

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ УНИТАРНОЕ ПРЕДПРИЯТИЕ
«ВСЕРОССИЙСКИЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ
ФИЗИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ И РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ»
(ФГУП «ВНИИФТРИ»)

На правах рукописи



Давлатов Руслан Аскарджонович

РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ИЗМЕРЕНИЯ
ГРАДИЕНТОВ ГРАВИТАЦИОННОГО ПОТЕНЦИАЛА
В ОКОЛОЗЕМНОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Специальности 2.2.8 «Методы и приборы контроля и диагностики
материалов, изделий, веществ и природной среды»

Диссертация на соискание ученой степени

кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор,
Заслуженный деятель науки РФ,
начальник НТЦ ФГУП «ВНИИФТРИ»
Фатеев Вячеслав Филиппович

Менделеево, 2023 г.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение.....	7
Глава 1. Анализ состояния и перспектив развития космических средств измерений градиентов гравитационного потенциала для формирования навигационных гравиметрических карт удаленных и труднодоступных территорий и акваторий	17
1.1 Анализ методов и средств измерений параметров физических полей Земли для системы автономной навигации	17
1.1.1 Система автономной навигации с использованием инерциальной навигационной системы	17
1.1.2 Обзор методов и средств коррекции инерциальных навигационных систем	18
1.2 Анализ требований к точности бортовых гравиметрических средств измерений и навигационных гравиметрических карт.....	21
1.2.1 Требования к гравиметрической информации на поверхности Земли	21
1.2.2 Требования к гравиметрической информации в околоземном пространстве	25
1.3 Исследование существующих методов и средств определения параметров гравитационного поля для подготовки навигационных карт.....	27
1.3.1 Расчет навигационных гравиметрических карт по математическим моделям	27
1.3.2 Анализ известных наземных и воздушных средств измерений гравитационного потенциала и его градиентов	32
1.4 Анализ методов и космических средств измерения профиля высоты геоида..	34
1.4.1 Краткий обзор спутниковых радиовысотомеров	34
1.4.2 Принцип определения аномалий силы тяжести и второго гравитационного градиента с использованием спутникового радиовысотомера.....	36
1.5 Анализ методов и средств космической градиентометрии	37

1.5.1	Существующие типы космических гравитационных градиентометров	37
1.5.2	Односпутниковое средство измерения параметров гравитационного поля	39
1.5.3	Двухспутниковые средства измерения второго гравитационного градиента по линии «низкий спутник-низкий спутник».....	41
1.5.4	Односпутниковый бортовой космический градиентометр на основе системы механических микроакселерометров.....	49
1.5.5	Состояние разработок российских космических гравиметрических систем	54
1.6	Анализ возможности использования задела, полученного при создании лазерных детекторов гравитационных волн.....	56
1.6.1	Краткое описание гравитационных волн и их свойств.....	56
1.6.2	Наземные детекторы малых механических смещений, вызванных гравитационными волнами	58
1.6.3	Космический лазерный детектор гравитационных волн LISA	59
1.6.4	Проект российского лазерного детектора гравитационных волн «SOIGA».....	61
1.6.5	Выводы.....	64
1.7	Анализ методов и средств калибровки бортовых космических градиентометров.....	65
1.7.1	Наземная калибровка.....	65
1.7.2	Бортовая калибровка	66
1.7.3	Орбитальная калибровка.....	67
1.7.4	Выводы.....	69
1.8	Выводы по главе 1 и постановка задач исследований	69
Глава 2. Разработка метода совместного определения составляющих первого, второго и третьего градиентов гравитационного потенциала на основе многоспутникового кластера		74
2.1	Оценка возможности измерения составляющих градиентов гравитационного	

потенциала по относительному движению космических аппаратов.....	74
2.1.1 Определение составляющих первого градиента	74
2.1.2 Определение составляющих второго градиента	74
2.1.3 Определение составляющих третьего градиента	76
2.1.4 Выводы.....	78
2.2 Способ определения составляющих первого градиента по сигналам ГНСС	78
2.2.1 Описание способа	78
2.2.2 Оценка точности и реализация способа по сигналам ГНСС.....	81
2.3 Способ определения составляющих второго градиента по сигналам ГНСС	84
2.3.1 Описание способа	84
2.3.2 Оценка точности	86
2.4 Способ определения составляющих третьего градиента по сигналам ГНСС ..	88
2.4.1 Описание способа	88
2.4.2 Оценка точности	91
2.5 Многоспутниковый кластер для реализации метода совместного определения	
составляющих гравитационных градиентов	93
2.5.1 Структура и состав.....	93
2.5.2 Результаты моделирования орбитального движения спутников.....	95
2.5.3 Картографические возможности многоспутникового градиентометра	
.....	97
2.6 Приложение многоспутникового градиентометра для решения задачи	
уточнения глобальной модели гравитационного поля Земли	99
2.6.1 Разработка методики уточнения модели гравитационного поля Земли	
.....	99
2.6.2 Программно-математическая модель многоспутникового	
градиентометра для оценки детальности уточняемой модели гравитационного	
поля	102
2.7 Выводы по главе 2.....	105
Глава 3. Разработка метода измерений составляющих второго градиента	

потенциала и структуры бортового космического трехосного лазерного градиентометра.....	106
3.1 Метод измерений составляющих второго градиента потенциала в трехосном бортовом лазерном градиентометре на свободных массах	106
3.2 Уравнение движения пробных масс и расчет второго градиента.....	108
3.2.1 Исходное соотношение	108
3.2.2 Анализ мешающих ускорений.....	110
3.2.3 Рабочее соотношение космического градиентометра на свободных массах	111
3.3 Альтернативные варианты построения лазерного градиентометра	111
3.3.1 Лазерный градиентометр на интерферометре Фабри-Перо	111
3.3.2 Лазерный градиентометр на линзах Люнеберга.....	113
3.4 Обоснование требований к основным параметрам градиентометра	115
3.5 Определение параметров наземной навигационной гравиметрической карты по результатам измерений космического градиентометра.....	117
3.5.1 Оценка детальности карты.....	117
3.5.2 Процедура редуцирования второго гравитационного градиента с высоты орбиты на земную поверхность	119
3.6 Приложение космического градиентометра в части уточнения модели ГПЗ ..	121
3.7 Наземный макет лазерного космического градиентометра на полусвободных массах для полунатурного моделирования	123
3.7.1 Структура макета	123
3.7.2 Результаты экспериментальных исследований наземного макета градиентометра.....	127
3.8 Предложение по проведению эксперимента на борту Российской орбитальной служебной станции	130
3.9 Выводы по главе 3.....	132
Глава 4. Разработка метода гравитационной калибровки бортовых космических градиентометров.....	134

4.1	Принцип гравитационной калибровки лазерного гравитационного градиентометра на основе использования бортовой калибровочной массы	134
4.2	Бортовой стенд для реализации метода гравитационной калибровки градиентометра в процессе его летной эксплуатации.....	137
4.2.1	Облик бортового стенда.....	137
4.2.2	Алгоритм выполнения гравитационной калибровки с использованием бортового стенда	139
4.2.3	Требования к точности обеспечения параметров бортового стенда	141
4.3	Наземный стенд полунатурного моделирования гравитационной калибровки и его испытания	142
4.3.1	Структура наземного стенда.....	142
4.3.2	Оценка требований к параметрам помещения для проведения эксперимента	146
4.3.3	Результаты предварительных экспериментальных исследований емкостной системы измерения перемещений.....	147
4.3.4	Особенности реализации и размещения наземного стенда калибровки	153
4.3.5	Результаты наземных испытаний метода гравитационной калибровки градиентометра.....	155
4.4	Выводы по главе 4.....	157
	Заключение	158
	Обозначения и сокращения	160
	Список использованных источников	161

Введение

Актуальность исследований

В настоящее время разрабатываются автономные помехозащищенные системы навигации, ключевым элементом которых является бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС). Принцип действия инерциальной системы заключается в измерении активных ускорений и угловых скоростей с помощью бортовых акселерометров и гироскопов с последующим интегрированием результатов измерений во времени. Главным преимуществом БИНС является абсолютная помехозащищенность, поскольку постановка организованных помех такой системе невозможна. Однако они обладают недостатком, который заключается в накоплении погрешностей определения координат с течением времени движения. Это объясняется так называемым дрейфом нуля БИНС. Современные отечественные БИНС характеризуются накоплением ошибок по положению на уровне 1800 м за один час движения. Поэтому при длительных интервалах времени движения необходимо выполнять коррекцию накопившейся погрешности при определении текущих координат. Для этого используется корректирующая информация от дополнительных бортовых измерительных систем.

В настоящее время в составе комплексных навигационных систем широко используется навигационная аппаратура потребителей глобальных навигационных спутниковых систем ГЛОНАСС, GPS, Beidou и др. Современная навигационная аппаратура имеет погрешность определения координат в абсолютном режиме 2-5 м, скорости – 0,02-0,05 м/с. Это обеспечивает высокую точность коррекции показаний БИНС. Вместе с тем, использование сигналов навигационных спутниковых систем имеет следующие ограничения: снижение точности в условиях ограниченной видимости спутников (в тоннелях, помещениях, горных ущельях и др.), а также в условиях естественных и, в особенности, преднамеренных помех.

В качестве корректирующей информации возможно использование карт рельефа местности вдоль маршрута движения. Достижимая погрешность коррекции показаний БИНС не превышает 500 м. Однако, это значение возрастает при

движении на участках с малым изменением рельефа. Кроме того, этот метод непригоден при навигации над акваториями.

Оптические изображения местности могут использоваться для коррекции показаний БИНС. При этом достижимая погрешность коррекции не превышает 100 м. Вместе с тем, такая система неработоспособна над безориентирной местностью (океан, пустыня и др.) и зависит от времени суток и погодных условий. Другим источником корректирующей информации может быть магнитное поле Земли. Однако оно подвержено влиянию солнечной активности и техногенного фактора.

Указанные недостатки могут быть исключены при создании системы коррекции показаний БИНС на основе измерений текущих параметров гравитационного поля Земли (ГПЗ). Такая система является помехозащищенной, так как в настоящее время активные средства искажения ГПЗ неизвестны. Кроме того, совокупность измеряемых параметров ГПЗ имеет уникальные значения для каждой точки на поверхности Земли. Это приводит к необходимости разработки системы коррекции показаний БИНС по гравитационному полю Земли.

Одним из ключевых элементов системы коррекции показаний БИНС по ГПЗ является навигационная гравиметрическая карта (НГК) первого градиента гравитационного потенциала (ускорение свободного падения) и составляющих второго градиента потенциала с погрешностями не более 1 мГал и 5 Эत्वеш соответственно. При этом детальность измерений должна быть не хуже 1 км. В настоящее время для подготовки НГК для доступных территорий используются наземные, воздушные и морские гравиметрические средства измерения.

Единственным вариантом формирования НГК удаленных и труднодоступных территорий и акваторий, в том числе в зоне Арктики, является использование средств измерений, расположенных на борту космических аппаратов - космических гравиметрических средств. При этом возрастают требования к погрешности определения параметров ГПЗ в околоземном пространстве и возникает задача измерения третьего градиента гравитационного потенциала для редуцирования (переноса) измерений на поверхность Земли:

– для первого градиента - погрешность не более 0,020 мГал;

- для второго градиента - погрешность не более 0,003 Этвеш;
- для третьего градиента - погрешность не более 0,001 Этвеш/км.

Широко используемые бортовые космические радиовысотометры обеспечивают построения глобальных карт уклонений отвесных линий. Однако такие измерители применимы только на акваториях океанов. В настоящее время на борту космического аппарата без каких-либо пространственных ограничений возможно определение только второго градиента гравитационного потенциала. Для этого используется космический гравитационный градиентометр.

Принцип действия гравитационного градиентометра заключается в определении разности гравитационных сил, действующих на пробные массы. Это реализуется на основе измерений параметров их относительного движения. Если в качестве пробных масс используются геодезические космические аппараты (ГКА), то это двухспутниковые системы, если бортовые массы – односпутниковые. Впервые двухспутниковый космический градиентометр был реализован в проекте CHAMP, где использовалась бортовая навигационная аппаратура для измерения вариаций расстояния между низкоорбитальным космическим аппаратом и навигационным спутником GPS. При этом решалась задача только уточнения модели гравитационного поля по измерениям параметров траектории ГКА.

Продолжением двухспутниковых градиентометров являются проекты GRACE и GRACE-FO, в которых с помощью фазового дальномера и лазерного интерферометра выполняется измерение взаимного движения двух низкоорбитальных космических аппаратов. Так как система является одноосной, то возможно определение только одной составляющей второго градиента с погрешностью 10^{-5} Этвеш. Однако, детальность измерительных данных составляет не менее 80 км. В этих проектах не измеряются первый и третий градиенты гравитационного потенциала.

В односпутниковом акселерометрическом градиентометре GOCE измеряется изменение взаимного положения трех пар бортовых масс с использованием емкостной системы. Несмотря на то, что определяются все составляющие второго

градиента с погрешностью $5 \cdot 10^{-3}$ ЭТВЕШ, детальность измерений характеризуется цифрой 1600 км. Отсутствует возможность определения первого и третьего градиентов потенциала.

Таким образом, современные космические градиентометры не обеспечивают необходимую точность и детальность при измерении составляющих гравитационных градиентов. Отдельно следует отметить, что существующие методы и средства калибровки градиентометра GOCE не удовлетворяют требованиям перспективных бортовых космических градиентометров.

В связи с вышеизложенным, для подготовки глобальных навигационных гравиметрических карт удаленных и труднодоступных территорий и акваторий необходима разработка новых методов космической гравиметрии для определения первого, второго и третьего градиентов гравитационного потенциала с необходимой точностью и детальностью. Возможным направлением решения указанной проблемы является использование кластера свободных космических тел:

- многоспутниковые системы с измерением параметров взаимного движения малоразмерных космических аппаратов;
- система свободных тел, движущихся внутри космического аппарата, с измерением параметров их относительного движения с использованием лазерного интерферометра.

Целью диссертационной работы является повышение точности и детальности измерений градиентов гравитационного потенциала.

Для достижения поставленной в данной диссертационной работе цели необходимо решить следующие **задачи**.

Главная задача исследований: разработать и исследовать характеристики новых методов космической гравиметрии, основанных на использовании свободных масс в космосе.

Частные научные задачи, поставленные и решённые в работе:

1. Выполнить анализ известных космических гравиметрических средств и методов их калибровки.

2. Разработать элементы теории и структуру многоспутникового кластера для совместного определения первого, второго и третьего градиентов гравитационного потенциала.

3. Исследовать структуру лазерного бортового градиентометра на основе свободных масс внутри космического аппарата и выполнить полунатурного моделирования.

4. Разработать новый метод бортовой калибровки космических градиентометров. Разработать наземный стенд калибровки и выполнить его испытания.

Объектом исследований являются космические средства измерений параметров гравитационного поля Земли.

Предметом исследований являются методы определения гравитационных градиентов в околоземном пространстве.

Научная новизна исследований:

1. Разработаны элементы теории совместного измерения составляющих первого, второго и третьего градиентов ГПЗ с помощью многоспутникового кластера космических аппаратов с использованием бортовой навигационной аппаратуры ГНСС.

2. Впервые предложена структура трехосного бортового лазерного градиентометра на свободных массах на основе интерферометров Майкельсона и Фабри-Перо и оценены его характеристики.

3. Впервые испытан предложенный метод измерения второго градиента на основе созданного наземного макета одноосного лазерного градиентометра на полусвободных чувствительных массах.

4. Впервые предложен метод калибровки бортовых лазерных космических градиентометров в режиме летной эксплуатации и сформированы требования к бортовой реализации метода.

5. Впервые разработан и испытан наземный стенд полунатурного моделирования метода гравитационной калибровки космических градиентометров.

Положения, выносимые на защиту:

1. Метод измерений составляющих градиентов гравитационного потенциала

на основе многоспутникового кластера космических аппаратов обеспечивает измерение составляющих первого градиента с погрешностью не более 0,020 мГал, второго градиента – с погрешностью не более 0,003 ЭТВеш, третьего градиента – с погрешностью не более 0,001 ЭТВеш/км с детальностью 1 км.

2. Метод измерений составляющих второго градиента с использованием космического трехосного лазерного градиентометра на свободных массах на основе бортового лазерного интерферометра обеспечивает измерение составляющих второго градиента с погрешностью не более 10^{-4} ЭТВеш и детальностью 1 км.

3. Метод бортовой калибровки космического градиентометра с использованием бортовой калибровочной массы обеспечивает в полете неопределенность калибровки не более 10^{-5} ЭТВеш.

Теоретическая значимость работы заключается в том, что впервые предложены методы определения первого, второго и третьего градиентов на основе бортовой навигационной аппаратуры и кластера малоразмерных космических аппаратов, предложена структура и оценены параметры лазерного бортового градиентометра на основе свободных масс, а также предложен новый метод бортовой калибровки космического градиентометра.

Практическая значимость диссертации заключается в возможности использования её результатов при выполнении следующих работ:

- формирование банка измерительной информации первого, второго и третьего градиентов гравитационного потенциала для создания навигационных гравиметрических карт;
- выполнение редуцирования (переноса) измерений параметров гравитационного поля с орбиты спутника на поверхность Земли;
- уточнение глобальной модели гравитационного поля Земли;
- выполнение калибровки бортового космического градиентометра в режиме эксплуатации.

Практическая направленность и реализация работы. Результаты исследований использованы при выполнении гранта РФФИ № 19-29-11022 «Разработка

высокоточной космической лазерной гравитационно-волновой антенны на основе спутников, движущихся по орбитам ГЛОНАСС» (2019-2023 гг.) и пяти научно-исследовательских работ: ОКР «ГГСК-точность» (2016-2017 гг.), СЧ НИР «Вызов-Перспектива-7» (2018-2020 гг.), НИР «Гравиградиентометр» (2017-2018 гг.), СЧ НИР «Геовысота» (2018 г.), СЧ НИР «Развитие-ГЛОНАСС-ВНИИФТРИ» (2022 г.).

Использование результатов исследований подтверждено актом реализации, полученным во ФГУП «ВНИИФТРИ».

Личный вклад автора. Автор лично проводил теоретические исследования, осуществлял математическое моделирование и разрабатывал имитационные модели перспективных гравитационных градиентометров, анализировал и обобщал полученные результаты, разработал структуру и создал наземный макет лазерного одноосного градиентометра, а также разработал и испытал на специальном изготовленном стенде новый метод калибровки бортовых градиентометров.

