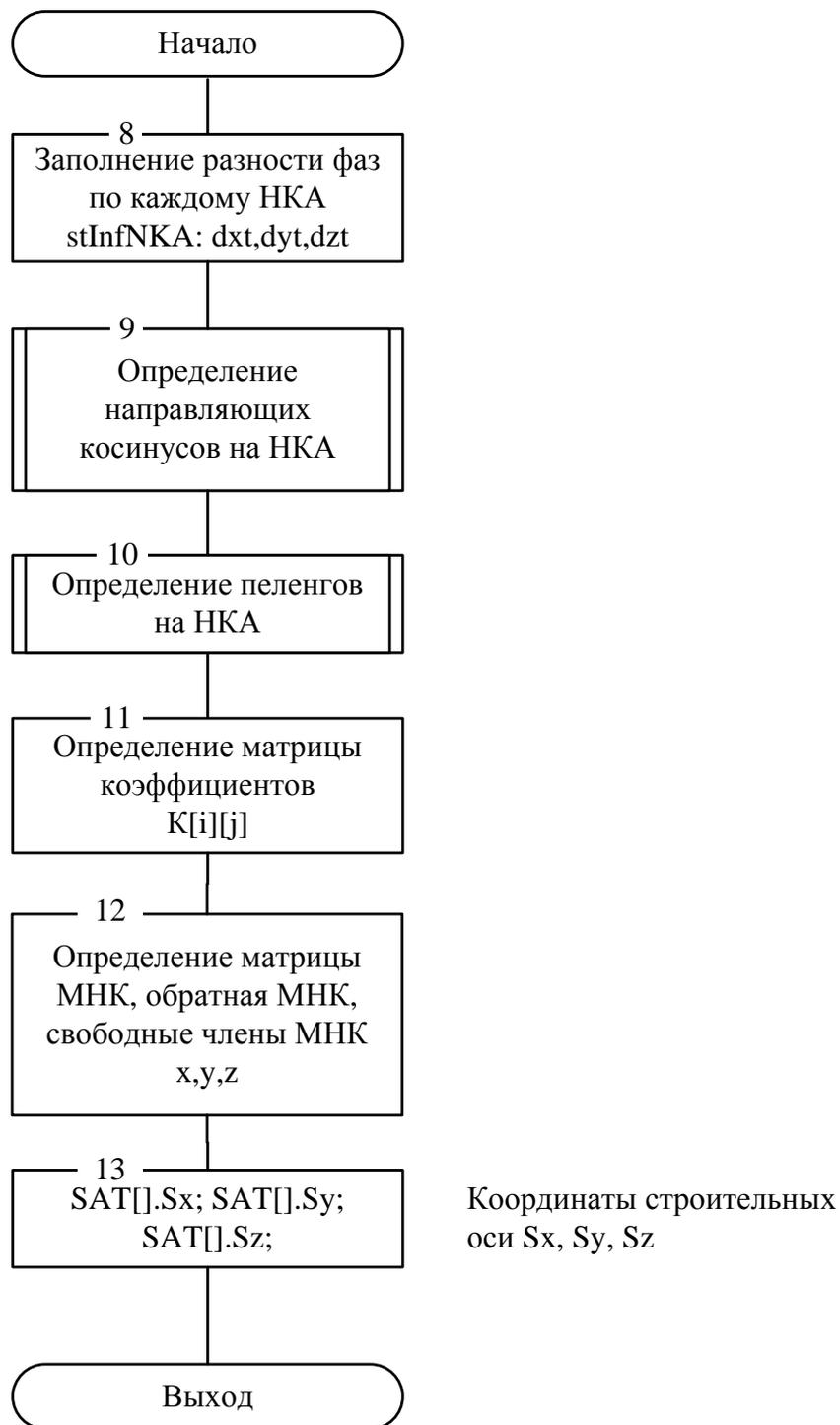


Рисунок 4.12 – Блок схема модуля измерения пространственной ориентации

### **4.1.3.3 Используемые методы**

#### **Метод расчета текущих координат основного антенного модуля**

Цели и задачи модуля измерения текущих координат основного антенного модуля – вычисление координат и отстройки шкал времени на основе одномоментных измерений псевдодальностей с учетом априорных сведений об отстройке шкал времени.

В начале модуля путем перебора массива stInfNKA и результатов работы компьютерной модели навигационного поля в заданной точке орбиты КА на ГСО определяется число НКА в расчете. После определения числа НКА производится его анализ. Если число НКА меньше четырех, то расчет невозможен и производится выход из программы по ошибке (метка Err) (см. рисунок 4.11). Далее вызывается программа решения навигационной задачи. При нормальном завершении программы вычисляется средняя невязка на НКА.

Стандартным алгоритмом навигационно-временных определений (НВО) по одномоментным результатам измерения радионавигационных параметров НКА в ГНСС-приемниках является псевдодальномерный метод.

Решение навигационной задача состоит в решении системы нелинейных уравнений, связывающих измеренные псевдодальности и координаты объекта. Поскольку задача нелинейная, ее решение производится итерационным методом (методом Ньютона). Итерации повторяются до тех пор, пока величина поправок не станет по абсолютной величине меньше некоторого порогового значения.

В начале работы модуля вводятся начальные условия. При втором и последующих измерениях начальные условия являются координатами объекта при предыдущем измерении, при измерительном интервале 1 с и менее точность начальных условий составляет десятки метров. При такой точности задания начальных условий для решения задачи потребуется всего 1...2 итерации (при нулевых начальных условиях – 5...6 итераций), что значительно разгружает процессор и уменьшает среднее время вычислений.

В конце работы модуля производится коррекция координат на время расхождения часов приемника и системы. Такая коррекция обусловлена следующим. При вычислении эфемерид НКА задается время измерения по внутренним часам приемника и эфемериды вычисляются на время излучения сигнала в системе координат, соответствующей времени измерения. Однако из-за расхождения часов время измерения задается со смещением. Из-за вращения Земли (и связанной с ней ГЦСК) возникает погрешность. Эфемериды рассчитаны правильно, но в другой системе координат, соответствующей заданному времени измерения. Соответственно и координаты объекта вычисляются в этой же системе. Система координат (ГЦСК), соответствующая истинному времени измерения успевает совершить поворот на угол, равный  $\alpha = \Omega \cdot \Delta t$ . Время  $\Delta t$  может составлять единицы и десятки мс. Например, в аппаратуре МРК расхождение часов определяется начальной синхронизацией и не превышает  $\pm 20$  мс. В дальнейшем эта величина существенно не изменяется за счет подстройки частоты опорного генератора. Погрешность координат при  $\Delta t = 20$  мс зависит от широты, на экваторе она максимальна и составляет примерно 10 м, что достаточно много. Практически эта погрешность проявляется в том, что при измерениях на неподвижной точке измеренные координаты будут изменяться от включения к включению на несколько метров. Если в приемнике предусмотрена коррекция бортовых часов, то при такой коррекции будут изменяться координаты  $X$  и  $Y$ . Коррекция заключается в повороте вокруг оси  $Z$  на угол  $\alpha$  полученных координат объекта.

Алгоритм вычисления вектора скорости во многом совпадает с алгоритмом вычисления координат. Для вычисления вектора скорости объекта используются измеренные псевдодоплеровские сдвиги частоты НКА. Решение системы уравнений дает оценки проекций вектора скорости на оси геоцентрической системы координат (ГЦСК)  $X$ ,  $Y$ ,  $Z$ , а также оценку относительного отклонения частоты опорного генератора ГНСС-приемника.

Для решения систем линейных уравнений используется метод Гаусса-Жордана с выбором главного элемента столбца. Метод Гаусса-Жордана отличается от метода Гаусса тем, что он является однопроходным. Сущность метода заключается в следующем.

Система уравнений задается квадратной матрицей коэффициентов и столбцом свободных членов. Размерность матрицы коэффициентов и свободных членов равна числу неизвестных. Как и в методе Гаусса формируется расширенная матрица, в которой к матрице коэффициентов добавляется справа столбец свободных членов.

Метод решения основан на том свойстве, что система уравнений остается справедливой при линейных преобразованиях со строками, т.е. можно к одной строке прибавить другую строку с масштабными коэффициентами.

При решении неважна природа коэффициентов, хотя при решении методом наименьших квадратов (МНК) матрица коэффициентов симметрическая, что могло бы упростить вычисления, однако целесообразно иметь универсальную функцию решения системы линейных уравнений и обращения матриц.

### **Метод расчета углов пространственной ориентации антенного поста**

В основу угловых измерений положен интерферометрический метод. Антенная система ГНСС-приемника представляет собой двухбазовый интерферометр. Измеряется фазовый сдвиг сигнала НКА, принимаемого на две разнесенные антенны.

Для определения ориентации антенного поста измеряется положение векторов-баз в системе координат, связанной с Землей, для чего используются результаты измерения фазового сдвига сигналов НКА между разнесенными антеннами по двум базам.

В зависимости от системы координат используются два метода решения.

В системе координат, так или иначе связанной с Землей (ГЦСК или ТЦСК) считаются известными направляющие косинусы направлений на НКА  $k_{x,y,z}$ , а неизвестными являются координаты векторов-баз.

В случае моделирования антенной системы ГНСС-приемника в виде антенной решетки, она будет представлять собой многобазовый интерферометр. При использовании  $m$ -антенного интерферометра одна из антенн используется в качестве опорной антенны, и вместе с остальными антеннами образует  $m-1$  векторов-баз.

В системе координат, связанной с объектом, напротив, известными считаются координаты векторов-баз, а неизвестными – направляющие косинусы направлений на НКА.

### **Методика расчета местоположения навигационных КА**

Расчет эфемерид ГЛОНАСС и GPS производится в одном и том же порядке. Сначала расшифровываются данные оперативной информации (ОИ). Затем по данным ОИ производится коррекция радионавигационных параметров (РНП). Далее производится расчет эфемерид на заданное время измерения.

Данные оперативной информации для одного НКА ГЛОНАСС представляет собой четыре 85-битные строки. В состав ОИ ГЛОНАСС (а также GPS) входят данные ухода бортовых часов данного НКА. Поскольку поправки псевдодальности в ОИ ГЛОНАСС и GPS имеют разные знаки, то для обеспечения единого формата целесообразно в составе выходных данных приводить два значения псевдодальности – «сырые» данные и скорректированные.

Функция частотно-временной коррекции начинается с вычисления текущего времени относительно опорного времени  $t_3$ . Время измерения представлено в формате с плавающей точкой и учитывает доли секунд (если темп измерений превышает 1 Гц). Время измерения представляет собой время относительно начала текущих суток в шкале ГЛОНАСС, т.е. Московское зимнее время.

Может оказаться, что текущее время и опорное  $t_3$  время лежат в разных сутках. Для устранения этого время приводится к диапазону  $\pm 1/2$  суток. Далее вычисляется уход времени НКА и производится коррекция псевдодальности.

Метод расчета эфемерид НКА основан на интегрировании дифференциальных уравнений движения НКА в силовом гравитационном поле Земли, Солнца и Луны. Этот метод используется при вычислении эфемерид НКА ГЛОНАСС по данным ОИ.

Пересчет эфемерид НКА с момента  $t_3$  их задания в навигационном кадре на моменты  $t_i$  измерения навигационных параметров ( $\tau_i = t_i - t_3 \leq 15$  мин) проводится методом численного интегрирования дифференциальных уравнений движения НКА, в правых частях которых учитываются ускорения, определяемые константой ГПЗ  $\mu$ , второй зональной гармоникой с индексом  $C_{20}$ , характеризующей полярное сжатие Земли, а также ускорения от лунно-солнечных гравитационных возмущений.

Начальными условиями для интегрирования являются гринвичские координаты НКА  $x(t_3)$ ,  $y(t_3)$ ,  $z(t_3)$  и составляющие вектора скорости  $Vx(t_3)$ ,  $Vy(t_3)$ ,  $Vz(t_3)$ , содержащиеся в навигационном кадре, которые пересчитываются из связанной с Землей гринвичской ГЦСК ПЗ-90-02  $Oxyz$  (в которой передается эфемеридная информация в навигационном кадре ГЛОНАСС) в абсолютную  $Ox_0Y_0Z_0$ .

#### **Алгоритм расчета эфемерид НКА ГЛОНАСС**

В начале модуля вычисляется время излучения сигнала НКА и время излучения относительно опорного времени  $t_3$ . Далее проверяется случай, если текущее время и опорное время лежат в разных сутках. Если разность между текущим и опорным временем превышает по абсолютной величине половину суток, то текущее время относительно опорного корректируется на сутки в ту или другую сторону.

Затем вычисляются величина шага и число шагов интегрирования системы дифференциальных уравнений. Величина шага выбирается постоянной и не превышает 3 мин.

Далее записываются в начальные условия на время  $t_3$ : координаты НКА, вектор скорости НКА, составляющие лунно-солнечного ускорения.

Вектор скорости пересчитывается в неподвижную систему координат, совпадающую с ГЦСК в момент времени  $t_3$ .

После записи начальных условий следует цикл интегрирования системы дифференциальных уравнений движения НКА в неподвижной системе координат. Число циклов вычислений равно числу шагов интегрирования. По завершении цикла полученные эфемериды пересчитываются в ГЦСК на момент измерения. Для этого вычисляется время измерения относительно  $t_3$ , и угол поворота Земли за это время.