Апробация результатов диссертационной работы

Основные положения и результаты диссертации докладывались и обсуждались на Международном симпозиуме «Метрология времени и пространства» (р.п. Менделеево, 2018 г., 2021 г.), на научно-практической конференции молодых ученых, аспирантов и специалистов «Метрология в XXI веке» (р.п. Менделеево, 2015-2023 гг.), на научно-технической конференции «Навигация по гравитационному полю Земли и ее метрологическое обеспечение» (р.п. Менделеево, 2017 г.), на четвертом и пятом российском симпозиуме по наноспутникам с международным участием "RusNanoSat" (г. Самара, 2021 г., 2023 г.), на международной конференции «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках» SPEXP-2018 (г. Самара, 2018 г.), на второй Всероссийской научно-практической конференции «Проблемы создания и применения космических аппаратов и робототехнических средств в интересах Вооруженных Сил Российской Федерации» (г. Санкт – Петербург, 2018 г.), на V Симпозиуме международной ассоциации по геодезии (IAG) «Наземная, морская и аэрогравиметрия: измерения на неподвижных и подвижных основаниях» (TG-SMM 2019)

(г. Санкт-Петербург, 2019 г.), на IV Межведомственном научно-техническом семинаре «Перспективы развития астрономо-геодезического обеспечения в ГНСС ГЛОНАСС. Вклад ГНСС ГЛОНАСС в развитие космической геодезии» (г. Санкт-Петербург, 2019 г.), на круглом столе Армия-2019 военно-научной конференции на тему «Современные проблемы создания и развития унифицированных платформ космических аппаратов различного целевого назначения» (г. Кубинка, 2019 г.), на II научно-технической конференции «Навигация по гравитационному и магнитному полям Земли. Новые технологии» (р.п. Менделеево, 2019 г.), на конкурсе на соискание премии им. С.А. Христиановича (р.п. Менделеево, 2021 г., докладу присуждено третье место), на Всероссийской научно-практической конференции «Проблемы создания и применения космических аппаратов и систем средств выведения в интересах решения задач Вооруженных сил Российской Федерации» (г. Санкт-Петербург, 2021 г.), на научной ассамблее Международной ассоциации геодезии IAG 2021 (онлайн, 2021 г.), на Всероссийской научно-практической конференции «Совершенствование средств и методов сбора и обработки геопро пространственной информации и системы подготовки специалистов» (г. Санкт-Петербург, 2022 г.), на первой Всероссийской научно-практической конференции молодых ученых и специалистов «ЗА НАМИ БУДУЩЕЕ» (г. Санкт-Петербург, 2022 г.), на 48-ой научно-технической конференции молодых ученых и специалистов военных метрологов «Актуальные задачи военной метрологии» (г. Кубинка, 2023 г.), на конкурсе «Лучший молодой метролог КООМЕТ-2023» (2023 г., г. Екатеринбург, докладу присуждено первое место).

Материалы диссертации представлены в 17 публикациях, в том числе 27 докладах на научно-технических конференциях и в следующих 9 статьях в изданиях из Перечня ВАК российских рецензируемых изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты:

– Давлатов Р.А., Донченко С.С., Лавров Е.А., Соколов Д.А., Скакун И.О., Гунин П.М. Результаты исследования фазовых шумов лазерного интерферометра для проекта космического детектора гравитационных волн SOIGA. Оптический журнал. 2023. Т. 90. № 6. С. 3-14. RSCI, Scopus, Web of Science;

– Давлатов Р.А. Исследование перспективной космической измерительной системы для формирования навигационных гравиметрических карт // Приборы. 2021. № 7 (253). С. 34-47;

– Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф., Сильвестров И.С., Лопатин В.П. Космическая многоспутниковая система геофизического мониторинга. Состав и применение // Альманах современной метрологии. 2021. № 2 (26). С. 52-67;

– Давлатов Р.А., Сильвестров И.С., Фатеев В.Ф. Методы калибровки космических гравитационных градиентометров // Измерительная техника. 2020. №1. С. 5-11 RSCI, Scopus, Web of Science;

– Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф. Анализ возможностей космического градиентометра на свободных массах // Альманах современной метрологии. 2020. № 2 (22). С. 65-72;

– Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф., Лопатин В.П. Возможности использования системы ГЛОНАСС для формирования гравиметрической многоспутниковой системы // Альманах современной метрологии. 2020. № 4 (24). С. 65-85;

– Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф. Многоспутниковый кластер для определения параметров гравитационного поля Земли // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2019. Т. 62. № 5. С. 470-476. RSCI;

– Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф., Лопатин В.П. Применение навигационной аппаратуры ГНСС на борту наноспутника // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2018. Т. 61. № 5. С. 437-445. RSCI;

– Давлатов Р.А., Пустовойт В.И., Фатеев В.Ф. Лазерные гравиметры на основе интерферометра Фабри-Перо // Физические основы приборостроения. 2017. Т. 6. № 3 (25). С. 63-71. RSCI.

Получены патенты на изобретение:

– «Лазерный космический гравитационный градиентометр» RU 2754098 С1, авторы: Давлатов Р.А., Денисенко О.В., Сильвестров И.С., Фатеев В.Ф. (2021 г.);

– «Способ измерения гравитационного ускорения космического аппарата» RU 2768557 С1, авторы: Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф., Денисенко О.В.,

Федотов В.Н., Сильвестров И.С. (2022 г.).

Получены свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ:

– «Программно-математическая модель в обеспечение сбора первичной измерительной информации ГСМГПЗ» RU 2020662723, авторы: Сильвестров И.С., Фатеев В.Ф., Давлатов Р.А., Карапетян М.Н. (2020 г.);

– «Программа для моделирования лазерного космического гравитационного градиентометра на свободных массах» RU 2023666518, авторы: Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф. (2023 г.).

Получено свидетельство о государственной регистрации следующих баз данных:

– «База данных результатов расчета высокоточной планетарной модели гравитационного поля Земли» № RU 2018621324, авторы: Давлатов Р.А., Денисенко О.В., Сильвестров И.С., Фатеев В.Ф., Лопатин В.П., Мурзабеков М.М. (2018 г.);

– «База измерительных данных» № RU 2018621380, авторы: Давлатов Р.А., Денисенко О.В., Сильвестров И.С., Фатеев В.Ф., Бобров Д.С. (2018 г.).

Глава 1. Анализ состояния и перспектив развития космических средств измерений градиентов гравитационного потенциала для формирования навигационных гравиметрических карт удаленных и труднодоступных территорий и акваторий

1.1 Анализ методов и средств измерений параметров физических полей Земли для системы автономной навигации

1.1.1 Система автономной навигации с использованием инерциальной навигационной системы

В настоящее время для определения положения потребителя используются глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС), такие как ГЛОНАСС, GPS и др. Эти системы обеспечивают высокую точность определения координат по всей территории Земли [1]. Однако, существуют условия, при которых сигналы навигационных систем либо пропадают (застройка, ущелье), либо полностью отсутствуют (под водой/землей, в помещениях). Отдельно следует отметить, что навигационные радиосигналы ГНСС подвержены воздействию искусственных помех, поэтому обладают ограниченной помехозащищенностью.

Абсолютной помехозащищенностью обладает бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС). Ключевыми средствами измерений в БИНС являются акселерометр и гироскоп для измерения ускорений и угловых скоростей, соответственно. Это обеспечивает следующие преимущества:

- абсолютная автономность, так как не требуется установка специального наземного оборудования или дополнительных систем;
- широкий динамический диапазон, что позволяет использовать БИНС на всей поверхности Земли, в т.ч. под водой, в туннелях, в зданиях и др.;
- система является абсолютно скрытой, так как не излучает сигналы.

Недостатком инерциальных систем является смещение нуля гироскопов и акселерометров. Это приводит к увеличению погрешности определения местоположения. Современные отечественные БИНС накапливают погрешность определения

координат 1,85 км/ч (БИНС-СН-2), зарубежные – 0,9 км/ч (LN120G, Sigma95N). При интервалах наблюдений в несколько минут и более это не удовлетворяет современным требованиям. Уменьшить погрешность навигации возможно при использовании корректирующей информации от внешних источников. Таким образом возникает задача создания систем коррекции показаний БИНС.

1.1.2 Обзор методов и средств коррекции инерциальных навигационных систем

Для решения задачи автономной навигации целесообразно использовать комплексную систему, состоящую из БИНС и системы коррекции ее дрейфа. При этом система коррекции может быть основана на использовании навигационных полей как искусственного происхождения (навигационное поле глобальных навигационных спутниковых систем), так и естественного:

- полей высот рельефа местности;
- полей радиолокационного, оптического и радиотеплового изображения участков местности;
- магнитного и гравитационного полей.

Использование ГНСС обеспечивает высокую точность и глобальность коррекции показаний БИНС [2-5]. При этом используются серийные приемники навигационных сигналов, что значительно уменьшает стоимость и размеры системы. Кроме того, погрешность навигации при использовании навигационных систем не увеличивается со временем. Однако, как было указано ранее, эти системы не пригодны в условиях ограниченной видимости навигационных спутников и подвержены влиянию искусственных помех.

В системах коррекции показаний БИНС по высотам рельефа местности выполняется измерение высоты движения транспортного средства, которое сравнивается с цифровой картой рельефа вдоль маршрута движения. При этом погрешность коррекции показаний БИНС не превышает 500 м. Среди известных разработок можно упомянуть следующие системы: Automatic Terrain Recognition And

Navigation [6], Terrain Contour Matching [7], Sandia Inertial Terrain-Aided Navigation [8], Bathymetric Navigation Equipment [9]. Следует отметить, что использование рельефа местности непригодно для навигации над акваториями морей и океанов. Кроме того, значительно снижается точность коррекции показаний БИНС при пролете над местностью с малым контрастом рельефа, например над лесами, тундрой и др.

При использовании для коррекции показаний БИНС оптических изображений местности выполняется совмещение изображения, полученного на борту транспортного средства, с заранее подготовленным опорным («эталонным»). Данная система получила широкое распространение за счет высокой точности коррекции, которая не превышает 100 м. Одной из систем коррекции показаний БИНС, в которой используются оптические изображения местности, является Digital Scene Matching Area Correlation (DSMAC) [10]. Однако, существуют несколько факторов, которые ограничивают возможность применения и этой системы:

- система неработоспособна над безориентирной местностью и, в частности, над акваториями;
- точность коррекции показаний БИНС зависит от качества освещённости местности, т.е. времени суток и погодных условий.

Вместо оптических могут использоваться радиотепловые изображения участков местности. При этом выполняется сравнение радиотеплового изображения, полученного бортовым радиометром, с опорным изображением рассматриваемого участка. Примером системы, в которой используется данный метод, является Radiometric Area Correlator [11]. Погрешность коррекции показаний БИНС в Radiometric Area Correlator не превышает 50 м. Но погрешность значительно возрастает при использовании системы над акваториями и зависит от погодных условий и времени суток.

При использовании системы показаний БИНС по магнитному полю Земли выполняется сопоставление измеренного значения параметра магнитного поля с опорным значением из заранее подготовленной карты. Следует отметить, что

современные средства измерения параметров магнитного поля обладают высокой точностью и малыми габаритами. Налажен их серийный выпуск. Однако, магнитное поле подвержено влиянию естественных и искусственных помех. Кроме того, оно нестабильно вследствие магнитных бурь, а также в связи с движением магнитных полюсов Земли. Это приводит к значительному уменьшению надежности решения навигационной задачи и, в конечном счете, к увеличению погрешности определения местоположения, особенно на протяженных маршрутах навигации.

Система коррекции показаний БИНС по гравитационному полю не имеет ограничений, свойственных указанным ранее системам. Так как совокупность параметров гравитационного поля уникальна для каждой точки пространства вблизи поверхности Земли, то они могут использоваться в целях глобальной навигации. Кроме того, такая система может рассматриваться как самостоятельная система автономной навигации, без использования БИНС. Следует отметить, что средства направленного искажения гравитационного поля Земли неизвестны. Это обеспечивает ее абсолютную помехозащищенность и применимость в любых условиях радиоэлектронной помеховой обстановки.

Принцип коррекции показаний БИНС по гравитационному полю заключается в следующем. На участке земной поверхности, где будет осуществляться коррекция, заблаговременно выполняется подготовка навигационной гравиметрической карты путем выполнения геодезических и гравиметрических работ. При движении транспортного средства на маршруте движения, который называется участком коррекции, выполняется измерение параметра гравитационного поля с использованием бортового гравиметрического средства. Результаты измерений загружаются в бортовой вычислительный комплекс. Актуальное положение, полученное из измерений БИНС и включающее его дрейф, определяет область поиска на навигационной гравиметрической карте. Этот участок карты принимается к обработке и в вычислительном комплексе выполняется сопоставление измеренного значения параметра и полученного по карте. Для этого вычисляется корреляционная функция и ищется ее экстремум по всей карте [9, 11-14].

1.2 Анализ требований к точности бортовых гравиметрических средств измерений и навигационных гравиметрических карт

1.2.1 Требования к гравиметрической информации на поверхности Земли

По результатам исследований, полученных в ходе выполнения СЧ НИР «Вызов – Перспектива-7», был обоснован следующий возможный состав системы коррекции показаний БИНС по гравитационному полю Земли [15]:

1. Бесплатформенная инерциальная навигационная система.
2. Бортовой гравиметр или бортовой гравитационный градиентометр.
3. Цифровая навигационная гравиметрическая карта (НГК) аномалий ускорения силы тяжести или гравитационного градиента, содержащаяся в памяти бортовой вычислительной машины.

4. Алгоритм поиска навигационного решения, реализованный в бортовой вычислительной машины.

Таким образом, возникает необходимость оценки требований к точности бортовых гравиметров и градиентометров, а также навигационных гравиметрических карт ускорения силы тяжести и его градиентов. Для этого можно рассмотреть результаты, полученные в работе [16] и представленных на научно-технических конференциях «Навигация по гравитационным полям Земли и ее метрологическое обеспечение» [17] и «Навигация по гравитационному и магнитному полям Земли. Новые технологии» [18] проведенных во ФГУП «ВНИИФТРИ».

В указанных работах представлены результаты моделирования системы коррекции показаний БИНС по ускорению силы тяжести и гравитационному градиенту. При моделировании использовались следующие начальные параметры:

- высота низколетящего объекта – до 10 км;
- погрешность БИНС - 1,8 км/ч;
- длительность полета в условиях отсутствия навигационных сигналов – 1,5 ч;
- характеристика местности – холмистая, с перепадом второго градиента

гравитационного потенциала 150 Этвеш.

Результаты моделирования навигационной системы по ускорениям силы тяжести при детальности измерений 1 км представлены на рисунке 1. При анализе результатов можно отметить, что погрешность НГК в большей степени влияет на погрешность навигации, чем погрешность бортового гравиметра. Например, при погрешности бортового гравиметра в 1 мГал и уменьшении погрешности карты с 1,0 мГал до 0,5 мГал (на 50%), погрешность навигации снижается с 700 м до 500 м, т.е. на 28%. В то же время, при погрешности карты 1,0 мГал и уменьшении погрешности гравиметра с 4,8 мГал до 1,0 мГал (на 80%), погрешность навигации уменьшается с 1000 м до 700 м, т.е. на 30%.

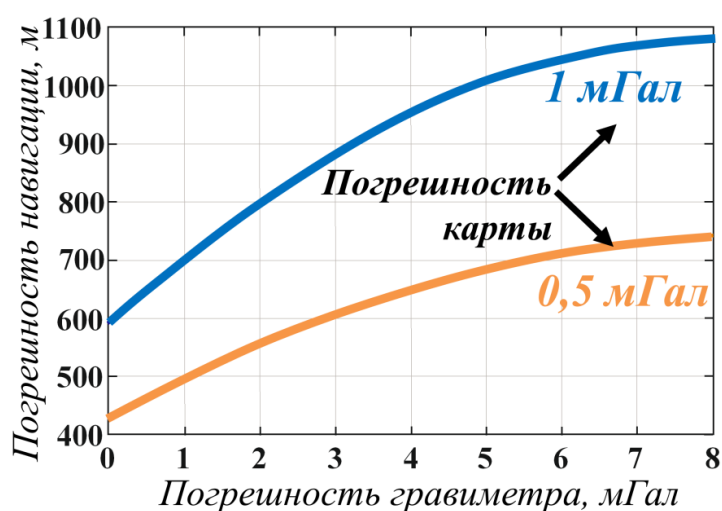


Рисунок 1 - Зависимость погрешности навигации от погрешности навигационной гравиметрической карты ускорения силы тяжести и бортового гравиметра

На рисунке 2 представлены оценки погрешности навигации при реализации навигационной системы по второму градиенту гравитационного потенциала при детальности измерений 1 км. В результате анализа установлено, что уменьшение погрешности карты в большей степени приводит к уменьшению погрешности навигации. Например, при погрешности измерителя 1,5 Этвеш и снижении погрешности карты с 10 до 5 Этвеш (на 50%), погрешность навигации уменьшается с 500 м до 700 м, т.е. на 28%. В то же время, при погрешности карты в 10 Этвеш и уменьшению погрешности бортового градиентометра с 5,0 до 1,5 Этвеш (на 70%) погрешность навигации уменьшится с 1000 м до 700 м, т.е. на 30%.

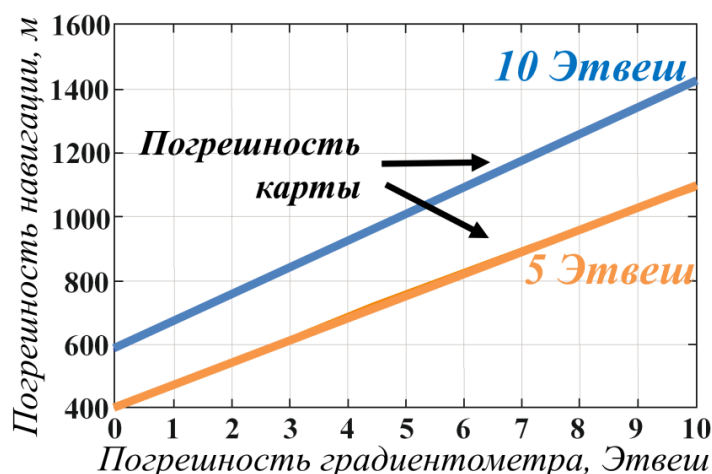


Рисунок 2 - Зависимость погрешности навигации от погрешности навигационной гравиметрической карты

На рисунке 3 представлены оценки погрешности навигации при использовании результатов измерений ускорения свободного падения и второго градиента гравитационного потенциала. В качестве исходных данных приняты погрешности навигационной карты градиента и бортового градиентометра 1 ЭТВЕШ и 5 ЭТВЕШ соответственно. Полученные результаты свидетельствуют о том, что совместное решение обеспечивает уменьшение погрешности навигации на 30 %.

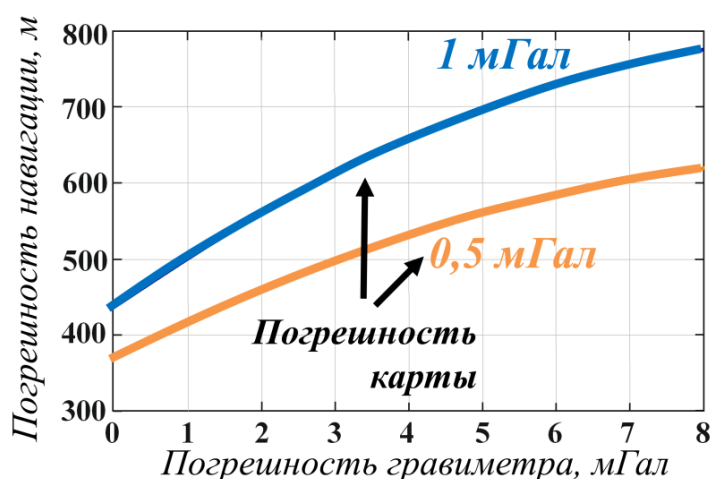


Рисунок 3 – Оценка погрешности навигации при совместном использовании измерений ускорения свободного падения и гравитационного градиента

Для окончательного формирования требований к картам и бортовым измерителям, рассмотрим актуальные требования потребителей к системам навигации. В таблице 1 представлены современные требования к радионавигационному обеспечению навигации гражданских воздушных, морских, наземных и космических

потребителей [19].

Таблица 1 – Требования потребителей к точности навигации

Потребитель	Решаемые задачи	Требуемая погрешность навигации (СКО, 2σ), м
Воздушный	Полет по маршруту	740-3700
	Полеты в зоне аэродрома	740
Морской	Плавание в океане	100
	Прибрежное плавание	10
Наземный	Движение транспорта в городе	5-20
	Междугородние перевозки	20-30
Космический	Спутники связи	400
	Ракето-носители, разгонные блоки, орбитальные станции	34-100

Таким образом, на основе результатов моделирования можно заключить, что в настоящее время система навигации по гравитационному полю может удовлетворить некоторые требования преимущественно воздушных потребителей.

Отдельно следует отметить, что для реализации система навигации по гравитационному полю Земли с точностью, соизмеримой с точностью навигации с использованием навигационных спутниковых систем, требования к погрешности бортового средства измерений и НКГ возрастает на 2 порядка. При этом будут удовлетворены требования всех потребителей.

На основе выполненного анализа можно сделать вывод о том, что для удовлетворения требований воздушных потребителей и достижения погрешности навигации в 700 метров необходимо использовать:

- бортовой гравиметр и навигационную гравиметрическую карту ускорений силы тяжести с погрешностью **не более 1 мГал**;
- бортовой градиентометр и навигационную гравиметрическую карту второго градиента гравитационного потенциала с погрешностью **не более 5 Этвеш**.

При этом детальность навигационной гравиметрической карты гравитационного градиента и ускорения силы тяжести должна быть **не более 1 км**.

1.2.2 Требования к гравиметрической информации в околоземном пространстве

Рассмотренные ранее результаты моделирования погрешности системы навигации по гравитационному полю Земли относились к результатам измерений вблизи или на поверхности Земли. Для обеспечения навигации на удаленные и труднодоступные территории и акватории, в том числе зоне Арктики, необходимо выполнять измерения параметров гравитационного поля на борту космического аппарата (КА).

Для формирования требований к погрешности измерений в околоземном пространстве выполнено моделирование аномальности параметров гравитационного поля на поверхности Земли и на орбите высотой 300 км. Для этого с использованием модели гравитационного поля EGM2008 выполнен расчет на участке 1° на 1° с шагом $0,01^\circ$.

В результате моделирования установлено, что на поверхности Земли среднее изменение аномальной составляющей ускорения свободного падения составляет 47,66 мГал (рисунок 4а), на орбите с высотой 300 км - 0,95 мГал (рисунок 4б). Таким образом аномальность уменьшается в 50 раз, что в свою очередь приводит к необходимости уменьшения погрешности измерения с 1 мГал до 0,020 мГал (20 мкГал).

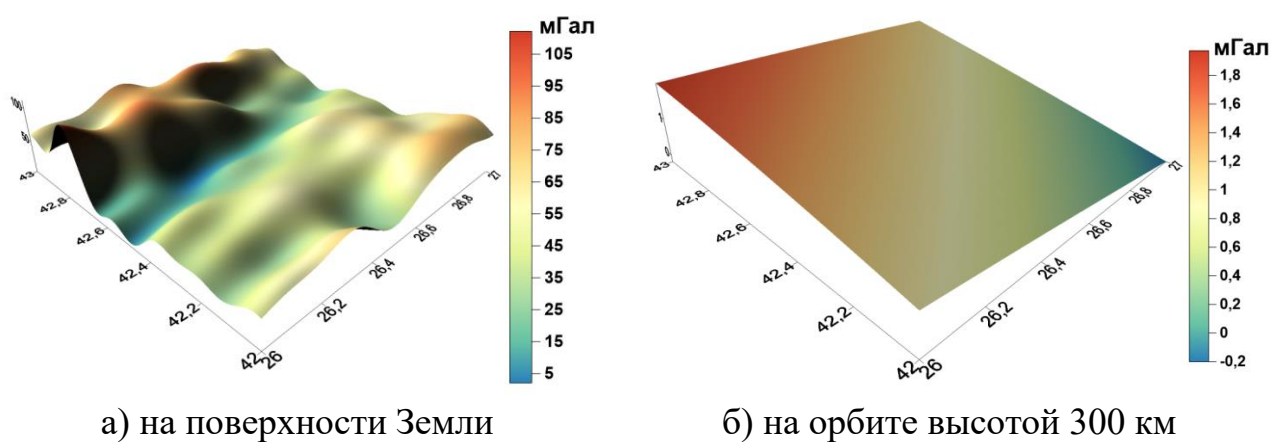
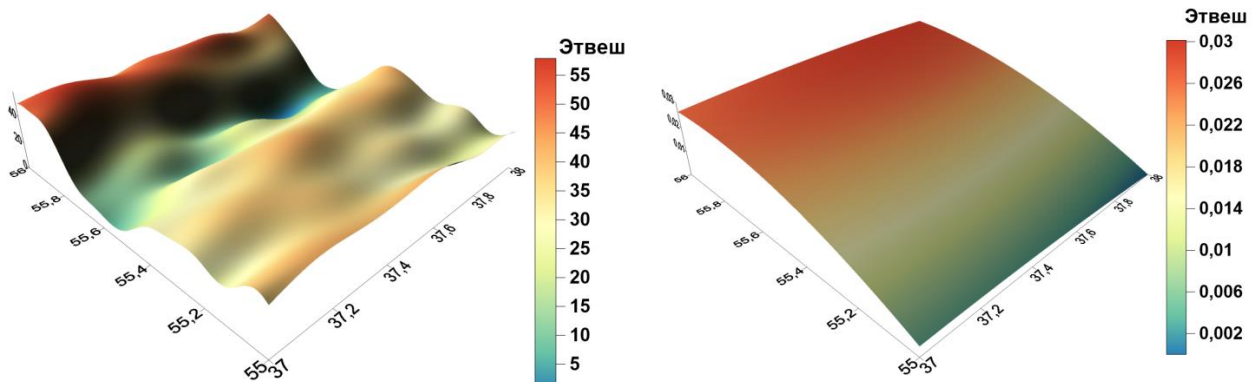


Рисунок 4 – Изменение аномальной составляющей ускорения свободного падения

В части второго градиента гравитационного потенциала получены

следующие оценки: на поверхности Земли среднее изменение – 31,5 Этвеш (рисунок 5а), на орбите – 0,015 Этвеш (рисунок 5б), т.е. примерно в 1650 раз меньше. Следовательно, необходимо повысить требования к измерениям на борту космического аппарата с 5 Этвеш до 0,003 Этвеш.



а) на поверхности Земли

б) на орбите высотой 300 км

Рисунок 5 – Изменение второго градиента гравитационного потенциала

Отдельно следует отметить, что для выполнения редуцирования (переноса) результатов измерений второго градиента с орбиты спутника на поверхность Земли необходимо измерить третий градиент гравитационного потенциала (рисунок 6). Так как необходимая погрешность второго градиента на поверхности Земли равна 5 Этвеш, то ошибка вследствие редуцирования должна быть не более 0,5 Этвеш. С учетом того, что высота космических градиентометров не превышает 500 км, то погрешность определения третьего градиента гравитационного потенциала не должна превышать 0,001 Этвеш/км.

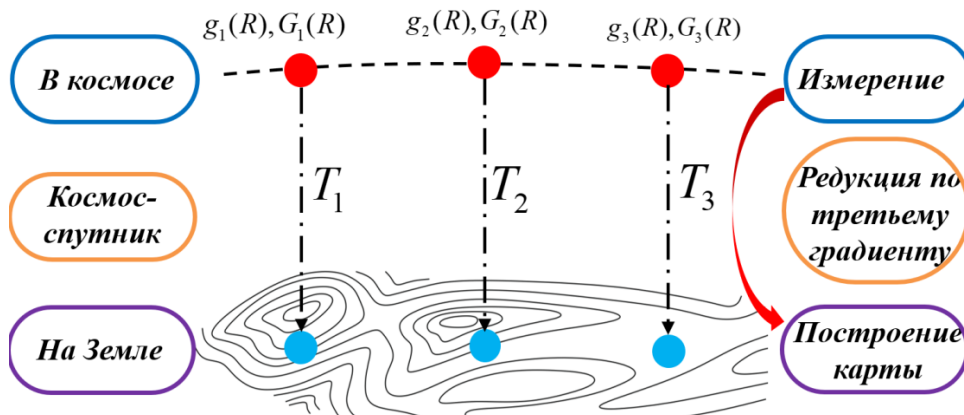


Рисунок 6 – Редуцирование бортовые измерения на поверхность Земли

На основе выполненного моделирования сформированы и сведены в единую

таблицу 2 требования к гравиметрической измерительной информации в околоземном пространстве.

Таблица 2 - Требования к гравиметрической измерительной информации

Состав	Погрешность	Детальность
Ускорение силы тяжести (первый градиент), g	$< 0,020$ мГал	1 км
Гравитационной градиент (второй градиент), G	$< 0,003$ Этвеш	
Третий градиент, T	$< 0,001$ Этвеш/км	

1.3 Исследование существующих методов и средств определения параметров гравитационного поля для подготовки навигационных карт

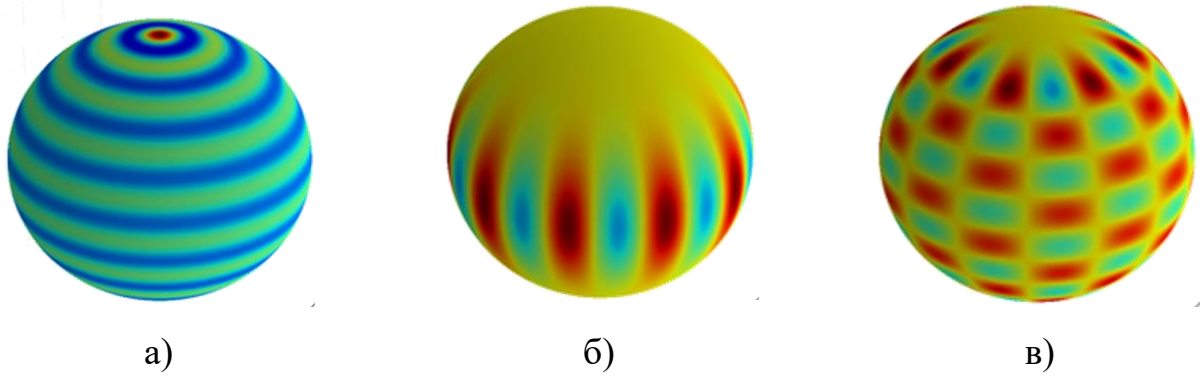
1.3.1 Расчет навигационных гравиметрических карт по математическим моделям

1.3.1.1 Оценка возможностей использования глобальных моделей гравитационного поля

Моделью гравитационного поля Земли является набор гармонических коэффициентов C и S n -й степени и m -го порядка для численного представления параметров ГПЗ: потенциала, ускорения свободного падения, гравитационного градиента, отклонения отвесной линии и т.д. Таким образом параметрами любой модели ГПЗ являются: степень n и порядок m , а также погрешность определения коэффициентов C и S .

В зависимости от значений индексов n и m члены разложения гравитационного потенциала можно разделить на 3 группы:

- при $m = 0$ – зональные гармонические коэффициенты (рисунок 7а);
- при $m = n$ – секторальные гармонические коэффициенты (рисунок 7б);
- при $0 < m < n$ – тессеральные гармонические коэффициенты (рисунок 7в).



а) зональные; б) секторальные; в) тессеральные.

Рисунок 7 - Виды сферических гармоник

Следует отметить, что функция параметра ГПЗ может быть полностью определена при известных значениях всех стоксовых постоянных. Однако такое невозможно, так как постоянных $C_{n,m}$, $S_{n,m}$ бесконечное множество, но знание определенного количества постоянных с какой-то точностью позволит представить параметр ГПЗ. Впервые это было выполнено путем решения динамической задачи космической геодезии при анализе возмущений орбит КА, вызванных воздействием неоднородностей гравитационного поля Земли.

Подготовка навигационных гравиметрических карт с использованием моделей гравитационного поля Земли является самым быстрым и простым способом, не требующим выполнения натуральных измерений.

Составляющие ускорения силы тяжести для пунктов участка коррекции БИНС рассчитываются по формулам [20]:

$$\frac{\partial W}{\partial r} = g_r = -\frac{\mu}{r^2} - \frac{\mu}{a^2} \left[\sum_{n=2}^N (n+1) \left(\frac{a}{r} \right)^{n+2} \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi) \right] + r(\omega \cos \varphi)^2, \quad (1)$$

$$\frac{\partial W}{\partial \varphi} = g_\varphi = -\frac{\mu}{a} \left[\sum_{n=2}^N \left(\frac{a}{r} \right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P'_{nm}(\sin \varphi) \cos \varphi \right] + \frac{(r\omega)^2}{2} \sin 2\varphi, \quad (2)$$

$$\frac{\partial W}{\partial \lambda} = g_\lambda = \frac{\mu}{a} \sum_{n=2}^N \left(\frac{a}{r} \right)^{n+1} \sum_{m=0}^n m (-C_{nm} \sin m\lambda + S_{nm} \cos m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi). \quad (3)$$

где r , φ , λ – сферические координаты;

$\mu = 3,986 \cdot 10^{14} \text{ м}^3/\text{с}^2$ – геоцентрическая гравитационная постоянная;

a – большая полуось эллипсоида;

P_{nm} – полностью нормированные присоединенные функции Лежандра;

C_{nm} и S_{nm} – гармонические коэффициенты n -й степени и m -го порядка.

Первую производную присоединенной функции Лежандра по φ можно вычислить по формуле [20]:

$$P'_{n,m}(\theta) = \frac{1}{\sin \theta} (nP_{n,m}(\theta) \cos \theta - f_{n,m} P_{n-1,m}(\theta)), \quad (4)$$

где $f_{n,m} = \sqrt{\frac{(n^2 - m^2)(2n + 1)}{2n - 1}}$.

Составляющие второго градиента гравитационного потенциала можно вычислить в соответствии со следующими выражениями [21]:

$$\frac{\partial W}{\partial r \partial r} = 2 \frac{\mu}{r^3} + \frac{\mu}{a^3} \left[\sum_{n=2}^N (n+1)(n+2) \left(\frac{a}{r} \right)^{n+3} \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi) \right] + (\omega \cos \varphi)^2, \quad (5)$$

$$\frac{\partial W}{\partial r \partial \varphi} = \frac{\mu}{a^2} \left[\sum_{n=2}^N (n+1) \left(\frac{a}{r} \right)^{n+2} \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi) \cos \varphi \right] - r \omega^2 \sin 2\varphi, \quad (6)$$

$$\frac{\partial W}{\partial r \partial \lambda} = \frac{\mu}{a^2} \left[\sum_{n=2}^N (n+1) \left(\frac{a}{r} \right)^{n+2} \sum_{m=0}^n m (-C_{nm} \sin m\lambda + S_{nm} \cos m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi) \right], \quad (7)$$

$$\frac{\partial W}{\partial \varphi \partial \varphi} = \frac{\mu}{a} \left[\sum_{n=2}^N \left(\frac{a}{r} \right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) (P''_{nm}(\sin \varphi) \cos^2 \varphi - P'_{nm}(\cos \varphi) \cos \varphi) \right] + (r \omega)^2 \cos 2\varphi, \quad (8)$$

$$\frac{\partial W}{\partial \varphi \partial \lambda} = \frac{\mu}{a} \left[\sum_{n=2}^N \left(\frac{a}{r} \right)^{n+1} \sum_{m=0}^n m (C_{nm} \sin m\lambda - S_{nm} \cos m\lambda) P'_{nm}(\sin \varphi) \cos \varphi \right], \quad (9)$$

$$\frac{\partial W}{\partial \lambda \partial \lambda} = -\frac{\mu}{a} \sum_{n=2}^N \left(\frac{a}{r} \right)^{n+1} \sum_{m=0}^n m^2 (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\cos \varphi) \quad (10)$$

Ключевой характеристикой модели ГПЗ является ее степень, так как это определяет детальность создаваемой НГК. Вычисленное значение ускорения силы тяжести или второго градиента гравитационного потенциала являются осредненными значениями на трапеции размером $l \times l$. Стандартная формула оценки детальности (или пространственного разрешения) НГК в зависимости от степени модели имеет вид [22]:

$$\frac{\lambda}{2} = 4 \arcsin \left(\frac{1}{N_{\max} + 1} \right). \quad (11)$$

В настоящее время в мире насчитывается около двухсот моделей ГПЗ, которые имеют разное пространственное разрешение. Первая глобальная модель ГПЗ

была разработана в 1966 году Лундквистом и Вейсом из астрофизической обсерватории Смитсоновского института до степени и порядка 15 (разрешение 1435 км) с использованием данных о возмущениях орбит спутников [23]. Первые модели обладали большой погрешностью и низким пространственным разрешением. В дальнейшем расчет моделей производился с привлечением всей доступной наземной и аэроморской гравигеодезической измерительной информации. К 2000 году самой подробной и точной моделью была модель EGM96 [24] до степени и порядка 360 (разрешение 64 км).

Запуск космических градиентометров и радиовысотометров, а также увеличение объема гравигеодезической измерительной информации позволило значительно улучшить параметры модели ГПЗ. На сегодняшний день самые детальные модели имеют пространственное разрешение на уровне 9-10 км, к ним относится модель EGM2008 [25]. При этом погрешность модели достигает 9 мГал [26].

Таким образом современные модели ГПЗ не удовлетворяет требованиям к НГК ни в части пространственного разрешения (более 1 км), ни в части погрешности определения УСП (более 1 мГал). Модели могут использоваться только для предварительной оценки аномальности района, рассматриваемого для подготовки НГК.

1.3.1.2 Оценка возможности использования региональных моделей гравитационного поля

В предыдущем пункте было указано, что для повышения точности и детальности НГК по моделям ГПЗ необходимо увеличивать максимальную степень модели. Однако, в силу свойств рядов Фурье достигнуть требуемой точности и детальности НГК только за счет увеличения степени модели не представляется возможным.