Затем вычисляются координаты и вектор скорости НКА в ГЦСК с учетом скорости вращения ГЦСК (вместе с Землей).

#### **4.1.3.4 Входные данные**

Входными данными компьютерной модели являются следующие параметры:

- 7) Файла выгрузки данных оперативной информации с ГНСС-приемника МРК-101 с темпом выдачи не реже 1 минуты;
- 8) Файл с данными эфемерид согласно альманаха КНС ГЛОНАСС (<https://www.glonass-iac.ru/>);
- 9) Файл с данными эфемерид по данным альманаха GPS(<https://www.glonass-iac.ru/>);
- 10) Сформированные кадры (01h, 03h, 06h,0D) протокола VIN обмена ГНСС-приемника МРК-101 с ПК;
- 11) Значения коэффициента усиления бортовой антенны в зависимости от диаграммы направленности по частотам L1, L2 и L3(от угла излучения  $\Theta$  передающей антенны навигационного сигнала НКА относительно нормали в направлении на КА на ГСО при различных углах места  $\varepsilon$  наблюдения НКА) и типа НКА;

зависимость коэффициента усиления антенны МРЛ НКА в направлении КА на ГСО от угла  $\varepsilon$ ;

- 12) Тип спутника ГЛОНАСС, частота излучаемого НС;
- 13) Основные параметры геостационарного спутника (высота орбиты; коэффициент усиления приемной антенны, минимальная чувствительность ГНСС-приемника);
- 14) Дата, время момента начала необходимых расчетов;

#### 4.1.3.5 Выходные данные

Выходными данными компьютерной модели являются:

- 1) Табличное представление текущих координат места и вектора путевой скорости движения и углов пространственной ориентации антенного поста и связанного с ним КА при работе по всем сигналам КА ГЛОНАСС и GPS согласно зон видимости сигналов НКА из точек стояния КА на ГСО (таблица 4.6);

Таблица 4.6 – Формат полей табличного представления

№ строки	№ столбца	Наименование	примечание
1...N	1	Тип представляемой информации ГНСС/Расчетный ГНСС - на основе данных с ГНСС-приемника МРК-101 Расчетный - на основании математической модели движения КА на ГСО /НО;	N- число моментов измерений удовлетворяющих критерию наличия необходимого количества НКА в созвездии. Разделитель значений по столбцам - знак табуляции "\t"
1...N	2	Дата и время измерения	
1...N	3	Количество НКА наблюдаемых в созвездии	Удовлетворяющих условиям зон видимости сигналов НКА из точек стояния КА на ГСО
1...N	4	Текущая координата X/ Отклонение измеренной координаты X от расчетной координаты математической модели движения КА на НО (dX)	ГЦСК, км/ dX,км

№ строки	№ столбца	Наименование	примечание
1...N	5	Текущая координата Y/ dY	ГЦСК, км/ dY,км
1...N	6	Текущая координата Z/ dZ	ГЦСК, км/ dZ,км
1...N	7	Путевая скорость	м/с
1...N	8	Ось пространственной ориентации $\alpha$	радианы
1...N	9	Ось пространственной ориентации $\beta$	радианы
1...N	10	Ось пространственной ориентации $\gamma$	радианы

2) Сформированная структура для выдачи на бортовой комплекс управления КА текущих координат основного модуля антенного поста системы, его вектора скорости, пространственной ориентации антенного поста и связанного с ним объекта.

3) Файл 1.txt - текущих координат места и вектора путевой скорости движения и углов пространственной ориентации антенного поста и связанного с ним КА при работе по всем сигналам КА ГЛОНАСС и GPS согласно зон видимости сигналов НКА из точек стояния КА на ГСО;

Формат \*.txt – текстовый, разделители – знак табуляции "\t". Данные одного измерения записываются в одну строку. Форматы полей по горизонтали приведены в таблице 4.7.

Таблица 4.7 – Формат полей файла 1.txt по горизонтали

№ строки	№ столбца	Наименование	примечание
1...N	1	Тип представляемой информации ГНСС/Расчетный ГНСС - на основе данных с ГНСС-приемника МРК-101 Расчетный - на основании математической модели движения КА на ГСО;	N – число моментов измерений удовлетворяющих критерию наличия необходимого количества НКА в созвездии. Разделитель значений по столбцам - знак табуляции "\t"
1...N	2	Дата и время измерения	
1...N	3	Количество НКА наблюдаемых в созвездии	Удовлетворяющих условиям зон

№ строки	№ столбца	Наименование	примечание
			видимости сигналов НКА из точек стояния КА на ГСО
1...N	4	Текущая координата X	ГЦСК, км
1...N	5	Текущая координата Y	ГЦСК, км
1...N	6	Текущая координата Z	ГЦСК, км
1...N	7	Путевая скорость	м/с
1...N	8	Ось пространственной ориентации $\alpha$	радианы
1...N	9	Ось пространственной ориентации $\beta$	радианы
1...N	10	Ось пространственной ориентации $\gamma$	радианы

## 4.2 ПРОВЕДЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

### 4.2.1 Оценка количества одновременно наблюдаемых НКА из точек стояния КА на ГСО

Оценка количества одновременно наблюдаемых НКА из точек стояния КА на ГСО была проведена для геостационарного спутника с параметрами геостационарного спутника «Ямал-401» с точкой стояния  $90^\circ$  в. д. и высотой орбиты относительно центра масс Земли равной 42 164 км. Чувствительность ГНСС-приемника на борту КА на ГСО принималась равной минус 165 дБВт, коэффициента усиления приемной антенны – 3 дБ.

Расчет количества одновременно наблюдаемых НКА выполнялся с помощью программы «Компьютерная модель навигационного поля в заданной точке орбиты космических аппаратов на геостационарных орбитах» для следующих режимов высокоточной навигации:

- 1) для НКА ГЛОНАСС-М на частотах L1 и L2;
- 2) для НКА ГЛОНАСС-К на частотах L1, L2 и L3;
- 3) по сигналам МРЛ ГЛОНАСС;
- 4) для НКА GPS.

Для каждого режима навигации в окне программы «Компьютерная

модель навигационного поля в заданной точке орбиты космических аппаратов на геостационарных орбитах» были установлены соответствующие комбинации радиокнопок. Внешний вид главного окна программы для различных режимов работы приведен на рисунках 4.13 и 4.14. На графической панели отображается график зависимости количества наблюдаемых НКА от времени для периода времени эквивалентного 17 витковому периоду обращения НКА ГЛОНАСС (7 суток 23 ч 27 мин) с дискретностью 7 минут.

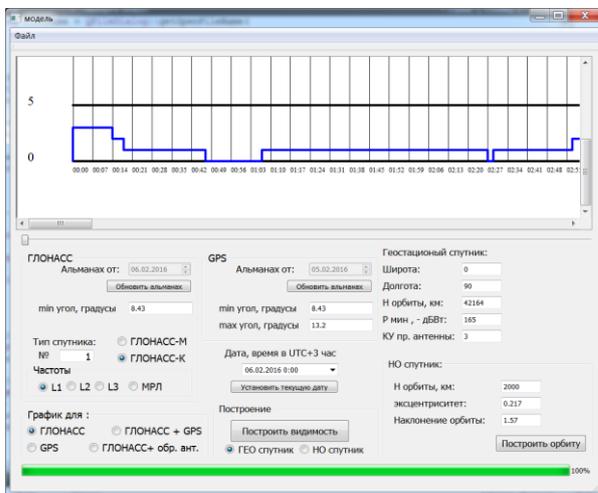


Рисунок 4.14 – Окно программы при расчете видимости НКА ГЛОНАСС-К на частоте L1 для КА на ГСО

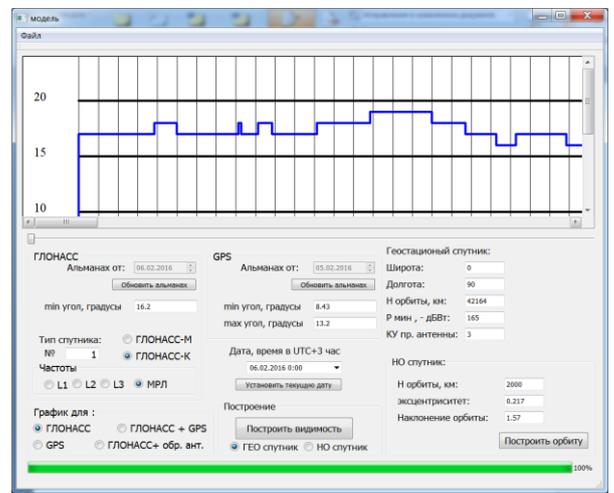


Рисунок 4.15 – Окно программы при расчете видимости НКА ГЛОНАСС по сигналам МРЛ для КА на ГСО

Кроме графика зависимости количества наблюдаемых НКА от времени, программа отображает таблицу с процентными соотношениями количества видимых НКА для КА на ГСО при различных режимах высокоточной навигации (рисунок 4.16).

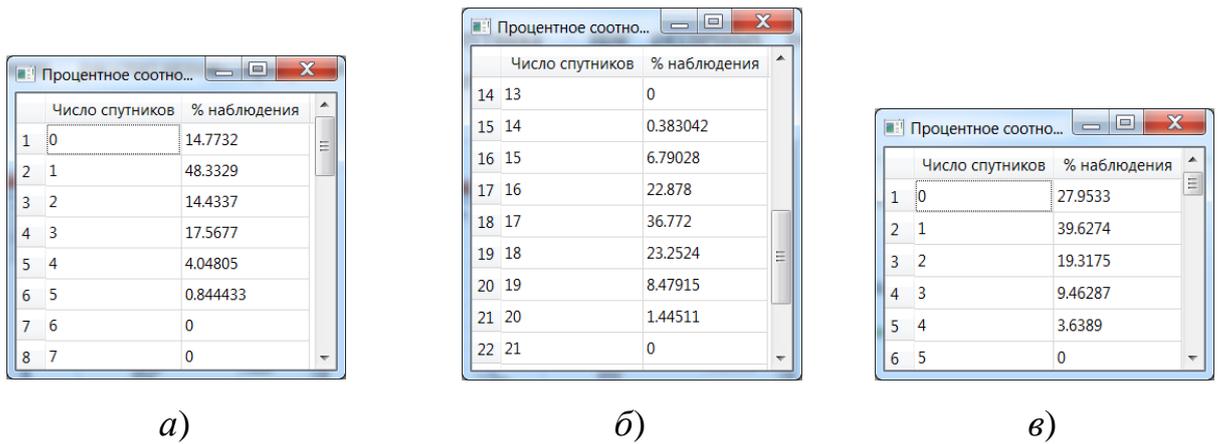


Рисунок 4.16 – Процентное соотношение видимых НКА:

*а* – для сигнала на частоте L1 ГЛОНАСС-К;

*б* – ГЛОНАСС по сигналам МРЛ; *в* – по сигналам GPS

Дальнейшая обработка результатов эксперимента производилась при помощи редактора таблиц Microsoft Excel с использованием данных, сформированных программой и записанных в текстовые файлы. Графики, отображающие общую видимость НКА для КА на ГСО, представлены на рисунке 4.17.