Для исключения этого ограничения возможно использование новой методики, представленной в работе [27]. В этой методике для регионального моделирования гравитационного поля используются сферические базисные функции, которые отличаются пространственной локализацией. При этом решается задача

улучшения разрешающей способности НГК на основе имеющейся разнородной детальной гравиметрической информации на рассматриваемом участке. Следует отметить, что теоретически региональная модель не имеет ограничений по улучшению ее детальности и точности по мере накопления результатов гравиметрических измерений и повышению их точности.

Рассмотрим методику с точки зрения требований к измерительной информации. В качестве исходной модели используется модель ГПЗ с некоторой степенью N . Обычно это среднечастотная модель ГПЗ, например, до степени 240 с детальностью 95 км. Детальность модели задает размеры участка, который используется для вывода региональной модели. Для уменьшения краевых эффектов на границе необходимо использовать участок, размеры которого на 2° превышает детальность начальной модели. В рассматриваемом случае это практически 300 км x 300 км. При этом требуется выполнение наземных гравиметрических измерений, которые покроют равномерной сеткой рассматриваемый участок. При расстоянии между пунктами в 1 км необходимо выполнить измерения на 90 000 пунктах. В свою очередь это потребует 9 000 приборо-смен продолжительностью до 8 часов, что представляет большой объем работ.

Таким образом, для обеспечения работоспособности рассмотренного метода измерительной информацией необходимы значительные расходы на выполнение большого объема наземных измерений.

1.3.1.3 Оценка возможности использования моделей рельефа и плотностей пород Земли

В ФГУП «ВНИИФТРИ» разработано предложение по повышению точности и детальности навигационных гравиметрических карт ускорений силы тяжести и гравитационного градиента с помощью дополнительной информации в виде модели высоты рельефа и модели плотностей подстилающих пород [28].

Суть метода заключается в высокоточном интерполировании результатов гравиметрических измерений между пунктами для создания высокодетальных НГК. При этом с использованием модели рельефа выполняется вычисление

аномальной поправки, вызванной влиянием высоты интерполированной точки относительно отсчетной поверхности (эллипсоида) и влиянием промежуточного слоя пород, слагающих рельеф.

Метод может использоваться на удаленных и труднодоступных территориях. Однако в этом случае его погрешность существенно возрастает. Это объясняется тем, что используемые модели высот рельефа имеет большую погрешность, так как опираются не на результаты наземных геодезических измерений, а данных дистанционного зондирования Земли.

На основе выполненного анализа выявлены следующие ограничения метода:

1. Метод является относительным, так как он обеспечивает расчет только приращения ускорения силы тяжести или градиента между пунктами, на которых выполнены гравиметрические измерения.

2. Для реализации метода необходимо наличие высокоточных моделей высот рельефа и плотностей пород для участка, на котором формируется карта. В настоящее время в Российской Федерации такие модели не созданы.

Второе ограничение может быть исключено при использовании зарубежных моделей, например: модели рельефа SRTM и модели плотности пород TopoDensT. Однако, возникает вопрос надежности их применения, как так нет доступа к исходной информации, по которой сформированы модели. Необходимо выполнить работы для уменьшения погрешности моделей, что влечет за собой проведения дополнительных наземных измерений. Это невозможно при подготовке карт на удаленные и труднодоступные территории.

1.3.2 Анализ известных наземных и воздушных средств измерений гравитационного потенциала и его градиентов

Подготовка навигационных гравиметрических карт удаленных и труднодоступных территорий и акваторий возможна с использованием только тех средств измерений гравитационного потенциала и его градиентов, которые могут быть размещены на борту космического аппарата. Рассмотрим актуальное состояние разработок наземных и воздушных гравиметрических средств измерений с целью

оценки возможности их применения. При этом рассматриваются средства измерений уклонений отвесной линии и гравитационного потенциала, так как на их основе возможен расчет ускорения силы тяжести и второго градиента гравитационного потенциала.

В таблице 3 представлен результат анализа достигнутых погрешностей наземных и бортовых воздушных гравиметрических средств. Несмотря на то, что существующие гравиметры и градиентометры удовлетворяют ранее сформированным требованиям к погрешности определения ускорения силы тяжести и градиента, они не работоспособны на борту КА вследствие состояния невесомости.

Таблица 3 – Актуальное состояние наземных и бортовых воздушных гравиметрических средств измерений

Параметр гравитационного поля	Наименование средства измерения	Погрешность средства измерения, не более		Ограничение
		Наземное	Бортовое	
Ускорение силы тяжести	Абсолютный гравиметр	0,010 мГал [29-31]	-	Неработоспособны на борту КА вследствие состояния невесомости
	Относительный гравиметр	0,010 мГал [32-34]	0,6 мГал [35-37]	
	Атомный гравиметр	0,001 мГал [38]	-	
Гравитационный градиент	Вариометр на крутильных весах Кавендиша	10 Этвеш [39]	-	Неработоспособен на движущемся объекте
	Ротационный гантельный градиентометр	5 Этвеш [40-41]	-	Созданы отдельные макеты
	Акселерометрический градиентометр	10 Этвеш [42]	5 Этвеш [43]	В Российской Федерации не созданы опытные образцы
Уклонение отвесной линии	Астроизмеритель	0,2-0,3 угл. сек [44-45]	-	Неработоспособен на движущемся объекте
Гравитационный потенциал	Измеритель разности гравитационных потенциалов	Разработки на уровне экспериментальных исследований [46-50]		Возможно только в отдаленной перспективе

Таким образом, разработанные в Российской Федерации наземные и

бортовые средства измерения параметров ГПЗ не могут использоваться для формирования НГК ускорения силы тяжести и второго градиента гравитационного потенциала на удаленные и труднодоступные территории и акватории. Возникает необходимость создания специальных гравиметрических средств измерений, работоспособных на борту космического аппарата.

1.4 Анализ методов и космических средств измерения профиля высоты геоида

1.4.1 Краткий обзор спутниковых радиовысотометров

В спутниковом радиовысотометре выполняется измерение высоты спутника относительно водной поверхности океана путем измерения времени распространения зондирующего сигнала от космического аппарата до морской поверхности и обратно. Кроме того, выполняется измерение координат спутника с использованием бортовой навигационной аппаратуры и/или квантовой оптической системы. В конечном счете это обеспечивает расчет высоты геоида относительно референц-эллипсоида:

$$\zeta = H_{КА} - h + \Delta h, \quad (12)$$

где $H_{КА}$ - высота спутника относительно принятого референц-эллипсоида;

h - высота спутника относительно водной поверхности океана;

Δh - поправки, связанные с влиянием атмосферы, инструментальными ошибками, состоянием подстилающей поверхности.

Идея использования альтиметрических систем для получения океанографической информации впервые была опробована в рамках эксперимента EREP (Earth Resources Experiment Package – комплексный эксперимент по исследованию природных ресурсов Земли), выполненного с борта орбитальной космической станции (ОКС) «SkyLab», запущенной в космос в 1973 г. [51].

На сегодняшний день успешно реализовано порядка 20 зарубежных проектов, некоторые из которых представлены в таблице 4.

Таблица 4 – Параметры некоторых зарубежных спутниковых радиовысотомеров

Название	Изготовитель	Существование проекта	Высота, км	Погрешность определения высоты геоида, м
CryoSat-2	ЕС	2010- н.в.	685	0,05
Saral	Франция- Индия	2013- н.в.	800	0,02
HY-2A	Китай	2011- н.в.	963	0,02
Sentinel-3A	ЕС	2016- н.в.	814,5	0,02
Jason-3	США	2016- н.в.	1336	0,01

Отдельно следует упомянуть об отечественной программе активных радиовысотомеров ГЕО-ИК [52], в рамках которой было запущено 9 космических аппаратов с 1985 по 1994 годы. Продолжением серии ГЕО-ИК является проект ГЕО-ИК-2, состоящий из двух КА с радиовысотомером «Садко» производства Thales Alenia Space.

Профиль высот геоида может быть построен с использованием радиовысотомера на основе бистатического радиолокатора с использованием сигналов ГНСС [53-56]. Принцип измерений заключается в приеме прямых сигналов ГНСС слабо-направленной зенитной антенной и отраженных от поверхности океана антенной, направленной в «надир». По временной задержке (разности путей распространения) отраженного и прямого сигналов можно определить высоту размещения приемной аппаратуры над поверхностью океана, а также снять профиль высот геоида. В настоящее время в РФ активно выполняются исследования и созданы несколько макетов бистатического радиовысотомера. Ориентировочная погрешность радиовысотомера составляет 10 см [57].

Таким образом актуальные разработки космических радиовысотомеров демонстрируют высокий уровень проработанности системы и возможности как дальнейшего повышения точности, так и уменьшения ее стоимости.

1.4.2 Принцип определения аномалий силы тяжести и второго гравитационного градиента с использованием спутникового радиовысотомера

В результате обработки результатов измерений спутникового радиовысотомера формируется цифровая модель высот геоида в виде значений в узлах равномерной географической сетки, образованной меридианами и параллелями [58]. На основе данных о приращении высот геоида между двумя соседними точками и расстоянии между ними возможно определение уклонения отвесной линий (УОЛ):

$$Q = \arctg\left(\frac{\zeta_2 - \zeta_1}{S_{1-2}}\right), \quad (13)$$

где ζ_1, ζ_2 - высоты (превышения) геоида в двух соседних точках;

S_{1-2} - расстояние между двумя соседними точками.

Проектируя УОЛ в направлении меридиана и первого вертикала, получаем составляющие УОЛ в плоскости меридиана и первого вертикала:

$$\xi = Q \cos A_{1,2}, \quad \eta = Q \sin A_{1,2}, \quad (14)$$

где $A_{1,2}$ – азимут направления, проходящего через две соседние точки.

На основе вычисленных составляющих уклонения отвесной линии появляется возможность определения составляющих гравитационного градиента из решения следующей системы уравнений [59]:

$$\xi_1 - \xi_2 = \frac{1}{\gamma}(T_{xx}\Delta x_{2-1} + T_{xy}\Delta y_{2-1} + T_{xz}\Delta z_{2-1}), \quad \eta_1 - \eta_2 = \frac{1}{\gamma}(T_{xy}\Delta x_{2-1} + T_{yy}\Delta y_{2-1} + T_{yz}\Delta z_{2-1}), \quad (15)$$

где ξ, η – измеренные составляющие уклонений отвесной линии;

T_{ij} – вычисляемые составляющие гравитационного градиента;

γ – нормальное значение УСП в определяемой точке;

$\Delta x, \Delta y, \Delta z$ – приращение координат между двух точек, в которых выполнены измерения составляющих уклонений отвесной линии.

Согласно работам [60-61] актуальная погрешность определения составляющих УОЛ не превышает 1,0", что приводит к погрешности определения градиента на уровне 5 Этвеш. Однако, детальность карты градиентов будет составлять 20 км,

что существенно превышает ранее обозначенное требуемое значение.

В настоящее время существует несколько подходов к вычислению аномалии силы тяжести. Например, они могут быть определены по измеренным высотам геоида [62]:

$$\Delta g = -\frac{\gamma \zeta_0}{R} - \frac{\gamma}{2\pi} \iint_{\sigma} \frac{\zeta - \zeta_0}{r^3} d\sigma, \quad (16)$$

где ζ_0 - высота геоида в определяемой точке;

R - средний радиус Земли;

γ - нормальная сила тяжести;

r - расстояние между текущей и определяемой точками.

Другой способ - через альтиметрическое уклонение отвесной линии [63]:

$$\Delta g = \frac{\gamma}{4\pi} \iint_{\sigma} H(\psi)(\xi \cos \alpha - \eta \sin \alpha) d\sigma, \quad (17)$$

где ψ - сферическое расстояние между текущей и определяемой точками;

$H(\psi)$ - ядро преобразования.

В работах [64-65] отмечено, что по спутниковым радиовысотометрическим измерениям возможно формирование карт аномалий силы тяжести детальностью 20 км с погрешностью не менее 10 мГал. При использовании нескольких спутниковых радиовысотометров возможно снижения погрешности до 5 мГал. Однако, в любом случае это не удовлетворяет ранее сформированным требованиям к погрешности и детальности измерений.

На основе выполненного анализа можно заключить, что спутниковая радиовысотометрия не обеспечивает формирование навигационных гравиметрических карт ускорения силы тяжести и второго градиента гравитационного потенциала с необходимой точностью и детальностью. При этом, существенным ограничением его пригодность только на акваториях Мирового океана.

1.5 Анализ методов и средств космической градиентометрии

1.5.1 Существующие типы космических гравитационных градиентометров

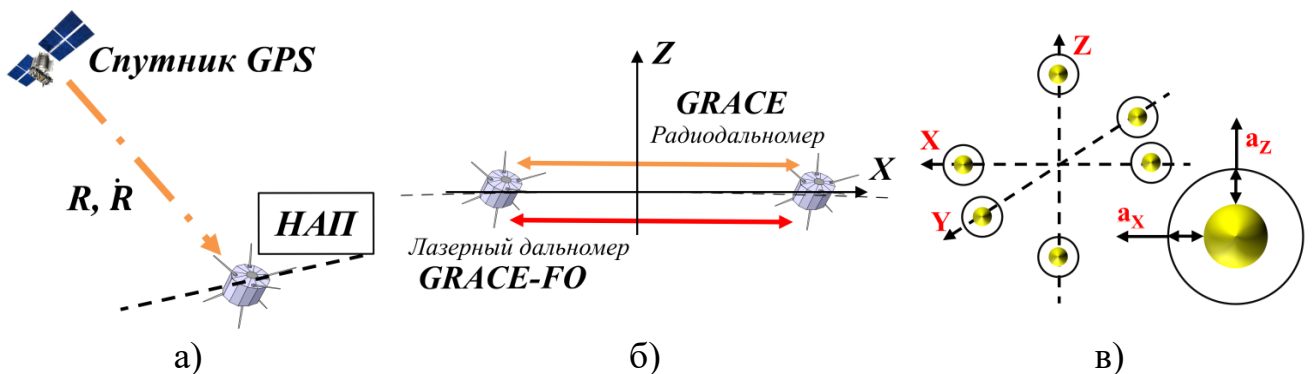
Развитие межспутниковых измерений обеспечило возможность определение

градиента ГПЗ по высокоточным измерениям параметров относительного движения двух или нескольких спутников. Такая система получила название: космический гравитационный градиентометр «спутник-спутник».

Измерителем параметров относительного движения может быть бортовой приемник сигналов глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) (проект «СНАМР»), тогда говорят о системе «низкий спутник – высокий спутник» (рисунок 8а). Под высоким спутником подразумеваются навигационные спутники (ГЛОНАСС, GPS и т.д.).

В качестве измерителя параметров относительного движения могут быть бортовые радиодальномеры (проект «GRACE») или лазерные интерферометрические дальномеры (проект «GRACE-FO»). Подобная система называется «низкий спутник-низкий спутник» (рисунок 8б).

Разработка бортовых высокоточных электростатических акселерометров с погрешностью на уровне 10^{-12} м/с² способствовала разработке градиентометра на борту одного космического аппарата. Такой тип градиентометра можно обозначить как «градиентометр на микроакселерометрах» (рисунок 8в). В проекте «GOCE» использованы 6 микроакселерометров, каждый из которых имел 3 ортогональные измерительные оси.



а) космический градиентометр «низкий спутник-высокий спутник»;

б) космический градиентометр «низкий спутник-низкий спутник»;

в) космический градиентометр на микроакселерометрах

Рисунок 8 – Типы космических гравитационных градиентометров

В последующих пунктах будут представлены результаты анализа

существующих космических градиентометров и перспективы их развития.

1.5.2 Односпутниковое средство измерения параметров гравитационного поля

Первый эксперимент по отработке и демонстрации возможности реализации градиентометра по линии низкоорбитальный КА – КА ГНСС был реализован на КА TOPEX/Poseidon [66]. С использованием бортовой навигационной аппаратуры потребителя (НАП) GPSDR (Демонстрационный Приемник GPS) впервые помимо кодовых измерений были проведены фазовые, что продемонстрировало возможность определение орбиты КА на уровне первых сантиметров.

Первая концепция градиентометра в режиме «низкий спутник - высокий спутник» основывалась на отслеживании положения космического челнока (рисунок 9) и получила название STAGE. Идея использования низкоорбитального КА вместо челнока предлагалась в проекте CHAMP, концепция которого была рассмотрена в статье [67]. В результате совместной работы немецких, французских и американских ученых спутник CHAMP был запущен 15 июля 2000 г. и выведен на орбиту на высоте около 455 км.



Рисунок 9 – Концепция проекта STAGE

Основные цели проекта:

- разработка глобальной модели гравитационного поля Земли;
- получение глобальной модели магнитного поля Земли;
- опытное радиозондирование атмосферы и ионосферы в интересах оперативного прогноза погоды, навигации и изучения глобальных изменений климата, а

также прием сигналов GPS, отраженных от поверхности океана.

При разработке конструкции спутника CHAMP одной из главных задач было удовлетворение требованиям гравиметрии и магнитометрии. Кроме того, принималось во внимание аэродинамическое сопротивление пространства на высоте полета аппарата. Таким образом, спутник был изготовлен в виде трапеции размером $430 \times 75 \times 162$ см³ с развернутой в направлении полета стрелой длиной 404 см. Для обеспечения ориентации КА на уровне $\pm 2^\circ$ использовалась система из 12-ти двигателей холодного газа.

Для определения параметров ГПЗ спутник CHAMP оснастили 16 - канальным бортовым GPS-приемником «BlackJack». Приемник был изготовлен Лабораторией реактивного движения НАСА (JPL) и использовал две всенаправленные антенны и две спиральные антенны с шириной диаграммы направленности 45° . Через зенитную антенну принимаются сигналы до 12 спутников GPS, после чего с интервалом 10 с решается бортовая навигационная задача и получают компоненты вектора положения с погрешностью менее 3 см и временная отметка [68]. Еще четыре канала прибора используются для экспериментов по радиопросвечиванию атмосферы и по ГНСС – рефлектометрии [69].

Проект CHAMP предусматривает тщательный учет всех негравитационных возмущений орбиты КА, которые вызваны импульсами двигателей, аэродинамическим сопротивлением, давлением солнечного излучения, давлением отраженного от Земли света и др. Для этого КА оснащен акселерометром STAR Национального центра космических исследований Франции. Этот акселерометр изготовлен Национальным управлением аэрокосмических исследований ONERA и установлен вблизи центра тяжести КА. За счет симметричного расположения баков азота чувствительный элемент акселерометра всегда находится не далее, чем 2 мм от центра тяжести [70]. Динамический диапазон акселерометра – $\pm 10^{-4}$ м/с², разрешение по осям Y и Z – 3×10^{-9} м/с², временное разрешение – от 10 до 10000 сек [71]. Для определения текущей ориентации акселерометра на корпусе КА установлен двух-канальный звездный датчик ASC.

Общий объем измерительной информации за весь срок существования проекта составляет порядка 10 Тбайт. Это позволило впервые разработать спутниковую модель ГПЗ до степени порядка 65 [72], а также обеспечить непрерывный мониторинг параметров ГПЗ. Кроме того, была рассчитана модель магнитного поля Земли до степени и порядка 90 [73], и впервые были получены непрерывные результаты радиопросвечивания ионосферы и атмосферы [74].

При анализе градиентометра CHAMP были выявлены следующие основные недостатки:

1. Проект направлен только на уточнение модели ГПЗ. Первый, второй и третий градиенты гравитационного потенциала не определяются.
2. Детальность измерений около 80 км.
3. Использовалась односистемная бортовая НАП.

1.5.3 Двухспутниковые средства измерения второго гравитационного градиента по линии «низкий спутник-низкий спутник»

1.5.3.1 Основная идея двухспутникового проекта GRACE и принцип определения градиента

В отличие от проекта CHAMP, в проекте GRACE реализуется концепция космического градиентометра в режиме «низкий спутник – низкий спутник», которая впервые была предложена в работе зарубежных авторов [75] и продолжена в [76].

Расстояние между двух спутников на определенную эпоху t описывается следующим выражением:

$$R(t) = \rho(t) + \Delta R_p + \Delta R_H + \Delta R_A + \Delta R_\phi + \Delta R_{\phi D}, \quad (18)$$

где $\rho(t)$ - мгновенное расстояние на эпоху t ;

ΔR_p - поправка за учет движения спутника за время распространения сигнала;

ΔR_H - ионосферная задержка из - за влияния остаточной атмосферы;

ΔR_A - поправка за смещения приемной антенны относительно центра масс спутника;

ΔR_ϕ - поправка за неопределенность фазы;

$\Delta R_{\phi Д}$ - погрешность фазового дальномера.

Изменение расстояния описывается выражением:

$$\Delta R(t) = \frac{\Delta g t^2}{2} + \frac{a t^2}{2}, \quad (19)$$

где Δg - разность ускорение силы тяжести в точках, где находятся КА;

a - ускорения, вызванные силами негравитационной природы;

t - интервал измерений.

Ускорения, вызванные силами негравитационной природы, учитываются при использовании бортового высокоточного акселерометра. С учетом того, что:

$$\Delta g = G_r R_0, \quad (20)$$

где R_0 - исходное расстояние между КА,

выразим искомый гравитационный градиент в виде:

$$G_r = \frac{2\Delta R(t)}{R_0 t^2}. \quad (21)$$

Предшественниками проекта GRACE были проекты GRAVSAT [77], который впоследствии перешел в Исследовательский проект геопотенциала (GRM). Проект GRM заключался в отслеживании изменения расстояния между двумя КА, расположенными на орбите 160 км на расстояния от 150 до 550 км друг относительно друга [78] (рисунок 10). Измерять изменение расстояния и взаимных скоростей двух КА предполагалось с использованием фазового радиодальномера. Для борьбы с негравитационными ускорениями рассматривали использование специальной системы компенсации на основе бортовых двигателей [79]. В связи с низкой высотой орбиты аппаратов срок службы проекта составлял не более 6 месяцев, что являлось главным его недостатком.

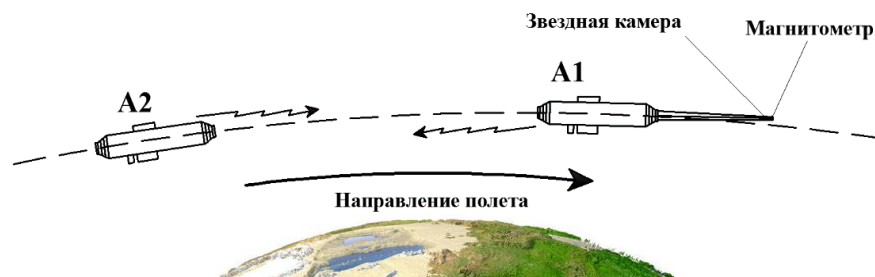


Рисунок 10 – Концепция проекта GRM

В 1990-х годах были предложены две новые концепции градиентометра по линии «низкий КА- низкий КА»: The Gravity And Magnetic Earth Surveyor (GAMES) и The Gravity Recovery and Climate Experiment (GRACE). Проект GAMES состоял из двух спутников, один из которых являлся главным и оснащенным бортовым лазерным дальномером для измерения изменения расстояния до вспомогательного КА. Кроме того, уточнение орбиты главного спутника должно было осуществляться с использованием бортовой НАП, а для борьбы с негравитационными ускорениями – бортовой трехосный акселерометр [80]. Второй проект использовал два идентичных КА и микроволновую дальномерную систему. Кроме того, на каждом КА устанавливается бортовая НАП и акселерометр [81]. Впоследствии второй вариант был выбран для реализации.

В отличие от большинства проектов, спутники GRACE являются не просто платформами для размещения средств измерений, а чувствительными массами к вариациям ГПЗ. Например, если летящий впереди спутник находится над районом с более высоким гравитационным потенциалом, то его "притянет" к Земле немного сильнее, чем другой аппарат. Изменение взаимного расстояния и взаимного ускорения КА отражает изменение в силе притяжения над данным участком земной поверхности, т.е. изменение гравитационного поля.

1.5.3.2 Особенности реализации проекта GRACE

Проект GRACE – совместный проект Американского национального управления по авиации и космонавтике (NASA) и Немецкого центра авиационных и космических полетов (DLR). Проект начал свое существование с запуска двух идентичных спутников с именами GRACE-A и GRACE-B или Том и Джерри с космодрома Плесецк 17 марта 2002 г. Основные параметры орбитального движения спутников:

- почти круговая (эксцентриситет 0,01-0,025) и почти полярная ($i = 88,93^\circ - 89,10^\circ$) орбита с медленно изменяющейся высотой от 500 км (2002 г.) до 308 км (конец 2017 г.) [82];

- расстояние между спутниками примерно $220 \text{ км} \pm 50 \text{ км}$ (для сохранения

расстояния выполняются орбитальные маневры каждые один или два месяца) [83];

- вес каждого спутника – приблизительно 425 кг, длина около 3 метров.

Спутники совершают один оборот вокруг Земли за 93 минуты, что позволяет произвести 15,5 оборотов в сутки. Орбита выбрана таким образом, что за один месяц накапливается достаточный объем измерительной информации по всей Земле, позволяющей провести уточнение глобальных параметров ГПЗ (рисунок 11).

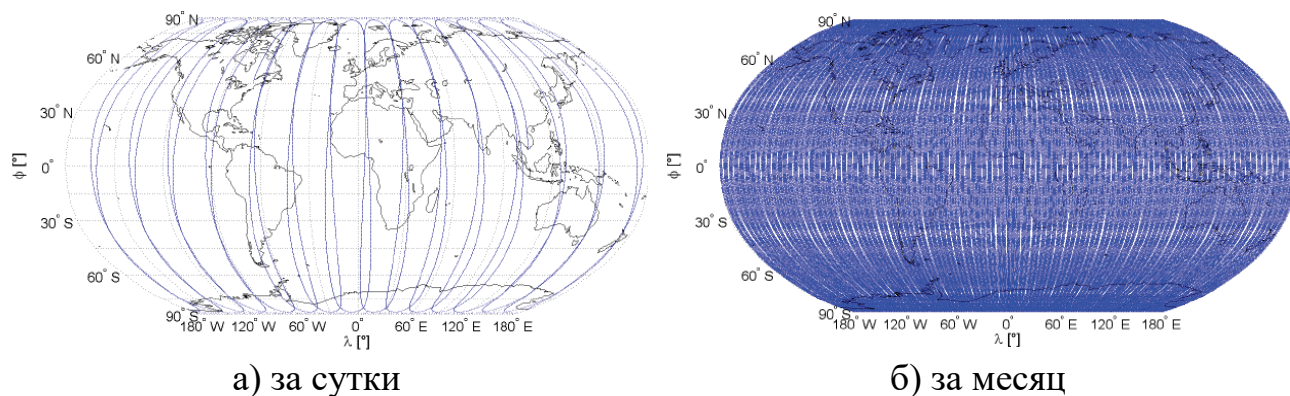


Рисунок 11 – Трассы пролета спутников GRACE

Для измерения приращений межспутникового расстояния используется дальномерная двухчастотная система в полосе частот К- и Ка-диапазона с точностью порядка 10^{-6} м [84, 85]. Интервал осреднения данных: 10 с.

Блок дальномера К - диапазона содержит:

- USO – ультрастабильный генератор JHU/APL, который является основным источником несущей частоты и эталоном времени для спутников GRACE;
- рупорная антенна KBR, которая служит для приема и передачи сигналов частоты К - диапазона (24 ГГц) и Ка - диапазона (32 ГГц) при межспутниковом обмене;
- измеритель фазы на частоте сигналов несущих частот К - и Ка – диапазонов;
- IPU – блок обработки научной информации. Он осуществляет цифровую обработку сигналов К - и Ка - диапазонов и GPS сигналов, имеет функции таймера для систем аппарата, а также служит для обработки измерительной информации, поступающей от звездной камеры.

1.5.3.3 Дополнительное оборудование КА GRACE

Для учета ускорений, вызванных силами негравитационного происхождения, используется трехосный акселерометр SuperSTAR, установленный в центре масс каждого спутника. Акселерометр SuperSTAR компании Office National d'Études et de Recherches Aérospatiales (ONERA) [86] включает в себя пробную массу из титана размером 40x40x10 мм, окруженную электродами, которые создают электростатические силы, прямопропорциональные действующим ускорениям. Наряду с негравитационными ускорениями акселерометр позволяет определить искусственные ускорения, связанные с маневрированием КА, переключением нагревателей и т.д. Акселерометр имеет погрешность 10^{-10} м/с² в продольном направлении и 10^{-9} м/с² в поперечном направлении.

Определение местоположения спутников GRACE на орбите выполнялось с помощью бортового GPS - приемника «BlackJack» с точностью 2-3 см. [87, 88, 89]. При этом приемник имеет 14 каналов и является двухчастотным. Кроме того, на днище каждого аппарата установлены лазерные отражатели для осуществления лазерной локации с наземных пунктов.

Прием сигналов GPS проводится системой из трех антенн. Антенна GPS – основной приемник навигационных сигналов, направлена в зенит. Еще одна антенна расположена на тыльной стороне аппарата, направлена в надир. Она используется для приема сигналов GPS, отраженных от поверхности океана, с целью измерения высоты и характеристик волнения водной поверхности. Спиральная антенна GPS, используемая в эксперименте по радиопросвечиванию атмосферы, также расположена на тыльной стороне аппарата.

Две звездные камеры расположены рядом с акселерометром на каждом спутнике. Они используются для ориентации и контроля орбиты, точного определения ориентации каждого спутника по их расположению относительно звезд. Звездные камеры имеют поле зрения 18° на 16° . Система звездной камеры состоит из фотоприемника, оптической системы и ПЗС-камеры. Аналоговые значения сигналов с каждого пикселя посылаются в IPU, который содержит "плату захвата

изображения", переводящую изображение в цифровую форму.

1.5.3.4 Особенности проекта GRACE – FO с лазерными межспутниковыми интерферометрами

Удачное использование проекта GRACE в геодинимических исследованиях обеспечило продолжение проекта GRACE и создание следующего проекта GRACE Follow On (GRACE–FO). Запуск спутников GRACE – FO осуществлен в мае 2018 года. В GRACE–FO используются два спутника в качестве чувствительных масс. Корпус этих спутников имеют схожую форму и размеры со спутниками GRACE. Проект GRACE-FO имеет следующие основные параметры:

- высота орбиты: 425 км;
- наклонение орбиты: 90°;
- период орбиты: 92,9 мин;
- расстояние между КА вдоль линии измерений: 220 км;
- максимальная относительная скорость космических аппаратов 5 м/с.

Одним из главных отличий GRACE – FO от GRACE является бортовой лазерный интерферометр. Идея использования гетеродинного лазера как измерителя межспутникового расстояния была обсуждена рядом авторов [90-93]. Лазеры в двух космических кораблях, как предполагается, стабилизированы независимо друг от друга. Полученный луч с другого космического корабля интерферирует с лучом на каждом КА, а фаза или частота интерференционного сигнала определяется как функция времени. Суммирование результатов дает изменение текущего расстояния. Изменения дробной части частоты лазера и длины волны переводится непосредственно в незначительные изменения δL расстояния между спутниками L.

Результирующий бюджет шума системы определяется формулой [94]:

$$\tilde{x}(f) = 80 \left[\frac{нм}{\sqrt{Гц}} \right] \cdot СПШ(f) \text{ для } f = [2 мГц, 100 мГц],$$

где СПШ – спектральная плотность шума, которая определяется как:

$$СПШ(f) = \sqrt{1 + \left(\frac{f}{3 \text{ МГц}}\right)^{-2}} \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{f}{10 \text{ МГц}}\right)^{-2}}.$$

В итоге погрешность измерения изменения расстояния составляет 80 нм в полосе частот от 2 до 100 МГц.

1.5.3.5 Особенности проекта третьего поколения - GRACE-2

В настоящее время проводится проектирование градиентометра типа GRACE третьего поколения - GRACE 2. Для наращивания объема измерительной информации планируется использовать многоспутниковую систему. При этом рассматриваются и анализируются путем моделирования следующие основные конфигурации многоспутниковых систем: Pendulum, GRAPEN, Bender, Cartwheel-4s и Helix (рисунок 12).

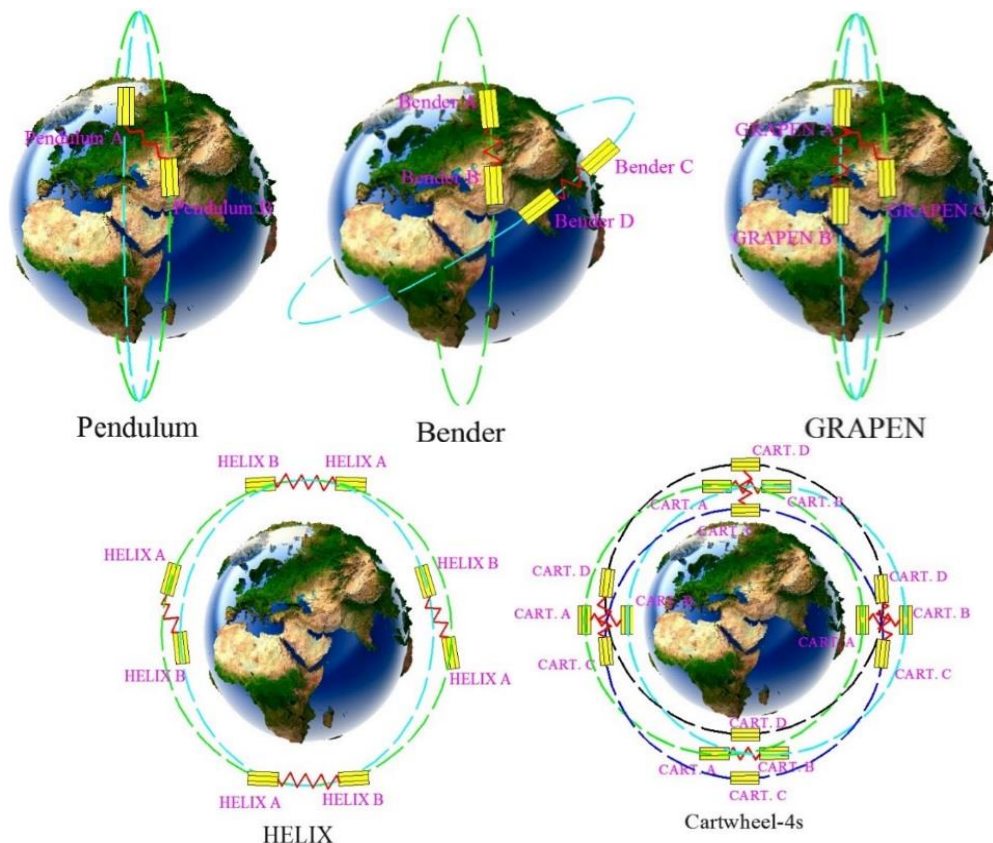


Рисунок 12 - Возможные конфигурации GRACE 2

Каждая конфигурация имеет свои особенности и преимущества:

– Pendulum: конфигурация схожа с GRACE – FO и позволит лучше определить тессеральные и секторальные гармоники ГПЗ;

– GRAPEN: максимальная чувствительность достигается на экваторе; на полюсах чувствительность определяется расстоянием между спутниками на одной орбите;

– Bender: данные будут получены не только по направлению Юг - Север, но и Восток - Запад. Большой объем измерительной информации достигается на нижних широтах из-за повышенной плотности спутников;

– Cartwheel: компоненты ГПЗ определяются как вдоль орбиты, так и вдоль радиуса.

В работах [95, 96] моделирование возможных конфигураций GRACE – 2 выполнялось с использованием двух программ:

1. EPOS (Параметры Земли и система орбит) - для имитации измерений различных датчиков, например, таких как дальномер и акселерометр.

2. GROOPS – определяет модель ГПЗ. Полученные результаты анализируются в спектральной и пространственной области.

В результате было определено, что конфигурации GRAPEN и Bender дают минимальную погрешность определения параметров ГПЗ, что как минимум на порядок лучше, чем GRACE – FO.

Запуск спутников GRACE 2 запланирован после 2030 года. В качестве измерительного средства планируется использовать только лазерный интерферометр. Кроме того, межспутниковое расстояние будет уменьшено до 100 км, а высота орбиты выбрана равной 335 км.

1.5.3.6 Выводы

По результатам анализа систем космических градиентометров по линии «низкий спутник – низкий спутник» были выделены следующие ограничения:

1. Система является одноосной и определяет только одну составляющую второго градиента потенциала по направлению между двух аппаратов. При этом первый и третий градиенты потенциала не определяются.

2. Детальность измерений оценивается на уровне 80 км, что значительно

превышает сформированное ранее требование в 1 км.

3. В проекте GRACE предъявляются особые требования к стабилизации положения КА относительно друг друга для проведения межспутниковых измерений. Это приводит к техническому усложнению проекта и к значительному увеличению расхода топлива.

4. Система имеет низкую надежность, так как при возникновении нештатной ситуации с одним из КА вся система становится дееспособной.

Отдельно следует отметить, что одним из основных направлений развития космических градиентометров по линии «спутник-спутник» является использование нескольких пар КА, т.е. многоспутниковых систем.

1.5.4 Односпутниковый бортовой космический градиентометр на основе системы механических микроакселерометров

1.5.4.1 Принцип определения гравитационного градиента с использованием микроакселерометров

Уравнение движения пробной массы акселерометра в системе координат бортового градиентометра будет описываться следующим выражением [97]:

$$a_i = -Gr_i + \Omega^2 r_i + \dot{\Omega} r_i + d, \quad (22)$$

где G – второй гравитационный градиент;

Ω – угловая скорость;

$\dot{\Omega}$ – угловое ускорение;

i – номер акселерометра;

r_i – радиус-вектор положения пробной массы относительно центра масс спутника;

d – возмущающие ускорения, вызванные силами негравитационной природы.