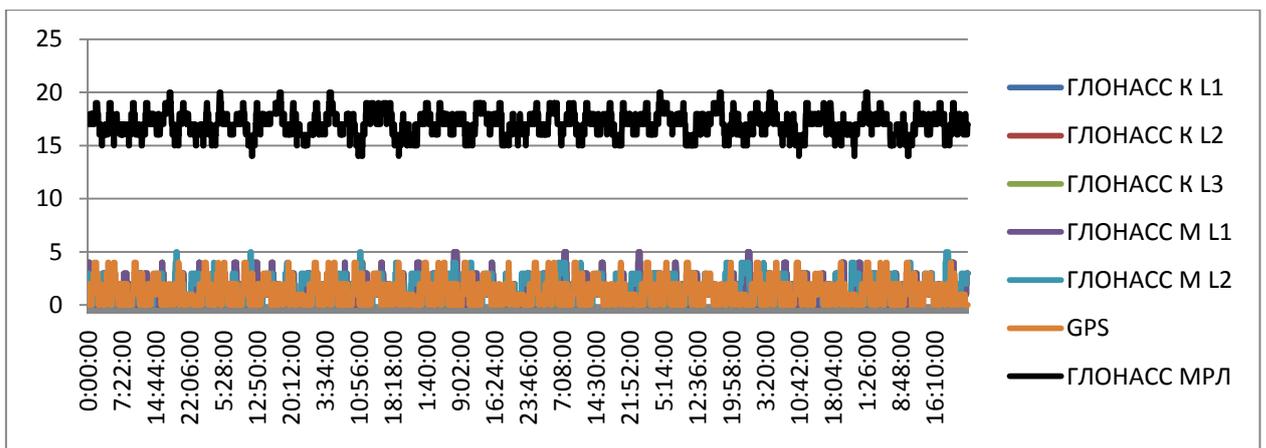


Рисунок 4.17 – Количество одновременно наблюдаемых НКА для КА на ГСО

МРЛ ГЛОНАСС работает по жесткой циклограмме и все 24 НКА разбиты на 4 группы по 6 НКА. Каждой группе выделен фиксированный

временной интервал для работы в режиме передачи, т.е. на передачу одновременно работают только 6 НКА. Учитывая данные ограничения, график зависимости количества наблюдаемых НКА от времени для периода времени эквивалентного 17 витковому периоду обращения НКА ГЛОНАСС по каналу МРЛ, без учета 10-минутного перерыва, представлен на рисунке 4.18

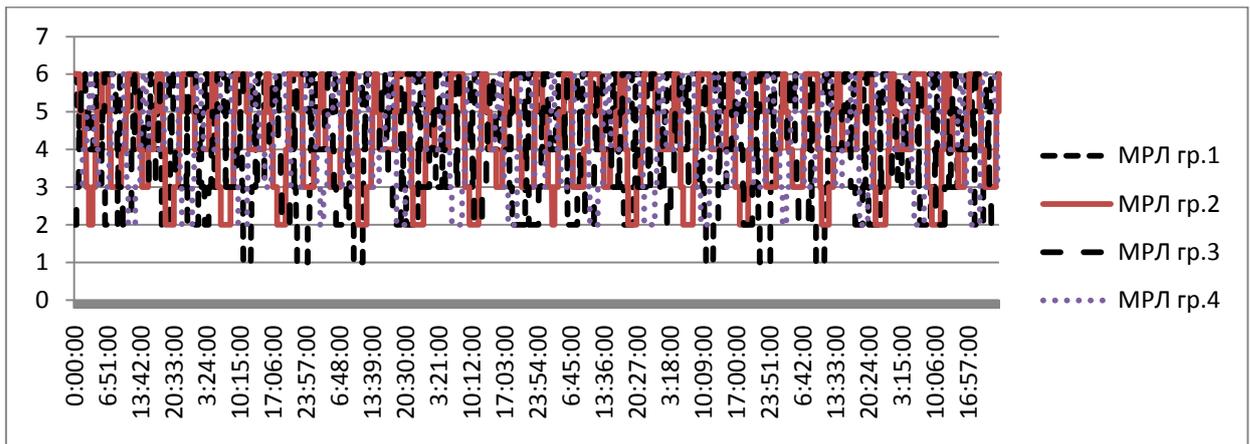


Рисунок 4.18 – Количество одновременно наблюдаемых НКА для КА на ГСО по каналу МРЛ ГЛОНАСС

Наиболее предпочтительным методом определения координат и пространственной ориентации КА будет являться метод с использованием сигналов МРЛ, при невозможности использования этих сигналов необходимо производить измерения при разрывном навигационном поле с использованием периодов видимости достаточного количества НКА.

#### 4.2.2 Оценка случайной составляющей погрешности измерений

Для оценки случайной составляющей погрешности измерений макетов многоканальных ГНСС-приемников по навигационным сигналам НКА использовались разностные методы, которые предусматривают использование навигационной информации с двух макетов ГНСС-приемников, используемых в Программно-аппаратном комплексе.

Для оценки СКО случайной составляющей погрешности измерений были сформированы выборки между разностями одномоментных одночастотных кодовых измерений макета многоканального ГНСС-

приемника №1 и №2 для каждого частотного диапазона на интервалах не менее 30 минут:

$$\Delta S_i^j = S_{1i}^j - S_{2i}^j, \quad (4.22)$$

где  $i$  – номер измерения, где 1, 2 – условные номера ГНСС-приемников;

$j$  – номер метода высокоточной навигации:

1 – НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-М, частота L1;

2 – НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-М, частота L2;

3 – НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-К, частота L1;

4 – НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-К, частота L2;

5 – НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-К, сигнал МРЛ;

6 – НКА GPS;

7 – НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-М, частота L1+НКА GPS;

8 – НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-М, частота L2+НКА GPS;

9 – НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-К, частота L1+НКА GPS;

10 – НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-К, частота L2+НКА GPS;

11 – НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-К, сигнал МРЛ+НКА

GPS;

$S$  – измеренный навигационный параметр:

- координата  $X$  для КА на ГСО;

- координата  $Y$  для КА на ГСО;

- координата  $Z$  для КА на ГСО;

- путевая скорость для КА на ГСО;

- углы пространственной ориентации для КА на ГСО ( $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $\gamma$

строительных осей).

Случайная составляющая погрешности измерений для всех методов высокоточной навигации была вычислена по формуле:

$$\sigma^j = \sqrt{\frac{1}{N_j - 1} \sum_{i=1}^{N_j} (\Delta S_i^j - \overline{\Delta S^j})^2}, \quad (4.23)$$

где  $\overline{\Delta S^j}$  – среднее арифметическое параметра (4.1);

$N_j$  – количество измерений в сеансе для  $j$ -ого метода высокоточной навигации;

Случайная составляющая погрешности измерений одного макета многоканального ГНСС-приемника была вычислена по формуле:

$$\bar{\sigma}^j = \frac{\tilde{\sigma}^j}{\sqrt{2}}, \quad (4.24)$$

Итоговые данные случайной составляющей погрешности измеряемых параметров без и с учетом геометрического фактора представлены в таблице 4.9.

Таблица 4.9 – Случайная составляющая погрешности измеряемых параметров

	$\bar{\sigma}_x$ , м	$\bar{\sigma}_y$ , м	$\bar{\sigma}_z$ , м	$\bar{\sigma}_v$ , м/с	$\bar{\sigma}_\alpha$ , угл. мин.	$\bar{\sigma}_\beta$ , угл. мин.	$\bar{\sigma}_\gamma$ , угл. мин.
КА на ГСО	0,652	0,453	0,632	0,031	3,8	5,2	2,2

### 4.2.3 Расчет возможных точностных характеристик многоканальных ГНСС-приемников для КА на ГСО

Расчет возможных точностных характеристик многоканальных ГНСС-приемников для КА на ГСО выполнялся для КА на ГСО, координаты которого были получены путем пересчета координат точки стояния аппаратуры потребителя до параметров КА на ГСО, путем подъема на высоту орбиты КА на ГСО точки стояния аппаратуры потребителя с противоположной стороны Земли. Для решения навигационной задачи использовалось созвездие НКА, согласно полученных данных от компьютерной модели навигационного поля в заданной точке орбиты космических аппаратов на геостационарных орбитах. Сигналы с не наблюдаемых НКА аппаратурой потребителя, моделировались с использованием имитатора сигналов НКА ГЛОНАСС/GPS, входящего в

состав программно-аппаратного комплекса моделирования процессов позиционирования и измерения пространственной ориентации КА на ГСО.

Для расшифровки кадров навигационной информации с учетом характеристик КА на ГСО использовалась программа «Компьютерная модель бортовой навигационной системы КА, основанной на использовании многоканальных ГНСС-приемников, обеспечивающей реализацию разработанных методов высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА ГСО».

Расчет точностных характеристик выполнялся для следующих вариантов исходной навигационной информации:

- НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАС-М, частота L1;
- НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАС-М, частота L2;
- НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАС-К, частота L1;
- НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАС-К, частота L2;
- НКА GPS;
- НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАС-М, частота L1+НКА GPS;
- НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАС-М, частота L2+НКА GPS;
- НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАС-К, частота L1+НКА GPS;
- НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАС-К, частота L2+НКА GPS;

Результаты работы программы при одном из вариантов расчета приведены на рисунке 4.19.

Тип	Дата	№	X   dX	Y   dY	Z   dZ	Путевая скорость	alpha	beta	gamma
ГНСС	2016...	9	-2.97007e-12	5.68434e-14	0	0.0582274	142.356	-0.262136	1.41984
ГНСС	2016...	8	6.6791e-13	6.99885e-13	-2.03837e-13	0.0480184	142.347	-0.303058	1.35025
ГНСС	2016...	7	6.39488e-13	-8.13571e-13	-3.20188e-13	0.0715616	142.321	-0.310828	1.3477
ГНСС	2016...	7	1.6307e-12	-2.67875e-12	-2.32703e-13	0.0425077	142.385	-0.315673	1.37931
ГНСС	2016...	7	6.6791e-13	-1.1724e-13	-7.99361e-14	0.0433502	142.368	-0.295371	1.3956
ГНСС	2016...	7	3.60956e-12	4.08562e-13	-2.93099e-14	0.0535985	142.294	-0.33709	1.37886
ГНСС	2016...	5	-2.359e-12	2.27018e-12	-7.99361e-14	0.0378037	142.305	-0.330574	1.37772
ГНСС	2016...	6	2.88125e-12	-2.38742e-12	-3.64153e-14	0.0551993	142.282	-0.28296	1.36675
ГНСС	2016...	5	-3.22942e-12	-2.97007e-12	-3.63709e-13	0.0612142	142.199	-0.233911	1.36188

GEO спутник: GEO спутник: Р мин, - ДБВТ: 165 КУ пр. антенны: 3 Н орбиты, км: 42164  
 NO спутник: NO спутник: Наклонение орбиты: 1.44 эксцентриситет: 0.01 Н орбиты, км: 1400

Рисунок 4.19 – Результаты работы программы при расчете навигационных параметров для КА на ГСО

После расчета параметров на вкладке ГСО в информационном окне с дискретностью 1 минута были отображены следующие навигационные параметры:

- координаты КА на ГСО ( $X, Y, Z$  соответственно в колонках  $X|dX, Y|dY, Z|dZ$ );
- путевая скорость;
- углы пространственной ориентации ( $\alpha, \beta, \gamma$  строительных осей).

Рассчитанные навигационные параметры были сохранены в текстовый файл и использовались при анализе точностных характеристик высокоточных методов навигации.

Примеры результатов навигационных измерений в графическом виде приведены на рисунках 4.20, 4.21 и 4.22.

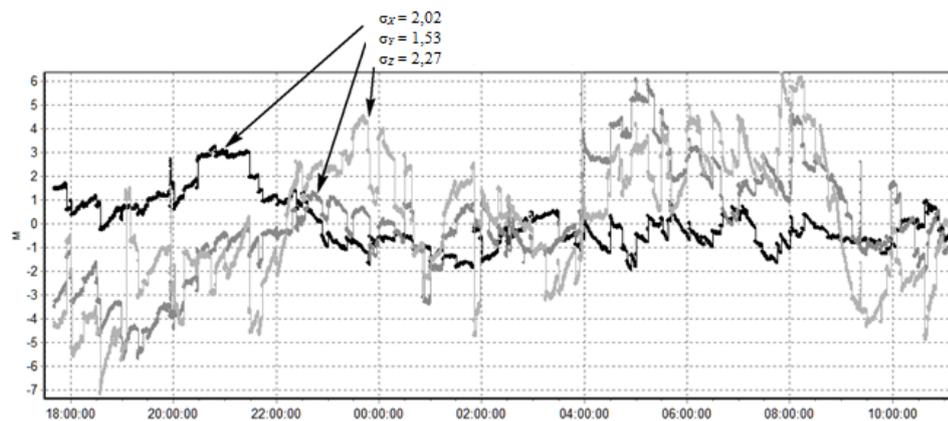


Рисунок 4.20 – Результаты измерения координат КА на ГСО в режиме: тип спутника ГЛОНАСС-М, частота L1

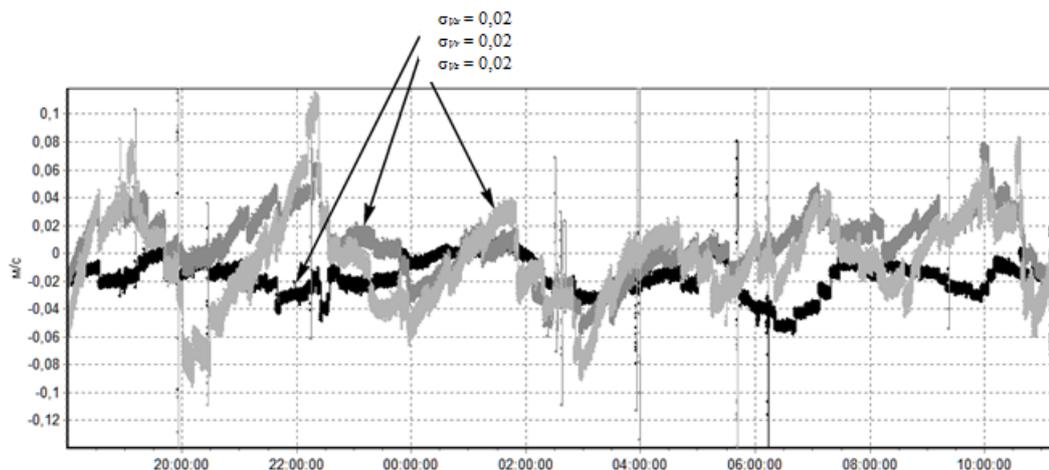


Рисунок 4.21 – Результаты измерения путевой скорости КА на ГСО в режиме: тип спутника ГЛОНАСС-М, частота L1

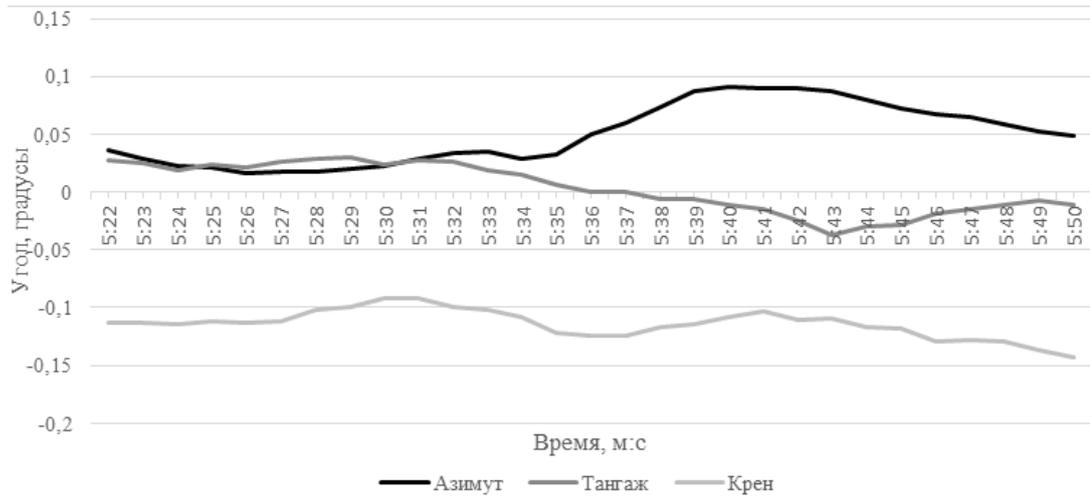


Рисунок 4.22 – Результаты измерения углов пространственной ориентации

КА на ГСО в режиме: тип спутника ГЛОНАСС-М, частота L1

Значения СКО навигационных параметров для КА на ГСО приведены в таблице 4.8.