Первое слагаемое выражения (22) является ускорением пробной массы, вызванное гравитационным полем, второе слагаемое возникает вследствие вращения системы координат, третье слагаемое обусловлено угловым ускорением самого спутника.

Возможно выполнение измерений в двух режимах. В первом режиме выполняется определение негравитационных ускорений согласно выражению:

$$d \approx \frac{1}{2}(a_i + a_j). \quad (23)$$

Во втором режиме определяются составляющие второго гравитационного градиента:

$$\Delta a_{ij} = \frac{1}{2}(a_i - a_j) = -\frac{1}{2}(G_r - \Omega^2 - \dot{\Omega})(r_i - r_j). \quad (24)$$

С учетом выражения (22):

$$\Delta a_{ij} = -\frac{1}{2}(G_r - \Omega^2 - \dot{\Omega})(r_i - r_j). \quad (25)$$

При известных значениях составляющих угловой скорости спутника в инерциальном пространстве компоненты второго градиента могут быть получены с использованием следующих выражений:

$$\begin{aligned} G_{xx} &= -\frac{2a_{12,x}}{L_x} - \omega_y^2 - \omega_z^2, G_{xy} = -\frac{a_{12,y}}{L_x} - \frac{a_{34,x}}{L_y} + \omega_x \omega_y, \\ G_{yy} &= -\frac{2a_{34,y}}{L_y} - \omega_x^2 - \omega_z^2, G_{xz} = -\frac{a_{12,z}}{L_x} - \frac{a_{56,x}}{L_z} + \omega_x \omega_z, \\ G_{zz} &= -\frac{2a_{56,y}}{L_y} - \omega_x^2 - \omega_y^2, G_{yz} = -\frac{a_{34,z}}{L_x} - \frac{a_{56,y}}{L_z} + \omega_y \omega_z. \end{aligned} \quad (26)$$

1.5.4.2 Описание первых проектов космических бортовых градиентометров

С 1980-х годов были предложены несколько проектов космической гравитационной градиентометрии. Европейское космическое агентство предложило миссию ARISTOTELES [98], основным элементом которого был бортовой градиентометр GRADIO, разработанный в Bell Aerospace еще в начале 80-х годов [99]. GRADIO состоит из четырех акселерометров и калибровочного устройства, установленного на ультрастабильной керамической плите размером 1 x 1 м. Акселерометры образуют квадратный массив, перпендикулярный продольной оси космического корабля, который совпадает с номинальным направлением полета. Акселерометры измеряют ускорения в направлениях Y и Z с большей погрешностью, чем вдоль направления X. При этом ожидаемая погрешность измерителя составляла 0,01 Этвеш в диапазоне от 0,005 до 0,125 Гц. Кроме того, на борт предполагалась

установка бортового приемника ГНСС сигналов. Все это должно было обеспечить определение аномалий силы тяжести с погрешностью 1 мГал при разрешении половины длины волны в 100 км [100].

В НАСА был предложен проект космического градиентометра с бортовым сверхпроводящим трехосным градиентометром с чувствительностью 0,0001 Этвеш (GGM), основанный на технологии СКВИД [101]. Для отработки основных технических решений были разработаны прототипы одноосного криогенного градиентометра [102]. Трехосный гравитационный градиентометр представляет собой систему из трех этих одноосных градиентометров в трех ортогональных направлениях.

В конце 1990 – х годов Европейским космическим агентством был предложен вариант космического градиентометра Gravity Field and Steady-State Ocean Circulation Explorer (GOCE), состоящий из трех взаимноортогональных пар акселерометров. Из рассмотренных проектов именно проект GOCE был одобрен и реализован.

1.5.4.3 Описание проекта GOCE

Космический аппарат Европейского космического агентства GOCE был запущен на низкую околоземную орбиту (283,5 км) 17 марта 2009 года и стал первым из серии искусственных спутников программы Earth Explorer.

Ключевым элементом спутника GOCE является электростатический гравитационный градиентометр. Его принцип работы основан на измерении силы, необходимой для удержания пробной массы в центре сферы. Шесть степеней свободы автоматически управляемой электростатической подвески обеспечивают контроль положения пробной массы при любом слабом поступательном и вращательном движении спутника в гравитационном поле, а также при действии остаточного гравитационного ускорения. Каждая пара идентичных акселерометров, установленных на сверхстабильной углеродной основе приблизительно на расстоянии в 0,5 м друг от друга, формирует измерительную ось. Всего таких пар – три. При этом каждый электростатический акселерометр имеет три измерительных оси. При шести микроакселерометрах возникает 18 независимых измерений.

Для проведения высокоточных навигационных измерений по линии КА ГНСС-GOCE используется GPS-приемник, который позволяет построить орбиту спутника с погрешностью порядка 1 см. Так как определение градиента происходит в системе координат градиентометра, то для пересчета в другие системы координат используются данные бортовых звездных камер.

Разность измеренных ускорений по двум акселерометрам пропорциональна гравитационному градиенту и является основной измеряемой величиной согласно выражению (24). В таблице 5 представлены основные технические характеристики бортового градиентометра.

Таблица 5 - Характеристики градиентометра

Параметр	Значение
Расстояние между акселерометрами	0,5 м
Ширина полосы измерения (ШПИ)	$5 \cdot 10^{-3} - 10^{-1}$ Гц
Шум акселерометра в пределах ШПИ	$2 \cdot 10^{-12}$ м*с ⁻² /Гц ^{1/2}
Ошибка положения чувствительных масс	$6 \cdot 10^{-8}$ м/Гц ^{1/2}

Главным параметром градиентометра GOCE является погрешность определения положения каждой пробной массы. Выполним оценку достижимой погрешности и детальности измерения градиента. Для этого воспользуемся выражением (21) и преобразуем его для одной пары бортовых пробных масс, расположенных, например, на оси X:

$$G_{xx} = \frac{2(\Delta l_1 + \Delta l_2)}{L_0 t^2}, \quad (27)$$

где G_{xx} – составляющая второго градиента;

Δl – измеренное изменение положения каждой пробной массы;

L_0 – расстояние между пробными массами, 0,5 м;

t – интервал измерений.

Погрешность измерения градиента описывается формулой:

$$\sigma_{G_{xx}} = \frac{2\sqrt{2}}{L_0 t^2} \sigma_{\Delta l}, \quad (28)$$

где $\sigma_{\Delta l}$ – погрешность определения положения пробной массы.

После подстановки параметров GOCE получаем следующую оценку погрешности определения второго градиента в ширине полосы измерения:

– при выполнении измерений с частотой 0,005 Гц, т.е. с интервалом 200 с, погрешность измерения второго градиента 0,008 Этвеш. При этом детальность измерений составит 1600 км;

– при выполнении измерений с частотой 0,1 Гц, т.е. с интервалом 10 с, погрешность измерения второго градиента 3,3 Этвеш. При этом детальность измерений составит 80 км.

Реализация проекта GOCE, помимо измерения составляющих второго градиента, обеспечила вычисление следующих параметров ГПЗ [103]:

- высоты геоида с точностью до 1–2 см и детальностью 100 км;
- гармонические коэффициенты возмущающего геопотенциала до степени и порядка 250.

1.5.4.4 Выводы

На основе анализа бортовых механических градиентометров на основе микроакселерометров типа GOCE выявлены следующие недостатки:

1. При подготовке навигационных гравиметрических карт градиентометр типа GOCE не удовлетворяет сформированным ранее требованиям:

– погрешность определения второго градиента составляет 0,005-0,008 Этвеш при детальности 1600 км;

– первый и третий градиент не измеряется.

2. Для обеспечения работы системы необходима разработка бортовых сверхточных акселерометров с погрешностью порядка 10^{-12} м/с² [104]. В настоящее время в РФ в открытых источниках информация о прототипах таких акселерометров не представлена.

3. Процесс создания бортовых космических высокоточных акселерометров имеет ограничения в части метрологического обеспечения, поскольку не обеспечена прослеживаемость к первичным эталонам единиц измерения микроускорений.

4. Дальнейшее снижение погрешности градиентометра на акселерометрах с емкостной системой оценки положения чувствительной массы ограничено термодинамическим пределом [105]. Принципиально новый путь измерений второго гравитационного градиента основан на использовании лазерных интерферометров. Применение этих приборов в гравитационно-волновых антеннах позволило измерять взаимное движение пробных масс с чувствительностью 10^{-18} м, что на 5-6 порядков меньше, чем достигнуто в приборах емкостного типа.

Таким образом, возникает необходимость создания лазерных интерференционных систем определения параметров движения чувствительной массы.

1.5.5 Состояние разработок российских космических гравиметрических систем

История создания специальных спутников геодезического назначения в России началась в 1965 г. с разработки проекта первого геодезического КА «Сфера», разработанного и изготовленного в НПО прикладной механики (сегодня ОАО «ИСС»). Запуск первого из серии КА «Сфера» был осуществлен 20 февраля 1968 года с космодрома «Плесецк». Космический аппарат был оснащен системой импульсной световой сигнализации для определения положения КА на орбите на фоне звездного неба с погрешностью 3-6 угловых секунд. Кроме того, КА оснащался радиотехнической аппаратурой для определения радиальной скорости спутника доплеровским способом с погрешностью 0,1 м/с. Это позволило решить целый ряд научных задач:

1. Разработка системы координат с началом в центре масс Земли.
2. Уточнение геофизических параметров Земли и создание модели Земли 1977 года [106].

Запуск 22 января 1981 г. геодезического КА «ГЕО-ИК» стал следующим этапом развития спутниковой геодезии в РФ. Уточнение гравитационного поля Земли осуществлялось по данным высокоточного радиовысотометра, который измерял высоту поверхности Мирового Океана относительно эллипсоида. Последний космический аппарат серии «ГЕО – ИК» завершил свою работу на орбите 5 февраля 1999

года. Результатами почти 20-летней работы КА серии «ГЕО-ИК» стали геодезические модели Земли ПЗ-86 и ПЗ-90, а также ввод в действие системы координат СК-95.

Для удовлетворения растущих требований к геодезической космической системе с середины 1980-х годов проводилась разработка космической системы «ГЕО-ИК-2». Главным измерительным средством был бортовой радиовысотомер. Запуск аппарата планировали на 1994-1995 гг. Однако, события начала 1990-х годов существенно сократили финансирование программы, что заставило изменить конструкцию аппарата. В 1997 г. финансирование проекта полностью прекратилось и аппарат не был изготовлен. В 2001 г. возобновилось финансирование проекта и началась разработка третьего варианта проекта. Космическая система «ГЕО-ИК-2» состоит из двух КА, движущихся по орбите с высотой 1000 км и наклоном $99,4^\circ$ [107]. На борту каждого КА размещается следующая бортовая аппаратура:

- радиовысотомер «Садко» производства фирмы Thales Alenia Space (Франция);
- аппаратура доплеровской системы;
- бортовое синхронизирующее устройство;
- оптическая ретрорефлекторная антенна;
- бортовая аппаратура дальномерной запросной системы;
- бортовая аппаратура дальномерно-доплеровской системы.

Запуск первого аппарата состоялся 1 февраля 2011 года, но был неудачным. Спутник попал на нерасчетную орбиту и не вышел на связь. В июне 2013 года этот КА сошел с орбиты и сгорел в атмосфере. Второй спутник был выведен на орбиту 4 июня 2016 года и успешно эксплуатируется до настоящего времени.

Параллельно с изготовлением КА «ГЕО-ИК-2» проводится техническая проработка спутниковой геодезической системы следующего поколения - «ГЕО-ИК-3». В работе [108] подробно представлено описание системы.

Планируемая орбитальная конфигурация системы «ГЕО-ИК-3» включает:

- 1-2 среднеорбитальных КА с бортовым радиовысотометром;
- низкоорбитальный КА с бортовым гравитационным градиентометром;
- орбитальную группировку системы «спутник-спутник», состоящую из двух низкоорбитальных КА с бортовой аппаратурой межспутниковых измерений;
- пассивный КА типа «Блиц-М» на круговой орбите с высотой около 3000 км.

Таким образом для полноценного функционирования системы «ГЕО-ИК-3» необходимо разработать отечественные космические градиентометры по линии «спутник-спутник», бортовой градиентометр, а также микроакселерометры для измерения негравитационных ускорений. Повторение зарубежных проектов, которые рассмотрены выше, приведет в исторической перспективе к отставанию в развитии отечественной космической гравиметрической системы на 10-20 лет.

Из этого следует необходимость разработки перспективных отечественных космических градиентометров нового типа. Одно из направлений основано на использовании высокоточных бортовых лазерных интерферометров. Кроме того, возможно использование возможностей системы ГЛОНАСС в части высокоточного определения параметров движения космического аппарата.

1.6 Анализ возможности использования задела, полученного при создании лазерных детекторов гравитационных волн

1.6.1 Краткое описание гравитационных волн и их свойств

Существование гравитационных волн (ГВ) было теоретически предсказано Эйнштейном в 1916 году вскоре после создания общей теории относительности [109]. Однако, по мнению самого автора в работе были сделаны некоторые допущения и ошибки. Только к 1918 г. представления Эйнштейна о ГВ можно считать окончательно сложившимися [110].

Главная задача детектора – регистрация влияния эффекта искривления пространства на механическую систему датчика при прохождении ГВ. Основная трудность заключается в том, что эти эффекты имеют крайне малое значение и для их

регистрации необходима разработка сверхчувствительных систем.

Влияние гравитационной волны на механические элементы детектора очень схоже с влиянием аномалий гравитационного поля на измерительное средство. Это вызвано тем, что направление силовых линий в первом и втором случае похоже. В фундаментальной монографии [111] представлена схема силовых линий для ускорений на детекторе ГВ, вызванных плоской гравитационной волны, распространяющаяся в направлении Z (рисунок 13а). Силовые линии представляют собой гиперболы. Направление ускорения в каждой точке совпадает с направлением стрелки в этом месте, а величина ускорения пропорциональна плотности силовых линий. Так же следует отметить, что создаваемые волной ускорения обладают правой круговой поляризацией.

При рассмотрении поля возмущающих сил на борту КА [112], можно увидеть, что направление силовых линий схоже с влиянием ГВ (рисунок 13б). При этом для регистрации возмущений ГПЗ возможно использование бортового механического вращающегося резонансного градиентометра гантельного типа (рисунок 13б), как одного из самых изученных градиентометров в Российской Федерации [113].

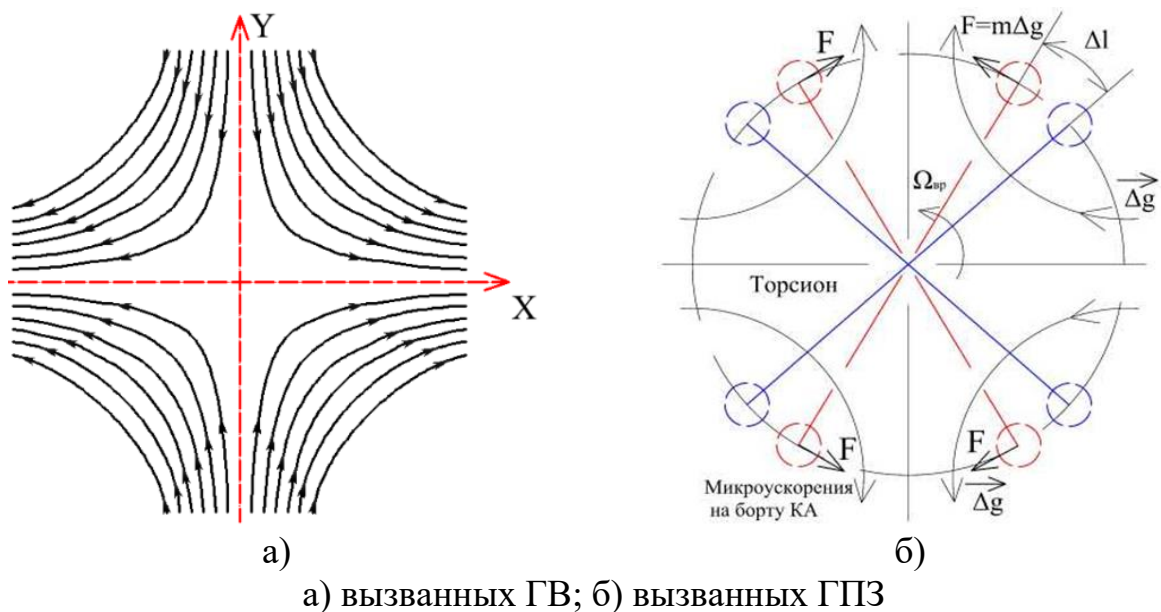


Рисунок 13 - Схема силовых линий ускорения

Примечательно, что похожее устройство было предложено в 1969 г. в качестве приемника гравитационного излучения типа модулятора [114]. В приемнике в

качестве чувствительных элементов используются две гантели, расположенные под углом 90° с общим центром вращения и с частотой вращения вдвое меньше частоты ГВ, проходящий через детектор. При прохождении через систему гантелей ГВ будет ускорять одну из гантелей и замедлять другую, т.е. будет происходить взаимное сближение (отдаление).

Принципиальное отличие от градиентометра заключается в габаритах гантелей. В случае градиентометра основная цель была миниатюризация системы и использование гантелей длиной не более 1 дм. В модуляторном детекторе ГВ предлагалось использовать полуметровые массивные гантели. Основным требованием к детектору ГВ было определение взаимного движения гантелей с погрешностью порядка 10^{-13} м. В градиентометре, изготовленном группой Сороки А.И., детектировалось биение гантелей с погрешностью 10^{-10} м, что соответствовало величине градиента в 1 Е. В случае реализации детектора ГВ с требуемыми погрешностями, возможно определение градиента ГПЗ с погрешностью 0,001 Е, что соответствует погрешности самого точного космического градиентометра – GOCE.

1.6.2 Наземные детекторы малых механических смещений, вызванных гравитационными волнами

Первые попытки по обнаружению малых механических смещений, вызванных ГВ, были сделаны Джозефом Вебером в 1967 г. [115]. Для этого он использовал алюминиевый цилиндр длиной 2 м и диаметром 1 м, подвешенный на стальных проволоках. В 1970 г. Вебер заявил об обнаружении ГВ, однако этот эксперимент был выполнен несколькими лабораториями мира с отрицательными результатами. Был сделан вывод, что при обработке данных Вебером было сделано несколько ошибок.

Практически в то же время появилась работа российских ученых Герценштейна М.Е. и Пустовойта В.И., которые предложили лазерный способ детектирования ГВ [116]. Основная идея заключалась в использовании интерферометра Майкельсона с четырьмя чувствительными массами, подвешенными в

начале и в конце каждого из двух плеч интерферометра. Впоследствии представленная идея легла в основу создания наземных лазерных детекторов. Американский профессор Рейн Вайс дополнил эту схему идеей увеличения «эффективной длины» плеч интерферометра за счет многократных отражений оптического луча от чувствительных масс-зеркал в каждом из плеч. В итоге эта схема была применена в проекте LIGO [117].

14 сентября 2015 года коллаборацией LIGO и VIRGO впервые зарегистрирована гравитационная волна, сформированная в результате слияния двух чёрных дыр (событие получило название GW150914) [118]. Для этого была достигнута погрешность определения изменения длины плеча 10^{-18} м. Полученные научно-технические решения стали основой для разработки бортовых высокоточных межспутниковых лазерных интерферометров в космических детекторах ГВ.

1.6.3 Космический лазерный детектор гравитационных волн LISA

Для фиксирования гравитационных волн низкочастотного диапазона (с длиной волны от 0,1 до 10 радиусов земной орбиты) разрабатываются космические лазерные детекторы. Они представляют особый интерес, так как идеи, лежащие в их основе, могут быть применены в целях определения параметров ГПЗ.

Первая концепция космического детектора гравитационных волн с высокоточной лазерной интерферометрической системой для определения расстояния между удаленными космическими аппаратами была предложена в 1978 г. в рамках проекта Гравитационный Волновой Интерферометр (GWI) с челночным запуском [119]. В настоящее время существует свыше 15 проектов космических детекторов гравитационных волн. На рисунке 14 представлен охват частотного диапазона гравитационных волн существующими проектами космических детекторов. При этом проект LISA является одним из ключевых.

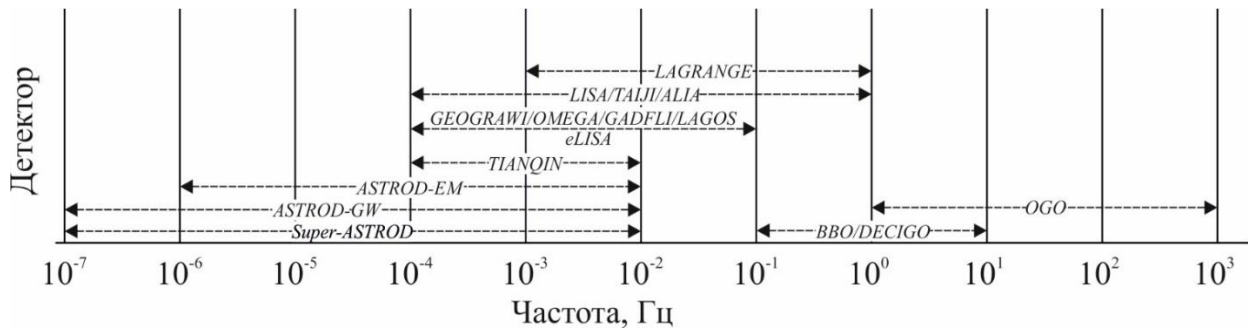


Рисунок 14 - Частотные поддиапазоны проектов космических детекторов гравитационных волн

Концепция Лазерной Интерферометрической Космической Антенны LISA (Laser Interferometer Space Antenna) была впервые предложена в 1993 г. и окончательно сформирована к началу 2000-х годов [120, 121]. Космический детектор LISA состоит из трех идентичных космических аппаратов, расположенных на гелиоцентрической орбите. Каждый КА LISA содержит пару чувствительных масс и лазерных передатчиков/приёмников. Каждая масса является конечным зеркалом одноплечевого интерферометра, в котором другое торцевое зеркало находится на одном из двух других космических аппаратов. Треугольная форма лазерного детектора ГВ с тремя одноплечевыми интерферометрами образуют два полунезависимых интерферометра Майкельсона, один из которых повернут на 60° , с одним общим плечом (рисунок 15). При этом длина плеча составляет порядка $2,5 \cdot 10^6$ км.

Определение изменения расстояния между двумя ЧМ на одном плече интерферометра происходит путем измерения фазовых задержек лазерного излучения, пересекшего плечо интерферометра. Так как расстояние между КА достаточно большое, то невозможно реализовать метод лазерной локации путем приема отраженного сигнала от другого КА. Поэтому в LISA фазовые задержки определяются путем сравнения фазы лазерного луча, отправленного на соседний КА, с принятым от него [122]. Согласно предварительным расчётам, погрешность определения межспутникового расстояния будет составлять порядка 10^{-12} м, что на три порядка меньше, чем достигнуто в градиентометре GRACE-FO.

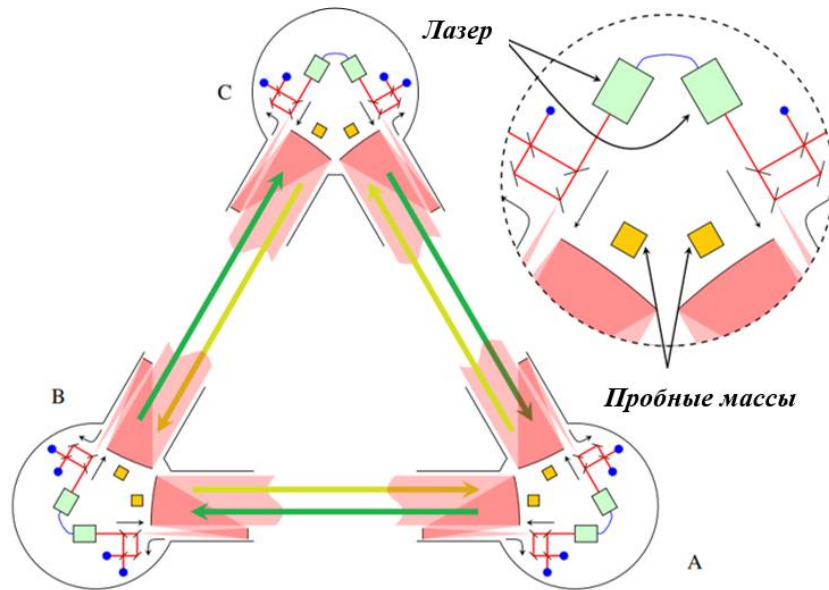


Рисунок 15 - Созвездие из трех идентичных космических аппаратов LISA

Для отработки технических решений и тестирования бортовой аппаратуры будущего лазерного детектора LISA 3 декабря 2015 г. был запущен КА LISA Pathfinder (PLISA) [123]. Этот проект представляет собой одно плечо созвездия интерферометров LISA, в котором дистанция между двумя чувствительными массами, выполненных в виде кубов из сплава золота и платины, уменьшено с 2,5 млн. км до 38 см. Как и в LISA, чувствительные массы используются в качестве зеркал интерферометра. При этом каждая масса заключена в куб с зазором в 4 мм. Интерферометрическая система не только измеряет расстояние между чувствительными массами с точностью 10^{-12} м, но и контролирует их положение внутри куба по измерительной оси. По двум другим осям контроль положения масс осуществляется емкостным методом.

1.6.4 Проект российского лазерного детектора гравитационных волн «SOIGA»

В Российской Федерации разработан проект космического детектора гравитационных волн «SOIGA» (Space Optical Interferometric Gravitation Antenna), с размещением его на геоцентрической орбите ГЛОНАСС. Главной задачей детектора является регистрация гравитационных волн в диапазоне от 10^{-2} до 1 Гц [124]. Основные преимущества выбора орбиты ГЛОНАСС для размещения детектора ГВ

состоят в следующем:

1. Стабильное орбитальное положение спутников ГЛОНАСС.
2. Наличие значительного опыта по изготовлению составных частей спутников ГЛОНАСС, а также в области организации их запуска и обслуживании.
3. Наличие научно-технического задела при проведении радиотехнических и лазерных траекторных измерений.

В работе [125] было продолжено развитие проекта ГВА «SOIGA». Было установлено, что оптимальной конфигурацией гравитационно-волновой антенны является кластер из 12 космических аппаратов на трех орбитах спутников ГЛОНАСС (рисунок 16). Космические аппараты размещены в трех орбитальных плоскостях, разнесенных по долготе восходящего узла на 120° . Такая конфигурация позволяет в 4 раза повысить чувствительность детектора и точность определения местоположения источника ГВ. Кроме того, появляется возможность регистрировать ГВ произвольной поляризации, так как используются несколько орбит, разнесенных по долготе восходящего узла.

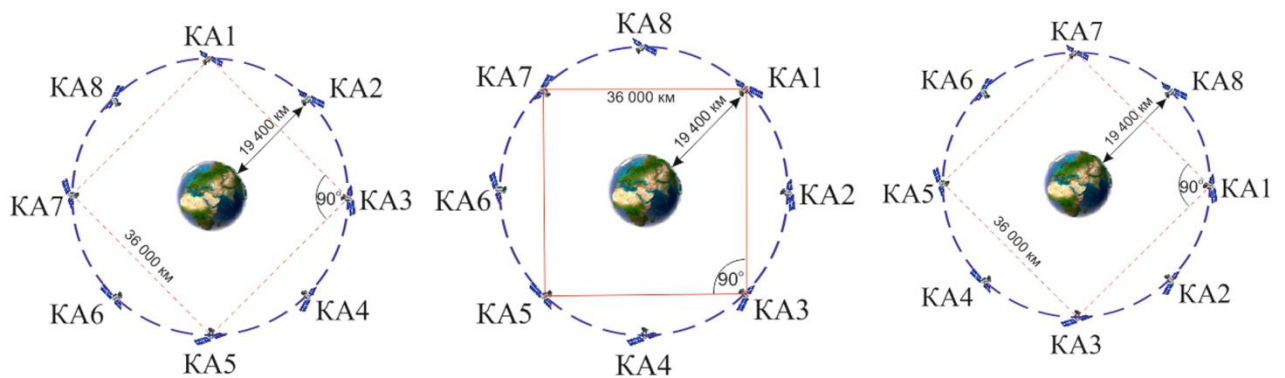
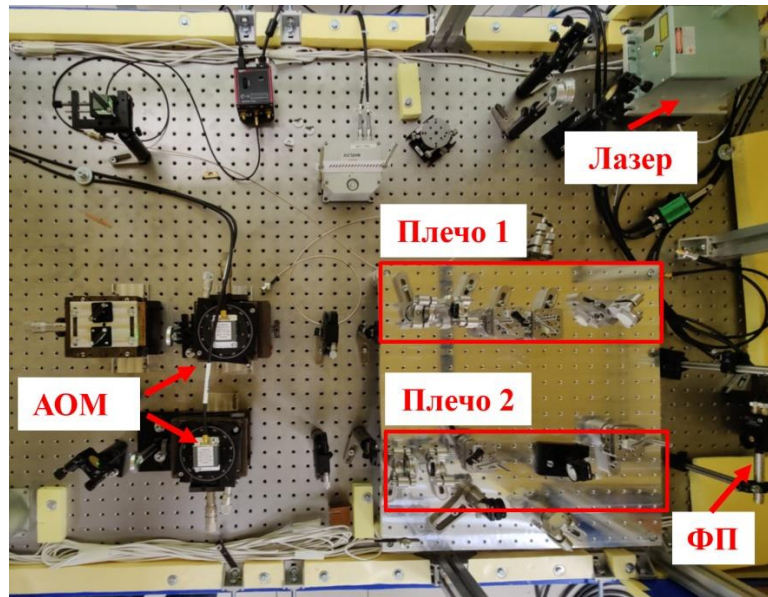


Рисунок 16 - Размещение спутников гравитационно-волновой антенны на геоцентрической орбите системы ГЛОНАСС

Основными измерительными системами гравитационно-волновой антенны SOIGA являются межспутниковый лазерный высокоточный интерферометрический дальномер с погрешностью определения изменения расстояния между спутниками 10^{-12} м и система «спутника, свободного от сноса» с погрешностью 10^{-15} м/с². В рамках выполнения научного гранта РФФИ «Разработка высокоточной космической лазерной гравитационно-волновой антенны на основе спутников,

движущихся по орбитам ГЛОНАСС» разработан наземный стенд бортового высокоточного интерферометра (рисунок 17) [126].



АОМ – акустооптический модулятор, ФП – фотоприемник

Рисунок 17 - Внешний вид макета интерферометра.

Для оценки погрешности макета использовалась прецизионная платформа для перемещений, на который размещалось зеркало интерферометра. С помощью контроллера устанавливался режим перемещения «лесенка», при котором зеркало перемещается с заданным шагом и удерживает это положение в течение установленного времени. Результаты измерения макетом интерферометра при изменении положения зеркала с шагом 5 нм приведены на рисунке 18. В итоге установлено, что стандартное отклонение макета не превысило 100 пм.

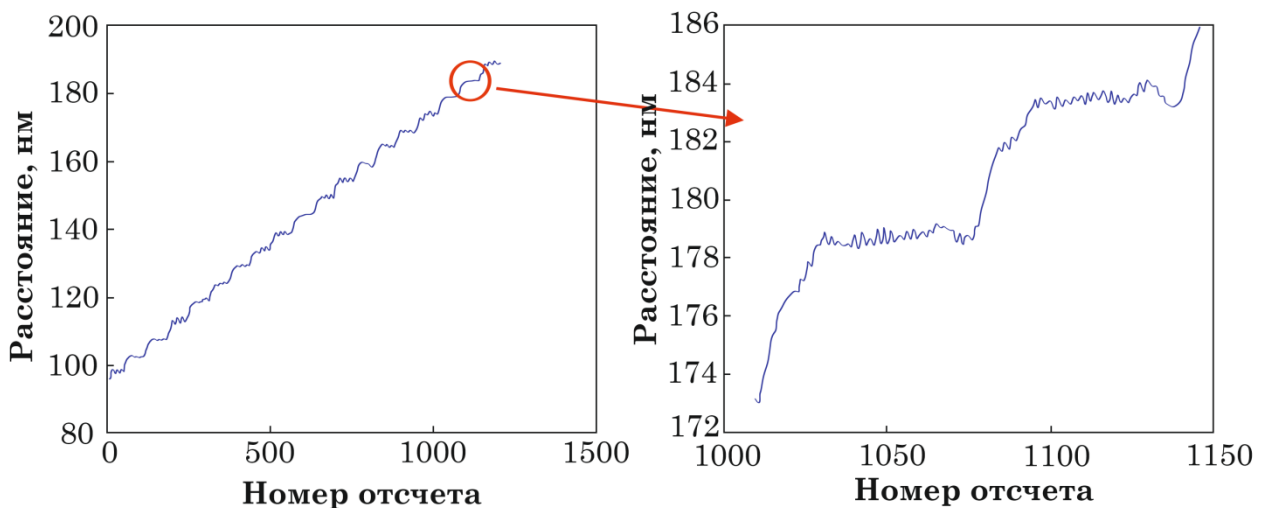


Рисунок 18 - Результаты измерения приращений макетом интерферометра

Направлением снижения погрешности макета является термостабилизация до уровня $0,001$ °С, а также выполнение измерений в вакуумной камере. При этом возможно достичь погрешность 10 пм.

1.6.5 Выводы

В результате выполненного анализа направлений повышения точности космических гравитационных градиентометров установлено следующее:

1. Для регистрации ГВ и определения градиента ГПЗ могут использоваться одинаковые по своему принципу действия измерительные средства. Расхождения в реализации будет основываться на требуемой чувствительности системы и частотной области.

2. Существующие наземные детекторы гравитационных волн демонстрируют предельную достигнутую точность детектирования изменения расстояния в плечах лазерных интерферометров на уровне 10^{-18} м (LIGO). В настоящее время это является лучшим мировым достижением в области лазерной интерферометрии и может рассматриваться как предельная на сегодняшний день точность лазерных интерферометров.

3. Технический задел, полученный при разработке межспутниковых лазерных дальномеров в космических детекторах гравитационных волн, может найти свое непосредственное применение в будущих проектах космических гравитационных градиентометрах «низкий спутник – низкий спутник». Уменьшение погрешности бортового лазерного интерферометра с уровня нанометров (проект GRACE-FO) до уровня пикометров позволит уменьшить погрешность определения градиента до 10^{-6} Этвеш.

4. Проект LISA Pathfinder уже продемонстрировал возможность определения изменения расстояния между двумя чувствительными массами с погрешностью около 10^{-12} м. Указанная погрешность интерферометра принципиально может обеспечить определение гравитационного градиента на низкой околоземной орбите с погрешностью $10^{-4} - 10^{-5}$ Этвеш.

5. В Российской Федерации разработан макет бортового межспутникового

лазерного интерферометра для Российского детектора гравитационных волн «SOIGA». Достигнутая погрешность макета составила 100 пм.

1.7 Анализ методов и средств калибровки бортовых космических градиентометров

Для обеспечения достоверности результата измерений гравитационного градиента необходимо оценить погрешность космических градиентометров путем выполнения калибровки. В настоящее время операция калибровки бортового градиентометра типа GOCE состоит из трех основных этапов:

- 1) наземная калибровка;
- 2) бортовая калибровка;
- 3) орбитальная калибровка.

1.7.1 Наземная калибровка

При наземной калибровке применяют специальные наземные стенды. Так, для оценки масштабного коэффициента двух акселерометров, являющихся чувствительными элементами градиентометра GOCE, используют испытательную скамью. Эта скамья моделирует возмущающее ускорение путём изменения своего пространственного положения. На основе анализа результатов измерений этого возмущающего ускорения каждым акселерометром рассчитывается масштабный коэффициент. Однако при проведении эксперимента однозначно можно создать лишь возбуждения с амплитудой до 10^{-6} м/с² [127].

Оценку поправочных коэффициентов выполняют и в условиях невесомости, например, в башнях баллистического падения, одна из которых находится в городе Бремен (Германия). Внутри башни расположена вертикальная стальная труба высотой 110 м. Испытательное оборудование помещают в специальную капсулу шириной 0,8 м и длиной до 2,5 м. Капсула движется в свободном падении и через 4,74 с приземляется в блок замедления, заполненный гранулами полистирола. При проведении эксперимента выделяют следующие источники возмущающих ускорений [128]:

- аномалии вертикального градиента ГПЗ, составляющие 10^{-6} - 10^{-5} м/с²;
- влияние гравитационного поля капсулы падения 10^{-9} - 10^{-8} м/с²;
- вращение капсулы 10^{-6} м/с²;
- влияние остаточного газа 10^{-6} м/с²;
- вибрации капсулы при отпускании 10^{-6} м/с²;
- влияние магнитного поля 10^{-6} м/с².

В итоге, в башне баллистического падения можно компенсировать паразитные ускорения до 10^{-6} м/с². Таким образом, существенным недостатком наземной калибровки является ограниченность условий создания реальных условий, так как в приведённых примерах ускорения достигают 10^{-6} м/с², а необходимое значение составляет 10^{-12} м/с².