Таблица 4.8 – СКО навигационных параметров КА на ГСО

Режим	$\sigma_x, \text{м}$	$\sigma_y, \text{м}$	$\sigma_z, \text{м}$	$\sigma_{V_x},$ м/с	$\sigma_{V_y},$ м/с	$\sigma_{V_z},$ м/с	$\sigma_\alpha,$ УГЛ. МИН	$\sigma_\beta,$ УГЛ. МИН	$\sigma_\gamma,$ УГЛ. МИН
НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-М, частота L1	2,02	1,53	2,27	0,02	0,02	0,02	7,47	6,51	6,22
НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-М, частота L2	2,90	2,48	2,19	0,02	0,02	0,01	5,73	7,65	7,62
НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-К, частота L1	1,68	1,84	1,93	0,02	0,02	0,01	6,08	6,29	5,48
НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-К, частота L2	1,97	1,98	1,76	0,02	0,02	0,02	6,89	6,62	5,81
НКА GPS	1,75	1,92	1,93	0,01	0,02	0,01	4,53	4,06	7,26
НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-М, частота L1+НКА GPS	1,52	2,63	2,42	0,02	0,02	0,02	4,84	4,78	6,93
НКА ГЛОНАСС, тип	1,63	2,91	1,63	0,01	0,02	0,02	6,45	6,82	6,43

Режим	$\sigma_x, \text{м}$	$\sigma_y, \text{м}$	$\sigma_z, \text{м}$	$\sigma_{v_x},$ м/с	$\sigma_{v_y},$ м/с	$\sigma_{v_z},$ м/с	$\sigma_\alpha,$ угл. мин	$\sigma_\beta,$ угл. мин	$\sigma_\gamma,$ угл. мин
спутника ГЛОНАСС-М, частота L2+НКА GPS									
НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-К, частота L1+НКА GPS	2,53	1,55	2,86	0,01	0,02	0,02	6,23	5,75	7,54
НКА ГЛОНАСС, тип спутника ГЛОНАСС-К, частота L2+НКА GPS	2,22	1,78	2,97	0,02	0,02	0,02	5,10	4,14	6,52

Примеры результатов моделирования навигационных измерений на временном интервале 17 часов в графическом виде приведены на рисунках 4.23–4.30.

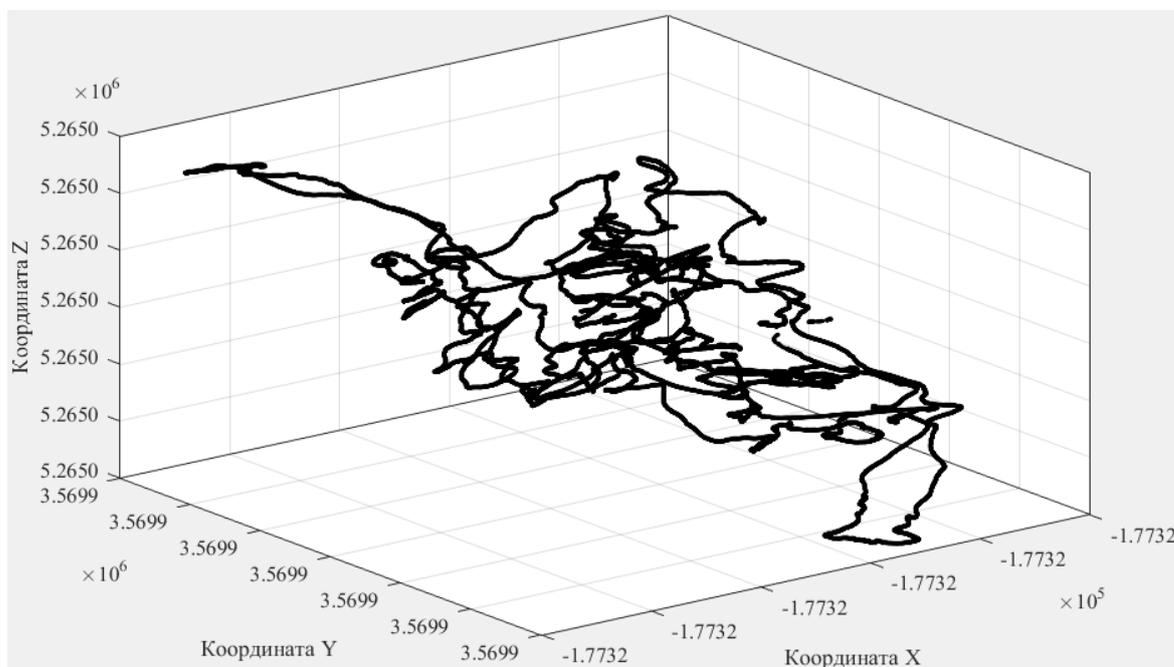


Рисунок 4.23 – Моделирование результатов измерения координат КА на ГСО по сигналам МРЛГЛОНАСС

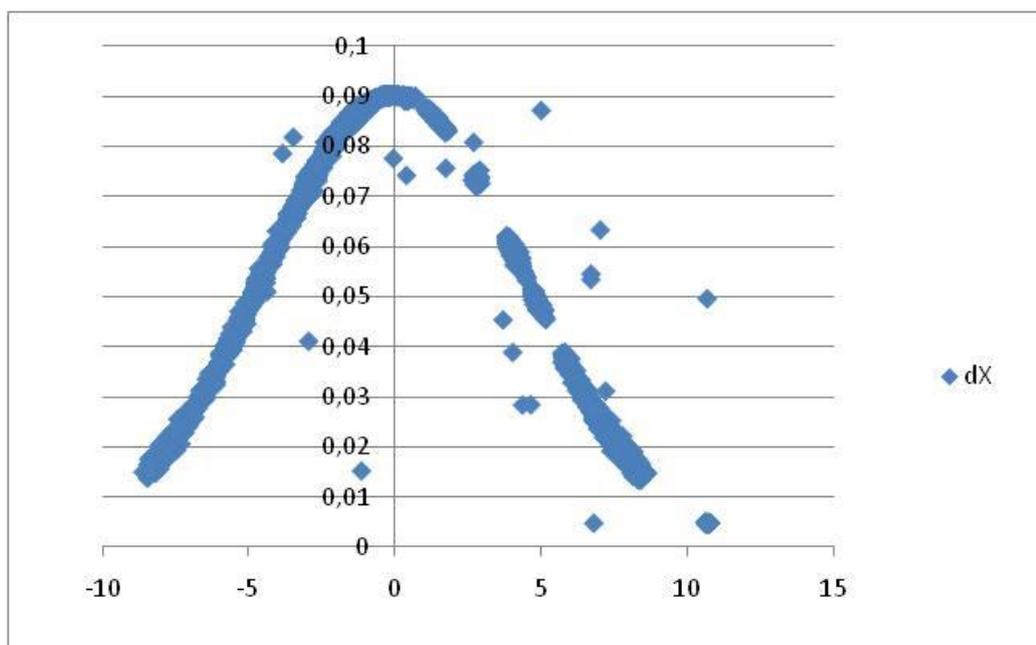


Рисунок 4.24 – Вероятность отклонения координаты X КА на ГСО от расчетного значения в результате моделирования измерений по сигналам МРЛ ( $\sigma_X = 4,424$  м)

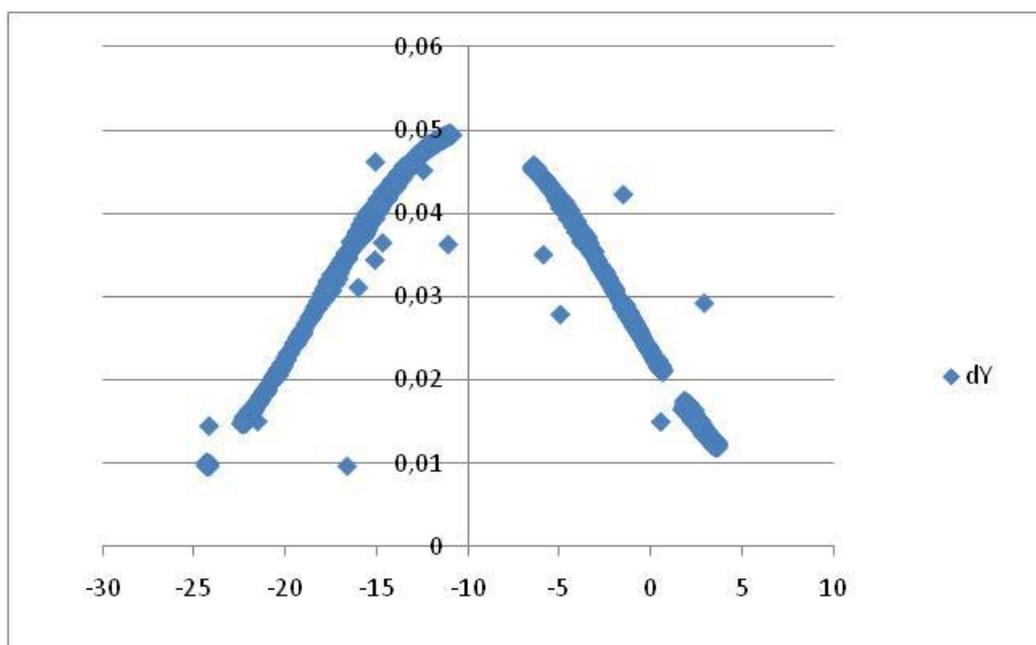


Рисунок 4.25 – Вероятность отклонения координаты Y КА на ГСО от расчетного значения в результате моделирования измерений по сигналам МРЛ ( $\sigma_Y = 7,991$  м)

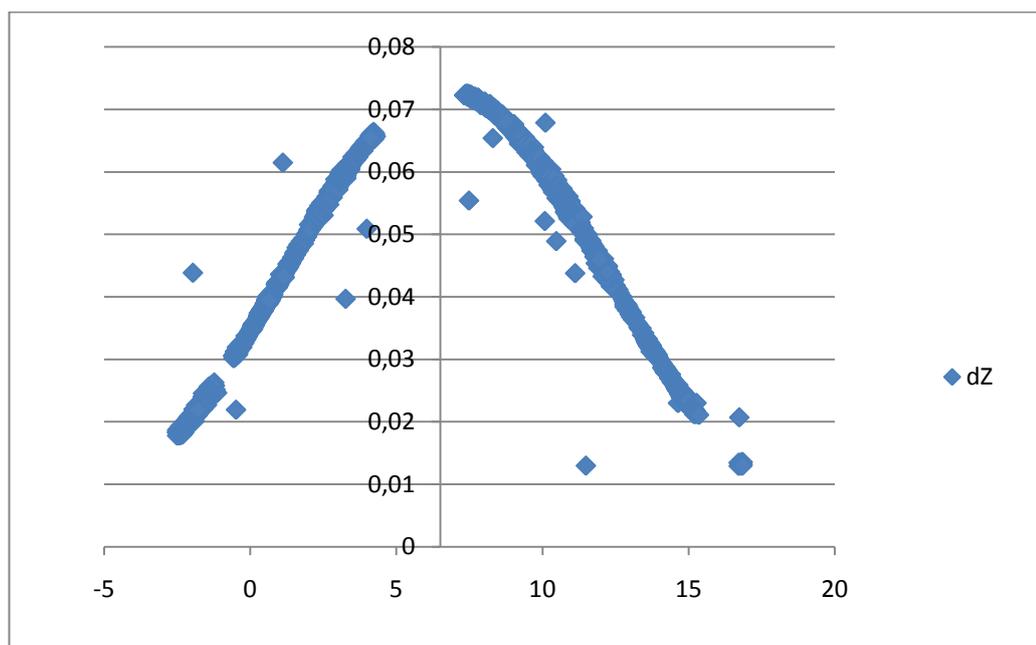


Рисунок 4.26 – Вероятность отклонения координаты Z КА на ГСО от расчетного значения в результате моделирования измерений по сигналам МРЛ ( $\sigma_z = 5,466$  м)

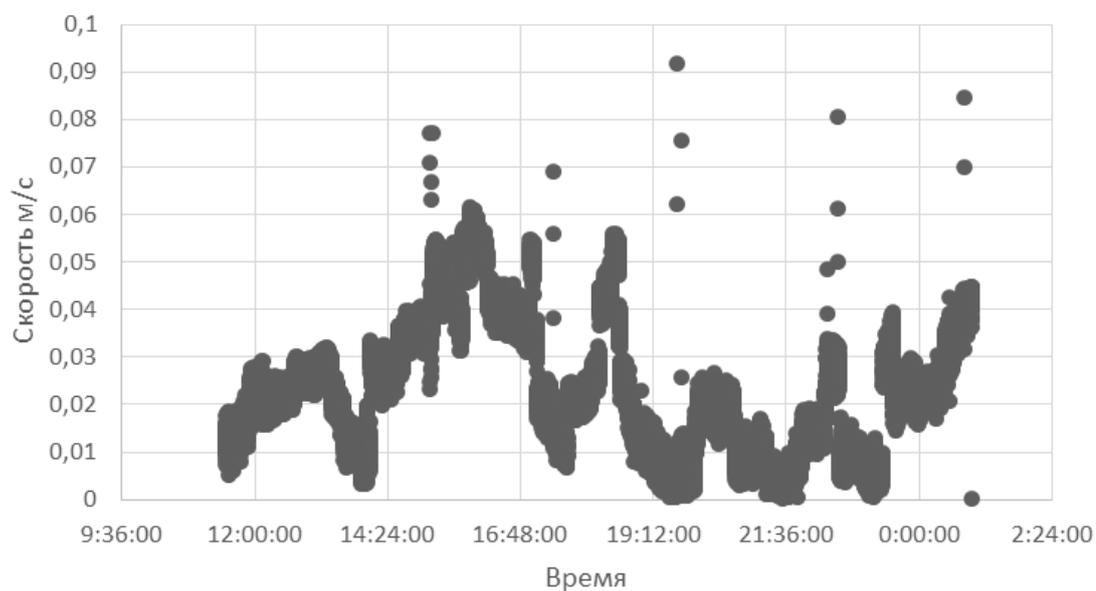


Рисунок 4.27 – Моделирование результатов измерения путевой скорости КА на ГСО по сигналам МРЛ ( $\sigma_v = 0,0133$  м/с)

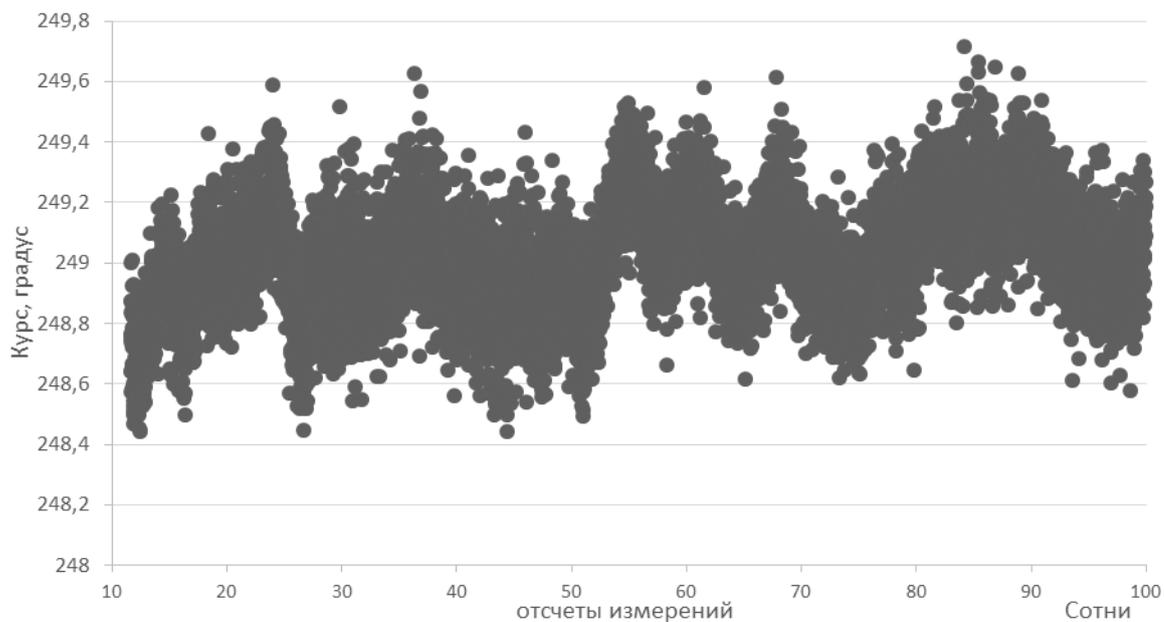


Рисунок 4.28 – Моделирование результатов измерения курса КА на ГСО по сигналам МРЛ ( $\sigma_\alpha = 10,2$  угл. мин.)

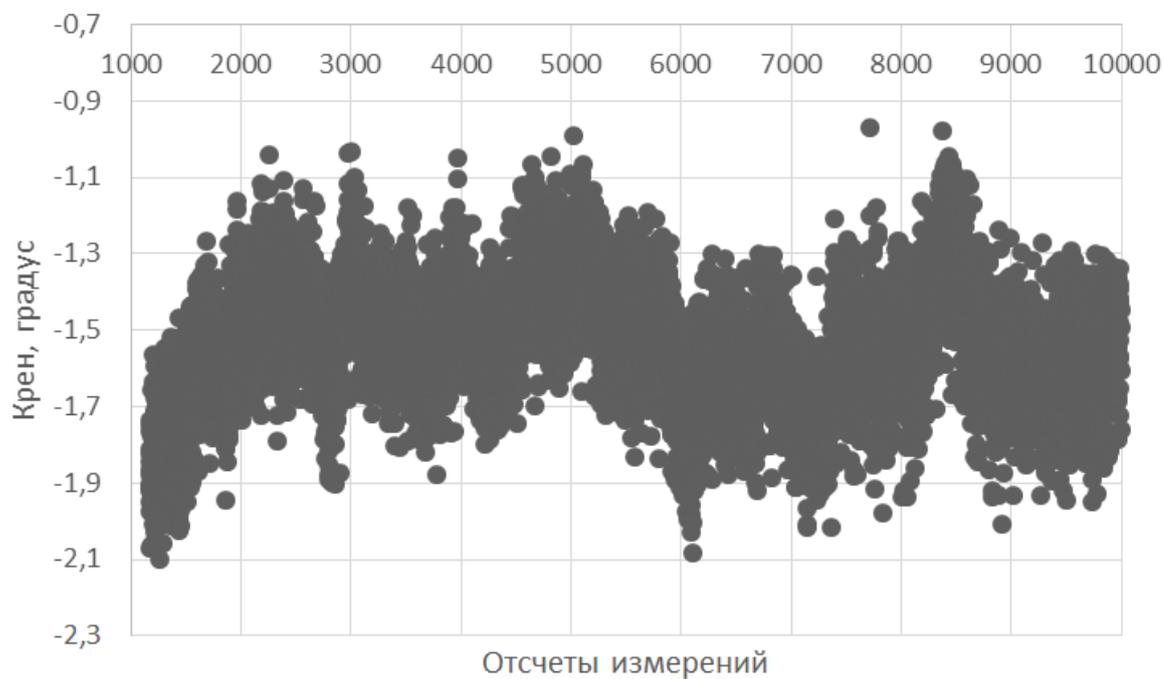


Рисунок 4.29 – Моделирование результатов измерения крена КА на ГСО по сигналам МРЛ ( $\sigma_\beta = 15,6'$ )

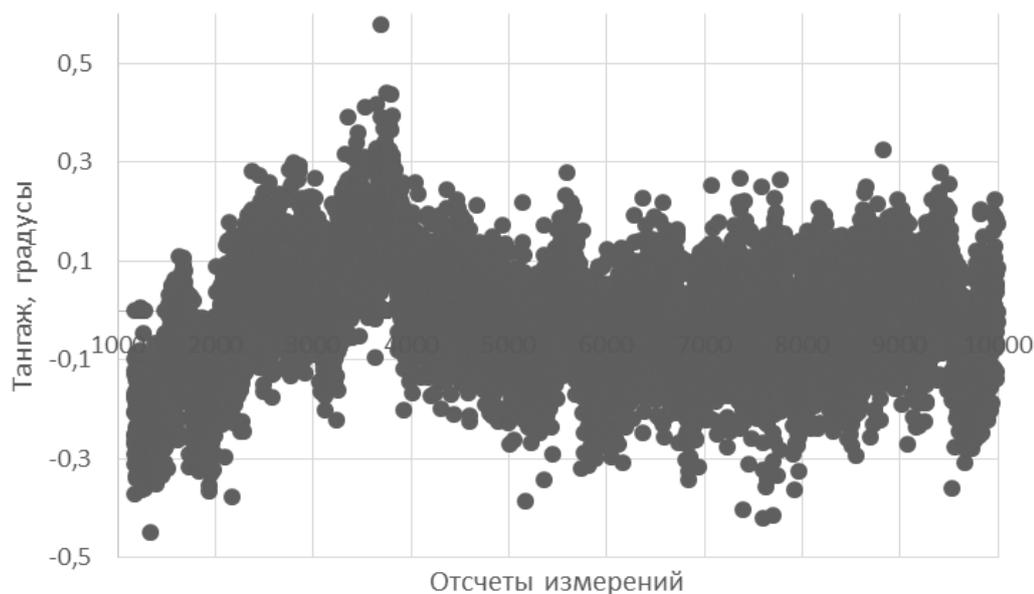


Рисунок 4.30 – Моделирование результатов измерения тангажа КА на ГСО по сигналам МРЛ ( $\sigma_\gamma = 6,6$  угл. мин.)

Итоговые данные результатов экспериментальных исследований без учета геометрического фактора приведены в таблице 4.10.

Таблица 4.10 – Точность позиционирования и измерения ориентации КА без учета геометрического фактора.

Тип КА	$\sigma_x$ , м	$\sigma_y$ , м	$\sigma_z$ , м	$\sigma_v$ , м/с	$\sigma_\alpha$ , угл. мин.	$\sigma_\beta$ , угл. мин.	$\sigma_\gamma$ , угл. мин.
КА на ГСО	4,424	7,991	5,466	0,0133	10,2	15,6	6,6

Полученные результаты экспериментальных исследований приближаются к условиям предъявляемым центральной предельной теоремой для закона распределения суммы большого числа случайных величин, а именно закону нормального распределения. Измеренные отклонения по уровням вероятностей 0,683 и 0,955 укладываются в соответствующие пределы  $[m - \sigma, m + \sigma]$  и  $[m - 2\sigma, m + 2\sigma]$ , где  $m$  - математическое ожидание и  $\sigma$  - среднеквадратичное отклонение измеренных отклонений от расчетных значений навигационных параметров неподвижного КА на ГСО.

Важным условием достижения высокой точности навигационных определений в СРНС является такое взаимное пространственное расположение НС в видимом созвездии потребителем, при котором обеспечивается требуемая точность навигационных определений при заданном уровне погрешностей измерения псевдодальностей. На этапе вторичной обработки оценки псевдодальностей и псевдоскоростей пересчитываются в оценки координат потребителя, поэтому погрешности этого этапа определяются факторами, влияющими на эффективность такого пересчета. В данной случае из существующих погрешностей навигационно-временных определений рассмотрим только геометрический фактор [39], входящий в состав погрешностей вторичной обработки радионавигационных сигналов в НАП.

На рисунке 4.31 представлен график значений геометрического фактора для возможных созвездий СРНС ГЛОНАСС на 17 витковом интервале с дискретностью измерения 1 минута, с 4-мя и более НКА в созвездии, в режиме: тип спутника ГЛОНАСС-К, частота L1. На рисунке 4.32 показано взаимное расположение КА на ГСО и НКА ГЛОНАСС в один из моментов нахождения в зоне видимости КА на ГСО 4-х НКА ГЛОНАСС, в режиме: тип спутника ГЛОНАСС-К, частота L1.



Рисунок 4.31 – Геометрический фактор в СРНС ГЛОНАСС, в режиме: тип спутника ГЛОНАСС-К, частота L1.

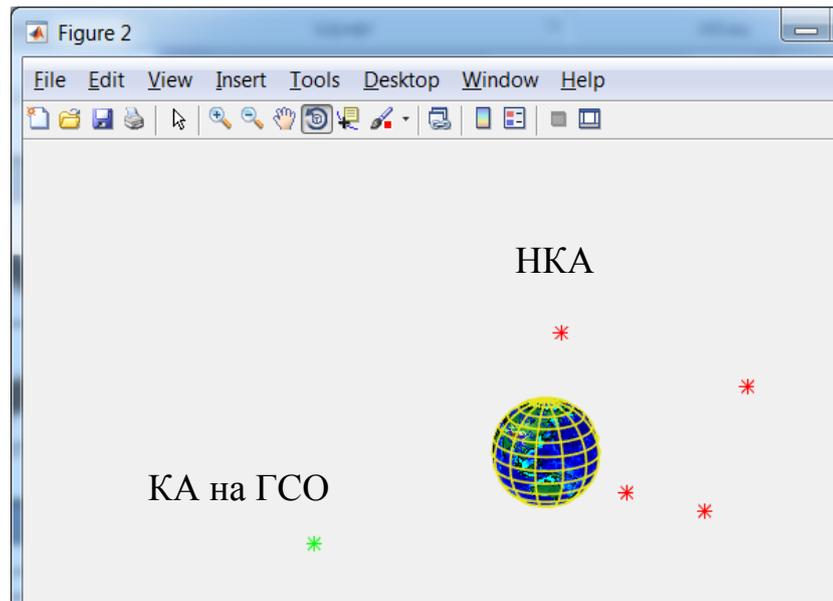


Рисунок 4.32 – Взаимное расположение КА на ГСО и СРНС ГЛОНАСС, в режиме: тип спутника ГЛОНАСС-К, частота L1.

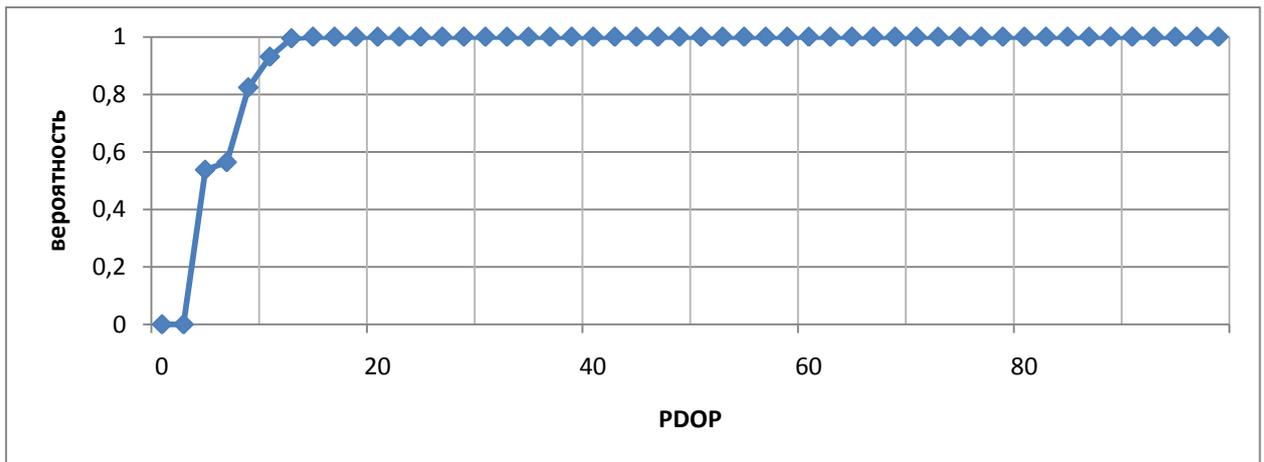


Рисунок 4.33 – График значений геометрического фактора с заданной вероятностью, в режиме: тип спутника ГЛОНАСС-К, частота L1.

На рисунке 4.34 представлен график значений геометрического фактора для возможных созвездий СРНС ГЛОНАСС на 17 витковом интервале с дискретностью измерения 1 минута, с 4-мя и более НКА в созвездии, в режиме МРЛ. На рисунке 4.35 показано взаимное расположение КА на ГСО и НКА ГЛОНАСС в момент нахождения в зоне видимости КА на ГСО 4-х НКА ГЛОНАСС с значением геометрического фактора больше 100, в режиме МРЛ.



Рисунок 4.34 – Геометрический фактор в СРНС ГЛОНАСС, в режиме МРЛ.

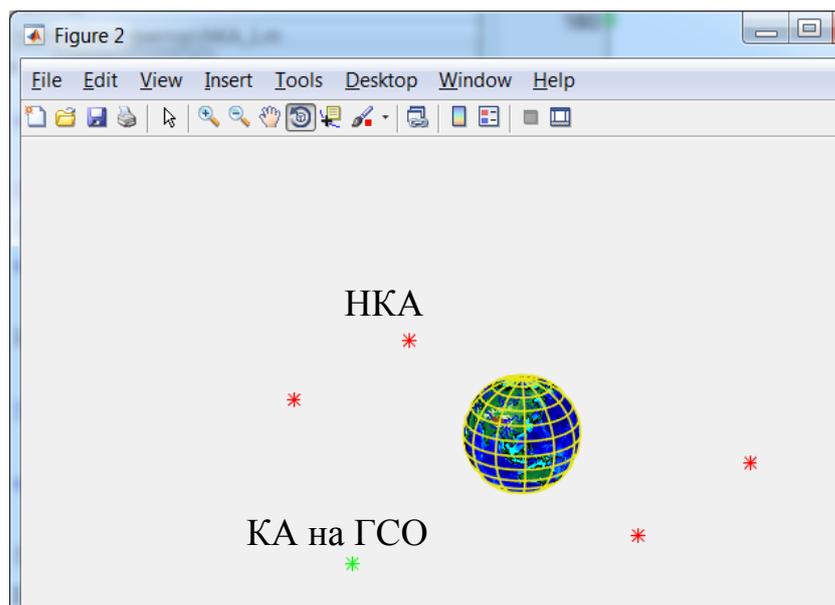


Рисунок 4.35 – Взаимное расположение КА на ГСО и СРНС ГЛОНАСС, в режиме МРЛ.

На рисунке 4.36 представлен график значений геометрического фактора с заданной вероятностью в режиме МРЛ для группы спутников №1.

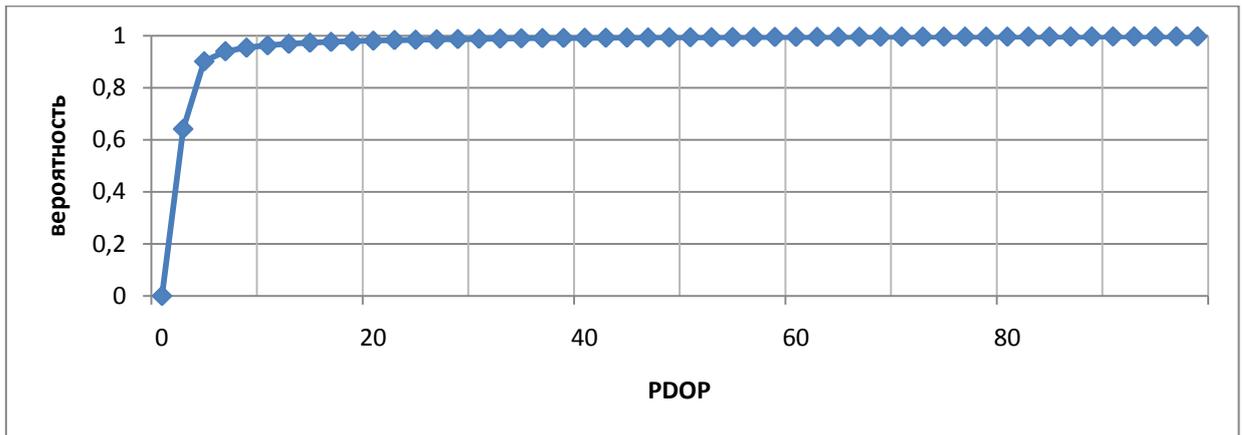


Рисунок 4.36 – График значений геометрического фактора с заданной вероятностью в режиме МРЛ для группы спутников №1.

Значения геометрического фактора для оставшихся групп спутников соизмерим с представленным на рисунке 4.36. Исходя из полученных результатов можно заключить, что в режиме МРЛ на 17 витковом интервале с дискретностью измерения 1 минута с вероятностью 0,9 геометрический фактор будет не более 5 единиц, на всем периоде измерения, без учета 10-минутного перерыва в передаче сигнала. В отличие от режима : тип спутника ГЛОНАСС-К, частота L1, где с вероятностью 0,9 геометрический фактор будет уже не более 12 единиц, при этом измерения будут возможны только 4,88% от всего периода времени 17 виткового интервала.

Итоговые данные результатов экспериментальных исследований без учета и с учетом геометрического фактора приведены в таблице 4.11.

Таблица 4.11 – Точность позиционирования и измерения ориентации КА без учета и с учетом геометрического фактора .

Тип КА	$\sigma_x$ , м	$\sigma_y$ , м	$\sigma_z$ , м	$\sigma_v$ , м/с	$\sigma_\alpha$ , УГЛ. МИН.	$\sigma_\beta$ , УГЛ. МИН.	$\sigma_\gamma$ , УГЛ. МИН.
КА на ГСО без учета геометрического фактора	4,424	7,991	5,466	0,0133	10,2	15,6	6,6
КА на ГСО без учета геометрического фактора	22,122	39,957	27,332	-	-	-	-

По результатам проведенных экспериментальных исследований были сделаны выводы о том, что разработанные методы высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА ГСО, основанные на использовании в составе бортовой аппаратуры космических аппаратов многоканальных ГНСС-приемников обеспечивают:

- определение координат КА при использовании сигналов КА ГЛОНАСС и GPS со среднеквадратической погрешностью менее 40 м;
- определение скорости со среднеквадратической погрешностью менее 0,1 м/с;
- определение углов пространственной ориентации использовании антенной системы с базовыми расстояниями между антенными модулями 0,7 м с систематической погрешностью менее 10' и среднеквадратическим отклонением менее 16'.

Разработанные методы ускоренного разрешения фазовой неоднозначности обеспечивают разрешение фазовой неоднозначности одномоментными переборными при длине базы более 0,7 м и позволяют осуществлять измерение углов пространственной ориентации с высокой точностью.

#### **4.3 Выводы по главе 4**

В настоящей главе была решена задача проведения экспериментальных исследований предлагаемых перспективных методов и средств высокоточной навигации, с использованием созданного программно-аппаратного комплекса.

По результатам проведенных экспериментальных исследований были сделаны выводы о том, что разработанные перспективные методы и средства высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА на ГСО, основанные на использовании высокоточных навигационных измерений многоканальными ГНСС-приемниками, соответствуют современным требованиям и обеспечивают заданную точность

позиционирования и измерения пространственной ориентации КА на ГСО на временном интервале автономного функционирования.

Оценка количества одновременно наблюдаемых НКА из точек стояния КА на ГСО показала, что задача навигации КА на ГСО классическими методами спутниковой радионавигации с использованием стандартных навигационных сигналов на частотах L1, L2 и L3 практически не решается по причине недостаточного количества одновременно наблюдаемых НКА, больших разрывов в радионавигационном поле. Наиболее предпочтительным методом определения координат и пространственной ориентации КА на ГСО будет являться использование сигналов МРЛ.

Моделирование навигационных определений при помощи многоканальных ГНСС-приемников, реализующих разработанные методы высокоточной навигации и измерения пространственной ориентации КА на ГСО, показало их высокую точность – СКО измерений координат не превысило 40 м по всем трем координатам, СКО измерения скорости – 0,1 м/с, СКО измерения углов пространственной ориентации – 16 угл. мин.

## 5. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенных автором исследований решена поставленная научная задача разработки и исследования новых методов определения движения КА на ГСО в бортовых ГНСС-приемниках с использованием МРЛ ГЛОНАСС.

Основные результаты диссертационной работы заключаются в следующем:

1. Проведен анализ существующих и сформирована концепция для перспективных методов и средств высокоточной навигации КА при помощи ГНСС-приемников.

2. Проведенная оценка количества одновременно наблюдаемых НКА из точек стояния КА на ГСО показала, что задача навигации КА на ГСО классическими методами спутниковой радионавигации с использованием стандартных навигационных сигналов на частотах L1, L2 и L3 практически не решается по причине недостаточного количества одновременно наблюдаемых НКА, больших разрывов в радионавигационном поле. Наиболее предпочтительным методом определения координат и пространственной ориентации КА на ГСО будет являться использование сигналов МРЛ.

3. Впервые теоретически обоснована и экспериментально подтверждена математическим моделированием целесообразность использования сигналов МРЛ для навигационных определений КА на ГСО и разработан метод высокоточного определения параметров движения на этой основе, что защищено патентом РФ [15].

4. Разработан новый метод измерения углов пространственной ориентации, который позволяет повысить помехоустойчивость и точность измерения радионавигационных параметров за счет применения антенных решеток.

5. Впервые разработан алгоритм разрешения фазовой неоднозначности, основанный на пеленгационном методе, обеспечивающий надежное разрешение фазовой неоднозначности и повышение точности измерения пространственной ориентации связанного с антенной системой объекта за счет большой избыточности измерений, что позволяет использовать переборные методы даже при достаточно длинных базах по причине небольшого числа вариантов перебора.

6. Разработан программно-аппаратный комплекс моделирования бортовой навигационной системы и исследования методов высокоточной навигации КА, включающий в себя компьютерную модель БНС КА и навигационного поля в заданной точке орбиты КА на ГСО.

**СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ**

1. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. 2-е изд. М.: Либроком, 2011.
2. Бажинов И.К., Почукаев В.Н., Поляков В.С. Космическая навигация. М.: Машиностроение, 1975. 352 с.
3. Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В.С. Шибшаевич, П.П. Дмитриев, Н.В. Иванцевич и др.; под ред. П.П. Дмитриева и В.С. Шибшаевича. М.: Радио и связь, 1982. 271 с.
4. Жданюк Б.Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. М.: Советское радио, 1978. 384с.
5. A.Tolstikov, A. Grechkoseev, V. Kokorin, V. Vladimirov Comparative analysis of synchronization techniques of spatial diversity clocks using navigation signals// Proceedings of TELSIXS 2007, Serbia, Nis, 26-28 Sept., 2007 – vol.2, p. 365-368
6. Технологии навигационно-баллистического обеспечения полетов космических средств: сб. трудов / А.В. Забокрицкий, В.В. Пасынков, С.Л. Пономарев, В.В. Суевалов. Баллистика вчера, сегодня и завтра. СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2006. С. 82–97.
7. Study of observability of motion of an orbital group of navigation space system using intersatellite range measurements. I / Grechkoseev A.K. // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2011. – Т. 50. – № 2. – pp. 293–308.
8. Study of observability of motion of an orbital group of navigation space system using intersatellite range measurements. II / Grechkoseev A.K. // Journal of Computer and Systems Sciences International. – 2011. – Т. 50. – № 3. – pp. 472–482.
9. Интегрированная навигационная система космического аппарата на геостационарной и высокоэллиптической орбитах, функционирующая в условиях активных помех / Д.А. Козорез, М.Н. Красильщиков, Д.М.

Кружков, К.И. Сыпало // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2013. № 3. С. 143–154.

10. Применение ГЛОНАСС и GPS для навигации космических аппаратов на геостационарных и высокоэллиптических орбитах. Методы навигации, построение аппаратуры и технология испытаний / В.А. Бартенев, А.К. Гречкосеев, Д.И. Марарескул // Космонавтика и ракетостроение. 2007. вып.3(48).

11. Управление космическими объектами. Методы, модели и алгоритмы решения некорректных задач навигационно-баллистического обеспечения / К.Р. Байрамов, В.В. Бетанов, Г.Г. Ступак и др. М.: Радиотехника, 2012. 360 с.

12. Патент РФ № 2208809. Способ одночастотного определения задержки сигналов навигационной спутниковой системы в ионосфере / М.Ю. Казанцев, В.И. Кокорин, Ю.Л. Фатеев // Оpubл.: 20.07.2003. – Бюл. № 20.

13. Измерение угловой ориентации вращающегося объекта / Фатеев Ю.Л., Гарин Е.Н., Дмитриев Д.Д. // Успехи современной радиоэлектроники. Зарубежная радиоэлектроника. 2012. № 9. С. 069–074.

14. Применение фильтрации при измерении угловой ориентации вращающегося объекта / Фатеев Ю.Л., Гарин Е.Н., Дмитриев Д.Д., Тяпкин В.Н. // Радиотехника. 2013. № 6. С. 046–049.

15. Патент 2580827 РФ, С1 МПК G01S1/00. Способ угловой ориентации объекта / В.Н. Ратушняк, Д.Д. Дмитриев, Ю.Л. Фатеев, В.Н. Тяпкин, Н.С. Кремез, Е.Н. Гарин; заявитель и патентообладатель ФГАОУ ВПО «Сибирский федеральный университет». – №2015105336/07; заявл. 17.02.2015; опубл. 10.04.2016; бюл. № 10.

16. Fateev, Yu.L., Dmitriev, D.D. ; Tyapkin, V.N. ; Kremez, N.S. ; Ratushnyak, V.N., The use of GNSS technologies for high-precision navigation geostationary spacecraft, 2015 International Siberian Conference on Control and Communications, SIBCON 2015 Proceedings,(2015).

17. Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов / Л.Н. Лысенко, В.В. Бетанов, Ф.В. Звягин ; под общ. ред. Л.Н. Лысенко. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 518 с.

18. Баллистическое обеспечение космической баллистико-навигационной службы ВКС. СПб.: ВИКУ им. А.Ф. Можайского, 1998.

19. Бабишин, В.Д. Методические основы синтеза технологий автоматизированного управления космическими аппаратами в условиях ограниченных ресурсов М.: изд-во МГУЛ, 2002.

20. Современные технологии навигации геостационарных спутников / Ю.М. Урличич и др. М.: Физматлит, 2006.

21. Бабишин, В.Д. Методические основы синтеза технологий автоматизированного управления космическими аппаратами в условиях ограниченных ресурсов. М.: МГУЛ, 2002.

22. Технологии навигационно-баллистического обеспечения полетов космических средств / А.В. Забокрицкий, В.В. Пасынков, С.Л. Пономарев, В.В. Суевалов // Баллистика вчера, сегодня и завтра. – СПб.: ВКА им. А.Ф. Можайского, 2006. С. 82–97.

23. Загорулько А.Н., Кучерук С.М., Кривенко Н.В. Способ определения параметров ориентации геостационарного КА по данным АСН // Водный транспорт. 2013. № 1 (16). С. 176–180.

24. Особенности построения интегрированной системы ориентации и навигации для орбитального космического аппарата / Г.И. Емельянец, Б.Е. Ландау, С.Л. Левин, С.С. Гуревич, С.Г. Романенко // Гироскопия и навигация. 2011. № 1 (72). С. 17–25.

25. Михайлов Н.В., Чистяков В.В. Приемники спутниковой навигации космического базирования: архитектура и первичная обработка сигналов // Научная книга. 2014. 124 с.

26. Миронов В.И., Миронов Ю.В., Силантьев С.Б. Определение орбиты космического аппарата по позиционным данным спутниковой навигации //

Труды Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского. 2011. № 630. С. 11–16.

27. Определение параметров движения космического аппарата по данным спутниковой навигации / В.И. Миронов, Ю.В. Миронов, И.А. Шевкунов, В.В. Бурмистров // Труды Военно-космической академии им. А.Ф. Можайского. 2010. № 627. С. 92–97.

28. Мысливцев Т.О., Семенов А.А., Афанасьев А.Ю. Использование методов прямого поиска в задаче определения параметров орбиты космического аппарата при использовании бортовой навигационной аппаратуры потребителя ГЛОНАСС/GPS // Труды Института прикладной астрономии РАН. 2012. № 23. С. 368–371.

29. Analysis of Conditions for Ensuring Operation of an Inertial Satellite Navigation System of an Unmanned Aerial Vehicle during Interference / M. N. Krasil'shchikov, D. A. Kozorez, and K. I. Sypalo // Automation and Remote Control. – 2010. – Vol. 71. – No. 3. – pp. 431–444.

30. Михайлов М.В., Рожков С.Н., Федулов Р.В. Автономная навигация высокоэллиптических космических аппаратов по результатам измерений параметров их орбит с помощью аппаратуры спутниковой навигации // Космонавтика и ракетостроение. 2009. № 2 (55). С. 111–120.

31. GNSS software receiver as navigation sensor in very high orbits / Palmerini, G.B. // 2014 IEEE International Workshop on Metrology for Aerospace, MetroAeroSpace 2014 – Proceedings. 2014, Article number 6865890, Pages 34–38.

32. GNSS sensor for autonomous orbit determination / Lorga, J.F.M., Silva, P.F., Di Cintio, A., Dervis, F., Kowaltschek, S., Jimenez, D., Jansson, R. // 23rd International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation 2010, ION GNSS 2010. – Volume 4. – 2010. – Pages 2717–2731.

33. Feasibility of GNSS receivers for satellite navigation in GEO and higher altitudes / Filippi, H., Gottzein, E., Kuehl, C., Mueller, C., Barrios-Montalvo, A., Dauphin, H. // Programme and Abstract Book – 5th ESA Workshop

on Satellite Navigation Technologies and European Workshop on GNSS Signals and Signal Processing, NAVITEC 2010. – Article number 5708023.

34. GEO orbit determination using Beidou system / Sun, X., Chen, P., Sun, J., Han, C. // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC. – Volume 4, 2013. – Pages 3079–3084.

35. Worst-case GPS constellation for testing navigation at geosynchronous orbit for GOES-R / Larson, K., Gaylor, D., Winkler, S. // Advances in the Astronautical Sciences. – Volume 149, 2013. – Pages 403–416.

36. GEO satellite autonomous navigation using X-RAY pulsar navigation and GNSS measurements / Xiong, Z., Qiao, L., Liu, J., Jiang, B. // International Journal of Innovative Computing, Information and Control. – Volume 8, Issue 5 A. – May 2012. – Pages 2965–2977.

37. GNSS Satellite Autonomous Integrity Monitoring (SAIM) using inter-satellite measurements / Xu, H., Wang, J., Zhan, X. // Advances in Space Research. – Volume 47, Issue 7. – April 2011. – Pages 1116–1126.

38. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ (редакция 5.1) / Координационный научно-информационный центр. М., 2008.

39. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. Изд. 4-е, перераб. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.

40. Онучин О.Н., Емельянцева Г.И. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов / под общ. ред. В.Г. Пешехонова. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 1999. 357 с.

41. Метод определения вектора спектральных коэффициентов по критерию отношения правдоподобия / В.Н. Тяпкин, Д.Д. Дмитриев, В.Г. Коннов, А.Н. Фомин // Вестник Сибирского гос. аэрокосмического ун-та им. акад. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2012. Вып. 3 (43). С. 76–79.

42. The phase ambiguity resolution in the angle-measuring navigation equipment / Yuri L. Fateev, Dmitry D. Dmitriev, Valery N. Tyapkin, Evgeny N.

Garin and Vladimir V. Shaidurov // AIP Conference Proceedings. 12 (2014). 1611.  
– pp. P. 12–14.

43. Разрешение фазовой неоднозначности в угломерной навигационной аппаратуре ГЛОНАСС/GPS / Ю.Л. Фатеев, Д.Д. Дмитриев, В.Н. Тяпкин, А.В. Гребенников, В.Н. Бондарев // Успехи современной радиоэлектроники. 2014. № 5. С. 67–70.

44. Фатеев, Ю. Л. Динамические методы измерения угловой ориентации объектов на основе систем ГЛОНАСС/GPS // Исследовано в России: электрон. журнал. 2004. 70. С. 770–780.

45. Фазовые измерения в угломерной аппаратуре ГЛОНАСС/GPS без разрешения фазовой неоднозначности / Ю.Л. Фатеев, Д.Д. Дмитриев, В.Н. Тяпкин, Н.С. Кремез // Научные технологии. 2014. Т. 15. № 9. С. 16–19.

46. Пеленгационный метод измерения углов пространственной ориентации в навигационной аппаратуре ГЛОНАСС/GPS / Ю.Л. Фатеев, Д.Д. Дмитриев, В.Н. Тяпкин, Н.С. Кремез, И.В. Тяпкин // Научные технологии. 2015. № 3. С. 86–91.

47. Фатеев, Ю.Л., Гарин Е.Н., Дмитриев Д.Д. Измерение угловой ориентации вращающегося объекта // Успехи современной радиоэлектроники. 2012. № 9. С. 69–75.

48. Шарфунова Т.Г., Тяпкин В.Н., Дмитриев Д.Д. Точность измерения навигационных параметров в навигационной аппаратуре потребителя спутниковой радионавигационной системы ГЛОНАСС, оснащенной антенной решеткой // Радиотехника. 2013. № 6. С. 22–25.

49. Дмитриев Д.Д., Тяпкин В.Н., Кремез Н.С. Методы адаптации фазированных антенных решеток к помехам в спутниковых радионавигационных системах // Радиотехника. 2013. № 9. С. 39–43.

50. GPS based onboard orbit determination system providing fault management features for a LEO satellite / Bolandi, H., Larki, M.H.A., Abedi, M., Esmailzade, M. // Journal of Navigation. Volume 66, Issue 4, July 2013. P. 539–559.

51. Impact of GPS antenna phase center variations on precise orbits of the GOCE satellite / H. Bock, A. Jaggi, U. Meyer, R. Dach, G. Beutler // *Advances in Space Research.* – 47 (2011). – 1885–1893.

52. GPS single-frequency orbit determination for low Earth orbiting satellites / H. Bock, A. Jäggi, R. Dach, S. Schaer, G. Beutler // *Advances in Space Research.* – Volume 43, Issue 5, 2 March 2009. – Pages 783–791.

53. Kunysz W. Antenna phase center effects and measurements in GNSS ranging applications // *Antenna Technology and Applied Electromagnetics & the American Electromagnetics Conference (ANTEM-AMEREM), 2010 14th International Symposium on*, On page(s): 1 - 4, Volume: Issue: , 5-8 July 2010.

54. Kunysz W., Badger E., Plamondon D. Leaky wave antenna with radiating structure including fractal loops // Patent WO 2007/009216 A1 25 January 2007.

55. Щелевая полосковая антенна вытекающей волны с дополнительными щелями с малой электрической длиной / В.М. Владимиров, А.С. Кондратьев, Ю.В. Крылов, В.В. Марков, П.М. Федотов, В.Н. Шепов // *Антенны.* 2012. №11. С. 12–17.

56. Sorrentino R., Bianchi G. *Microwave and RF Engineering* – John Wiley & Sons, Ltd. 2010.

57. Трехдиапазонный малошумящий усилитель для активной антенны высокоточного позиционирования по сигналам ГЛОНАСС/GPS / В.М. Владимиров, В.В. Марков, Д.В. Петров, В.Н. Шепов // *Радиотехника.* 2014. № 6. С. 12–17.

58. G. Giorgi, P. J. G. Teunissen, and P. J. Buist A search and shrink approach for the baseline constrained LAMBDA: experimental results in *Proceedings of the International Symposium on GPS/GNSS, Tokyo, Japan, November 2008.*

59. Михайлов Н.В. Автономная навигация космических аппаратов при помощи спутниковых радионавигационных систем // *Политехника.* 2014. 362 с.

60. Михайлов М.В. Метод определения ориентации космических аппаратов по измерениям асинхронных приемников GPS-ГЛОНАСС // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2009. № 6. С. 9–13.

61. Autonomous navigation system of near-Earth spacecraft / Akim E.L., Astakhov A.P., Bakit'ko R.V., Pol'Shchikov V.P., Stepan'Yants V.A., Tuchin A.G., Tuchin D.A., Yaroshevskii V.S. // Journal of Computer and Systems Sciences International. 2009. Т. 48. № 2. P. 295–312.

62. Detection of weak frequency jumps for GNSS onboard clocks / Huang, X., Gong, H., Ou, G. // IEEE Transactions on Ultrasonics, Ferroelectrics, and Frequency Control. Volume 61, Issue 5, May 2014. Article number 6805681. P. 747–755.

63. Космическое аппаратостроение: научно-технические исследования и практические разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» / А.Н. Кирилин и др.; Под ред. А.Н. Кирилина. Самара: Изд. дом «АГНИ», 2011.

64. Ян Ке, Козелкова Е. С. Анализ оптимального метода траекторных измерений для баллистико-навигационного обеспечения управления КА среднего и дальнего космоса // Мир современной науки. 2013. №3 (18).

65. Космические траекторные измерения. Радиотехнические методы измерений и математическая обработка данных / П.А. Агаджанов, Н.М. Барабанов, Н.И. Буренин и др.; под ред. П.А. Агаджанова, В.Е. Дулевича, А. А. Коростелева. М.: Советское радио, 1964. 504 с.

66. Козелков, С. В. Метод траекторных радиоинтерферометрических измерений космического аппарата // Сб. научн. труд. Информационные системы. Вып. 1 (12). Харьков: НАНУ, ПАНИ, ХВУ, 1999. С. 146-151.

67. Калашников, Н. И. Системы связи через искусственные спутники Земли. М. : Связь, 1969. 383 с.

68. Д. Кинг-Хили. Искусственные спутники и научные исследования. / Перевод с английского Н.П. Словохотовой, под редакцией А.Г. Масевич. Москва: Издательство иностранной литературы. Редакция астрономии и геофизики, 1963.

69. Авдюшев В.А. Численные алгоритмы типа Энке в регуляризирующих элементах // Исследования по баллистике и смежным вопросам механики: Сб. статей. Томск: Изд-во Том. ун-та, 1997. С. 121–125.
70. Авдюшев В.А. Новая промежуточная орбита в задаче о движении близкого спутника сжатой планеты // Исследования по баллистике и смежным вопросам механики. Томск: Изд-во Том. ун-та, 1999. Вып. 3. С. 126–127.
71. Аксенов Е.П. Теория движения искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1977. 360 с.
72. Аксенов Е.П. Специальные функции в небесной механике. М.: Наука, 1986. 320 с.
73. Вашковьяк М.А. О методе приближенного расчета движения стационарного ИСЗ // Космич. исслед. 1972. Т. 10, № 2. С. 147–158.
74. Лидов М.Л. Эволюция орбит искусственных спутников планет под действием гравитационных возмущений внешних тел // Искусственные спутники Земли. 1961. № 8. С. 5.
75. Рой А. Движение по орбитам. М.: Мир, 1981. 544 с.
76. Рыхлова Л.В. Проблемы околоземной астрономии // Околоземная астрономия / Под ред. А.Г. Масевич М.: ИНАСАН, 1998. С. 8–16.
77. Уральская В.С., Журавлев С.Г. Движение искусственных спутников в гравитационном поле Земли // Итоги науки и техники. Сер. Исследование космического пространства. М.: ВИНТИ, 1980. Т. 15. С. 5.
78. Холшевников К.В., Питьев Н.В., Титов В.Б. Притяжение небесных тел. СПб.: Изд-во СПб. ун-та, 2005. 104 с.
79. Яценков В. С. Основы спутниковой навигации. Системы GPS NAVSTAR и ГЛОНАСС. М: Горячая линия - Телеком, 2005. 272 с.
80. Болдин В.А., Перов А.И., Харисов В.Н. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС. М.: ИПРЖР, 1998. 400 с.
81. Ермилов Р. В. Особенности спутниковой навигационной системы ГЛОНАСС // Гаудеамус. 2012. Т. 2. № 20.

82. Козловский Е. Искусство позиционирования // Вокруг света. М.: 2006. № 12 (2795). С. 204-280.
83. Громаков Ю.А., Северин А.В., Шевцов В.А. Технологии определения местоположения в GSM и UMTS. М: Эко-Тренз, 2005. 144 с.
84. Карлащук В.И. Карлащук С.В. Спутниковая навигация. Методы и средства. Москва: СОЛОН-Пресс, 2006. 178 с.
85. Катенин, В.А.; Дмитриев, В.И. Навигационное обеспечение судовождения. Москва: ИКЦ «Академкнига», 2006. 376 с.
86. Горбунов А. С., Якушкина Е. А. Принцип действия спутниковой GPS-навигации // Успехи современного естествознания. 2012. №6.
87. Серапинас Б.Б. Глобальные системы позиционирования. Москва: ИКФ «Каталог», 2002. 106 с.
88. Радиотехнические системы. / Гришин Ю.П., Ипатов В.П. и др. Под ред. Казаринова Ю.М. М.: Высшая школа, 1990.
89. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. М.: Эко-Трендз, 2000.
90. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС / Под ред. В.Н. Харисова, А.И. Перова, В.А. Болдина. М.: ИПРЖР, 1998.
91. Липкин И.А. Спутниковые навигационные системы. М.: Вузовская книга, 2001.
92. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ. М.: КНИЦ ВКС, 1995.
93. Interface Control Document: NAVSTAR GPS Space Segment / Navigation User Interfaces (ICD-GPS-200). Rockwell Int. Corp. 1987.
94. Верба В.С. Авиационные комплексы радиолокационного дозора и наведения. Состояние и тенденции развития. М.: Радиотехника, 2008. 432 с.
95. Канащенков А.И., Меркулов В.И. Защита радиолокационных систем от помех. Состояние и тенденции развития. М.: Радиотехника, 2003. 416 с.

96. Трухачёв А.А. Радиолокационные сигналы и их применения. М.: Военное издательство, 2005. 320 с.
97. Антонович К.М. Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии. М.: ФГУП «Картгеоцентр», 2005. Т.1. 334 с.
98. Антонович К.М. Использование спутниковых радионавигационных систем в геодезии. М.: ФГУП «Картгеоцентр», 2006. Т.2. 360 с.
99. Генике А.А., Побединский Г.Г. Глобальные спутниковые системы определения местоположения и их применение в геодезии. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Картгеоцентр, 2004. 355 с.
100. Пакман Д. Н., Некрасов М.В., Антамошкин А.Н. Проблемы обработки телеметрической информации в контуре автоматизированной системы управления космическими аппаратами. // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнева. 2009. №1.
101. Гушин В. Н. Основы устройства космических аппаратов: Учебник для вузов. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.
102. Пат. 2618520 РФ, С1 МПК G01S1/00. Способ угловой ориентации объекта по радионавигационным сигналам космических аппаратов / В.Н. Тяпкин, В.Н. Ратушняк, Д.Д. Дмитриев, А.Б. Гладышев, Н.С. Кремез; заявитель и патентообладатель ФГАОУ ВО «Сибирский федеральный университет». – № 2016114995; заявл. 18.04.2016; опубл. 04.05.2017; бюл. № 13.
103. V.N. Bondarev, D.D. Dmitriev, N.S. Kremez and V.N. Tyapkin, The Use of Computer Models in the Software and Hardware Complex of Research Methods of Navigation Spacecrafts, Journal of Siberian Federal University. Engineering & Technologies, 2016, 9(3). pp. 302-309. DOI: 10.17516/1999-494X-2016-9-3-302-309
104. Yu. Fateev, D. Dmitriev, V. Tyapkin, N. Kremez, V. Shaidurov, The probability distribution function for the sum of squares of independent random variables, AIP Conference Proceedings, 2016. vol. 1759. doi: 10.1063/1.4959629

105. V.N. Tyapkin, D.D. Dmitriev, Yu.L. Fateev, N.S. Kremez, The Synthesis Algorithm for Spatial Filtering to Maintain a Constant Level of the Useful Signal, *Journal of Siberian Federal University. Mathematics & Physics* 2016, 9(2), 258–267. doi: 10.17516/1997-1397-2016-9-2-258-268.

106. Имитатор сигналов для угломерных ГНСС-приемников на основе современных модульных радиоизмерительных приборов / А.Б. Гладышев, Д.Д. Дмитриев, Н.С. Кремез, Е.Е. Гарин // Решетневские чтения : материалы XX Юбилейной междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2016. – С. 260–262.

107. Ю.Л. Фатеев, В.Н. Тяпкин, Д.Д. Дмитриев, Н.С. Кремез, А.Б. Гладышев, Пеленгационный метод измерения углов пространственной ориентации по сигналам ГНСС, Решетневские чтения : материалы XX Юбилейной междунар. науч.-практ. конф., посвящ. памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика М. Ф. Решетнева ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2016. – С. 304–306.

108. Д.Д. Дмитриев, В.Н. Ратушняк, А.Б. Гладышев, Н.С. Кремез, Программно-аппаратный комплекс моделирования процессов позиционирования и измерения пространственной ориентации космических аппаратов на геостационарной орбите, *Успехи современной радиоэлектроники*. – 2016. – № 11. – С. 141–144.

109. Патент 2580827 РФ, С1 МПК G01S1/00. Способ угловой ориентации объекта / В.Н. Ратушняк, Д.Д. Дмитриев, Ю.Л. Фатеев, В.Н. Тяпкин, Н.С. Кремез, Е.Н. Гарин ; заявитель и патентообладатель ФГАОУ ВПО «Сибирский федеральный университет». – №2015105336/07; заявл. 17.02.2015; опубл. 10.04.2016; бюл. № 10.

110. Fateev, Yu.L., Dmitriev, D.D., Tyapkin, V.N., Kremez, N.S., Bondarev, V.N., Phase ambiguity resolution in the GLONASS/GPS navigation equipment, equipped with antenna arrays, 2015 International Siberian Conference on Control and Communications, *SIBCON 2015 Proceedings*,(2015).

**ОБОЗНАЧЕНИЯ И СОКРАЩЕНИЯ**

КА	–	космический аппарат
ГСО	–	геостационарная орбита
НКУ	–	наземный комплекс управления
ГНСС	–	глобальная навигационная спутниковая система
НКА	–	навигационный космический аппарат
АСН	–	автономные системы навигации
ЭСГ	–	электростатический гироскоп
ВОГ	–	волоконно-оптический гироскоп
ММП	–	метод максимального правдоподобия
МРЛ	–	межспутниковая радиолиния
БНО	–	баллистико-навигационное обеспечение
ИТНП	–	измерение текущих навигационных параметров
НИП	–	наземный измерительный пункт
ЦУП	–	центр управления полетами
КИС	–	командно-измерительная система
ДЗЗ	–	дистанционное зондирование Земли
БКУ	–	бортовой комплекс управления
МСИ	–	межспутниковые измерения
ГПЗ	–	гравитационное поле Земли
ВЭО	–	высокая эллиптическая орбита
ПСП	–	псевдослучайная последовательность
НСКУ	–	наземная станция контроля и управления
БИНРС	–	бортовой источник навигационных радиосигналов
АФС	–	антенно-фидерная система
ЭМИ	–	электро-магнитное излучение
МШУ	–	малошумящий усилитель
ССН	–	схема слежения за несущей
ССЗ	–	схема слежения за задержкой

ФАПЧ	–	фазовая автоматическая подстройка частоты
ИНС	–	инерциальная навигационная система
АР	–	антенная решетка
ДН	–	диаграмма направленности
ПАК	–	программно-аппаратный комплекс
МНК	–	метод наименьших квадратов
ОИ	–	оперативная информация
РНП	–	радионавигационные параметры
ЦИ	–	цифровая информация
БШВ	–	бортовая шкала времени
СЕВ	–	система единого времени
ПО	–	программное обеспечение
ШИС	–	широкополосный измерительный сигнал