1.7.2 Бортовая калибровка

Процесс запуска космического аппарата может повлиять на работу градиентометра, при этом лабораторная оценка станет невозможна или нецелесообразна. Поэтому необходимо проводить калибровку градиентометра в процессе его эксплуатации. Данный этап подразумевает применение бортового оборудования, такого как звёздные датчики [129], навигационная аппаратура потребителя, акселерометр, а также бортовые ионные двигатели.

В GOCE примерно каждые два месяца проводят искусственную механическую «встряску» спутника для генерации линейных и угловых ускорений. Это позволяет определить масштабный коэффициент акселерометра путём сравнения измерений звёздного датчика и градиентометра. «Встряску» по направлению полёта осуществляют модуляцией тяги ионного двигателя, а по пяти другим степеням свободы – с помощью калибровочной системы градиометра – GCD. Такая система состоит из двух комплектов калибровки. Каждый из них содержит по четыре двигателя на основе холодного газа с минимальным моделирующим усилием 0,6 мН [130]. При массе спутника GOCE 1090 кг это соответствует возмущающему ускорению $5,5 * 10^{-5}$ м/с².

Двигатели GCD могут работать только в режиме включения–выключения,

что делает невозможным амплитудную модуляцию. Кроме того, для работы системы необходимо 14 кг азота, что обеспечит не более 20 калибровок.

В результате калибровки акселерометра рассчитывается достижимая погрешность градиентометра. Таким образом данный метод обеспечивает косвенную калибровку.

1.7.3 Орбитальная калибровка

На этом этапе калибровка производится по независимым, т.е. внешним данным. Целью третьего этапа является проверка правильности внутренней калибровки и вычисление параметров, которые нельзя определить с достаточной точностью на более ранних этапах. К таким параметрам относится, например, абсолютный масштабный коэффициент акселерометра.

Выделяют несколько способов оценивания в зависимости от используемых данных, в качестве которых могут быть следующее [131]:

- результаты измерений наземных гравиметров. В этом случае формируется участок земной поверхности с заранее измеренными значениями ускорения свободного падения. Далее эти результаты редуцируются на высоту полёта градиентометра и сравниваются с измерениями градиентометра;

- модели ГПЗ;

- результаты измерений других градиентометрических проектов. При применении этого типа данных желательно, чтобы градиентометры работали одновременно;

- результаты измерений градиентометра при пролёте над одним и тем же участком. Такие сравнения выполняются не чаще одного раза в месяц и служат для грубой оценки работы градиентометра.

Рассмотрим блок-схему калибровки гравитационного градиентометра GOCE на основе измерений наземных гравиметров и модели ГПЗ (рисунок 19). Модель ГПЗ в совокупности с данными наземной гравиметрии обрабатываются методами колокации и наименьших квадратов. В результате формируется матрица модельных градиентов. После фильтрации и обработки данных

градиентометра GOCE формируется матрица измеренных градиентов. По полученным результатам рассчитывается масштабный коэффициент.



Рисунок 19 - Блок-схема оценки гравитационного градиентометра GOCE

После определения абсолютного масштабного коэффициента возможна оценка погрешности градиентометра с использованием измерительной информации только наземной гравиметрии на специальных полигонах. В работе [132] для калибровки градиентометров предложены три региона с разным перепадом рельефа: Австралию, Канаду и Норвегию с результатами измерений на 29240; 9501; 5997 гравиметрических пунктах, соответственно. При этом были сформулированы следующие требования к размеру полигона и плотности измерительных данных: не менее 1000×1000 км и не более 1×1 км соответственно.

Главным недостатком метода является огромные затраты на выполнение предварительных наземных гравиметрических работ для обеспечения как указанного размера полигона, так и плотности его измерительных точек. К примеру, если взять сетку пунктов 2×2 км, что соответствует самой распространенной в РФ гравиметрической карте масштаба 1: 200 000, необходимо выполнить измерения на 250 000 пунктах. Это займет продолжительное время и будет стоить достаточно дорого. Для использования существующих гравиметрических карт масштаба 1: 200 000 необходимо выполнить их обновление.

Отдельно следует отметить, что для редуцирования наземных измерений необходимо определение вторых градиентов, что значительно усложнит создание наземного полигона.

В конечном счете, сам метод калибровки также является косвенным, так как опорные значения гравитационного градиента вычисляются на основе измерений ускорений силы тяжести.

1.7.4 Выводы

На основе выполненного анализа существующих подходов калибровки космических градиентометров можно утверждать следующие:

- использование наземных испытательных лабораторий ограничено воздействием источников возмущающих ускорений;
- использование бортового измерительного оборудования ограничено их точностью или, в случае бортовых двигателей, ресурсом работы. В результате калибровки оценивается погрешность акселерометра и рассчитывается достижимая погрешность измерения градиента;
- использование наземной измерительной информации требует больших затрат для формирования полигонов. При этом реализуется косвенная калибровка, так как на полигоне измеряются ускорения свободного падения;
- в настоящее время в РФ отсутствуют комплексы для калибровки космических градиентометров.

Отдельно следует отметить, что рассмотренные методы и средства калибровки бортовых космических градиентометров могут быть применимы только для акселерометрических градиентометров. В итоге, возникает задача создания нового метода калибровки космических градиентометров, не имеющий указанных ограничений.

1.8 Выводы по главе 1 и постановка задач исследований

В настоящее время единственной навигационной системой, которая обладает абсолютной помехозащищенностью и не имеет ограничений по области применения, является навигационная система по гравитационному полю Земли. В состав системы навигации входят бесплатформенная инерциальная навигационная система, бортовой гравиметр и/или гравитационный градиентометр, бортовая

вычислительная машина с загруженной навигационной гравиметрической картой аномалий ускорения силы тяжести и/или второго градиента гравитационного потенциала, а также специальное программное обеспечение с алгоритмом поиска навигационного решения.

Для достижения погрешности навигации в 700 м необходимо измерить ускорение свободного падения (первый градиент гравитационного потенциала) с погрешностью не более 1 мГал, второй градиент потенциала – не более 5 Этвеш. Детальность измерений – не более 1 км. Анализ современных моделей ГПЗ в виде набора гармонических коэффициентов показал, что они не удовлетворяют указанным выше требованиям как по точности определения параметров ГПЗ, так и детальности создаваемой карты. Использование региональных моделей ГПЗ или моделей высот рельефа и плотностей требует выполнение наземных геодезических и гравиметрических измерений, что невозможно выполнить на недоступных и удаленных территориях.

В результате анализа существующих методов и средств подготовки высоко-разрешающих навигационных гравиметрических карт установлено, что разработанные наземные, морские и бортовые авиационные гравиметры могут использоваться для создания карт только на доступные территории. Таким образом, для обеспечения навигации потребителя на удаленных и труднодоступных территориях и акваториях, в том числе в зоне Арктики, необходимо выполнять измерения на борту космического аппарата. При этом требования к погрешности определения параметров ГПЗ возрастают пропорционально уменьшению аномальности гравитационного поля при выполнении измерений на околоземной орбите. Так, на высоте 300 км необходимо измерить:

– ускорение свободного падения с погрешностью не более 0,020 мГал;

– второй градиент гравитационного потенциала с погрешностью не более 0,003 Этвеш.

Отдельно следует выделить задачу редуцирования измерений с орбиты

спутника на поверхность Земли. Для ее решения необходимо определить третий градиент гравитационного потенциала с погрешностью не более 0,001 Этвеш/км.

В настоящее время на борту космического аппарата может быть определен только второй градиент гравитационного потенциала над сушей и над акваториями. На сегодняшний день успешно реализованы зарубежные двухспутниковые космические градиентометры CHAMP и GRACE, а также односпутниковый бортовой акселерометрический градиентометр GOCE. Кроме того, в состоянии эксплуатации находится проект GRACE-FO. В таблице 6 представлены основные параметры зарубежных космических градиентометров, а также оценки их картографических возможностей.

Таблица 6 – Результаты анализа зарубежных космических градиентометров

Параметр		CHAMP	GRACE ¹ / GRACE-FO ²	GOCE
Тип		Двухспутниковый по линии «спутник-спутник»		Односпутниковый
Измерительное средство		Навигационная аппаратура потребителя GPS	Фазовый радиодальномер ¹ ($\sigma = 1$ мкм), лазерный фазовый дальномер ² ($\sigma = 50$ нм).	Емкостная система измерения перемещения ($\sigma = 60$ нм)
Измеряемый параметр		Взаимная дальность и скорость навигационного и низкоорбитального КА	Взаимное перемещение двух низкоорбитальных КА	Взаимное перемещение бортовых масс
Картографические возможности	УСП	Уточняется только модель ГПЗ	Не измеряется	Не измеряется
	Второй градиент		$10^{-4} - 10^{-5}$ Этвеш	$\sim 5 \cdot 10^{-3}$ Этвеш
	Третий градиент		Не измеряется	Не измеряется
	Детальность		80 км	80-1600 км

Таким образом, реализованные методы и средства космической градиентометрии не удовлетворяют требованиям к составу, точности и детальности определения первого, второго и третьего градиентов гравитационного потенциала. Необходима разработка новых методов космической гравиметрии с привлечением современных разработок в области измерения параметров относительного движения.

При этом следует опереться на научно-технический задел, полученный при создании наземных детекторов гравитационных волн. Перспективные проекты космических детекторов могут стать основой для создания космических градиентометров с погрешностью в 100-1000 раз меньшей, чем достигнуто на сегодняшний день.

Для достоверного измерения составляющих второго градиента потенциала на борту КА необходимо периодически выполнять калибровку используемого градиентометра. Выполненный анализ существующих методов и средств калибровки космических градиентометров свидетельствует о том, что необходима разработка нового метода прямой калибровки с погрешностью не более 10^{-5} Этвеш для бортового градиентометра любого типа.

Таким образом, на основе проведенного анализа можно сформулировать следующие задачи исследований.

Главная задача исследований: разработать и исследовать характеристики новых методов космической гравиметрии, основанных на использовании свободных масс в космосе.

Частные научные задачи:

1. Выполнить анализ известных космических гравиметрических средств и методов их калибровки.

2. Разработать элементы теории и структуру многоспутникового кластера для совместного определения первого, второго и третьего градиентов гравитационного потенциала.

3. Исследовать лазерный бортовой градиентометр на основе свободных масс внутри космического аппарата и выполнить полунатурное моделирование.

4. Разработать новый метод бортовой калибровки космических градиентометров. Разработать наземный стенд калибровки и выполнить его испытания.

Решение поставленных задач позволит достичь следующую **цель работы:** повышение точности и детальности измерений градиентов гравитационного потенциала.

В работе для достижения поставленной цели предлагается использовать

следующие новые идеи:

- 1) использовать бортовую навигационную аппаратуру, работающую по сигналам многоспутниковых глобальных навигационных спутниковых систем;
- 2) использовать межспутниковые измерения в кластере малых космических аппаратов;
- 3) использовать лазерные интерференционные измерители взаимного положения чувствительных масс, свободно движущихся внутри одного КА для создания гравитационного градиентометра;
- 4) использовать бортовое устройство калибровки лазерных бортовых градиентометров.

Глава 2. Разработка метода совместного определения составляющих первого, второго и третьего градиентов гравитационного потенциала на основе многоспутникового кластера

2.1 Оценка возможности измерения составляющих градиентов гравитационного потенциала по относительному движению космических аппаратов

2.1.1 Определение составляющих первого градиента

Для обеспечения коррекции показаний БИНС по ГПЗ необходимо сформировать навигационную гравиметрическую карту ускорения свободного падения, которое является первым градиентом гравитационного потенциала:

$$\vec{g} = \nabla W = \vec{i}g_x + \vec{j}g_y + \vec{k}g_z, \quad (29)$$

где $\nabla = \frac{\partial}{\partial R}$ – оператор набла;

W – гравитационный потенциал.

Отсюда следует, что первый градиент имеет три независимые составляющие: g_x, g_y, g_z . Однако, в настоящее время отсутствуют методы и средства их определения на борту ГКА: классические гравиметры не работают в состоянии невесомости.

2.1.2 Определение составляющих второго градиента

Вторым параметром ГПЗ, используемым для коррекции показаний БИНС по ГПЗ, является второй градиент гравитационного потенциала:

$$G = \nabla(\nabla W). \quad (30)$$

Второй градиент состоит из 9 составляющих, при этом только 6 из них являются независимыми (выделены зеленым цветом, рисунок 20а). Рассмотрим классическую систему «спутник-спутник» (рисунок 20б), в которой расстояние между спутниками описывается следующим выражением:

$$R = R_0 + V_0 t + \Delta R_G + \Delta R_a + \Delta R_{\text{инст.}}, \quad (31)$$

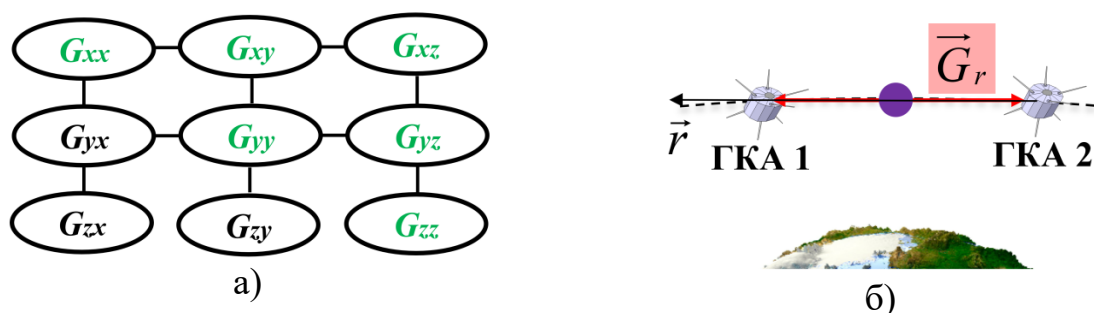
где R_0 – исходное расстояние между спутниками;

V_0 - начальная относительная скорость спутников;

ΔR_G - приращение расстояния между спутниками вследствие влияния градиента ГПЗ;

ΔR_a - приращение расстояния между спутниками вследствие влияния сил негравитационной природы;

$\Delta R_{инст.}$ - инструментальные поправки (например, смещение приемной антенны относительно центра масс, вследствие вращения КА и др.).



а) составляющие второго градиента; б) орбитальная конфигурация ГКА

Рисунок 20 – Составляющие второго градиента и возможность их определения в градиентометре «спутник-спутник»

Воздействие сил негравитационной природы учитываются с использованием бортового высокоточного акселерометра. Инструментальные поправки определяются на этапе наземной настройки системы. Неизвестным и, по сути, определяемым параметром является изменение расстояние между спутниками вследствие воздействия составляющей второго градиента потенциала по направлению \vec{r} , которое может быть выражено следующей формулой:

$$\Delta R_G = \frac{1}{2} \Delta g_R t^2 = \frac{1}{2} G_R R_0 t^2. \quad (32)$$

Исходя из этого, составляющая гравитационного градиента определяется следующим выражением:

$$G_R = \frac{2}{t^2} \frac{\Delta R_G}{R_0}. \quad (33)$$

Таким образом классические двухспутниковые градиентометры (GRACE/GRACE-FO) обеспечивают определение только одной составляющей G_R вдоль межспутникового расстояния. Для определения всех составляющих второго

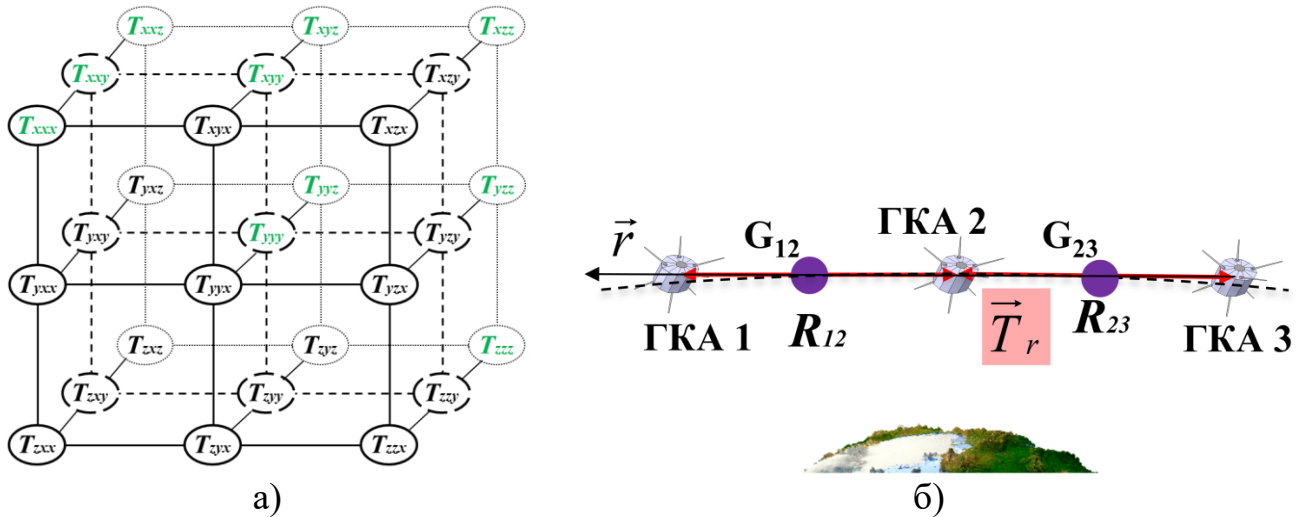
градиента потенциала необходимо использовать многоспутниковый кластер. Однако, применение бортовых дальномерных измерительных средств приведет к необходимости использования шести пар космических аппаратов, что нецелесообразно.

2.1.3 Определение составляющих третьего градиента

Для обеспечения редуцирования (переноса) результатов измерения второго градиента с борта ГКА на поверхность Земли необходимо измерить третий градиент гравитационного потенциала:

$$T = \nabla(\nabla(\nabla W)). \quad (34)$$

У третьего градиента 27 составляющих, но только 10 из них являются независимыми (выделены зеленым цветом, рисунок 21а) [133]. В настоящее время отсутствуют методы и средства их определения. Однако, одним из возможных вариантов является использование трех ГКА, находящихся на одном направлении и образующих единую измерительную базу (рисунок 21б).



а) составляющие третьего градиента; б) орбитальная конфигурация ГКА

Рисунок 21 – Составляющие второго градиента и возможность их определения в системе «спутник-спутник-спутник»

Пусть выполнено измерение взаимного изменения расстояния между ГКА 1 и 2, а также между ГКА 2 и 3. Связь измеренного приращения и второго градиента описывается следующим образом:

$$\begin{cases} \Delta R_{12,\Gamma} = \frac{1}{2} \Delta g_{12,R} \Delta t^2 = \frac{1}{2} G_{12,R} R_{12} \Delta t^2 \\ \Delta R_{23,\Gamma} = \frac{1}{2} \Delta g_{23,R} \Delta t^2 = \frac{1}{2} G_{23,R} R_{23} \Delta t^2 \end{cases}, \quad (35)$$

где ΔR_{ij} - измеренное приращение расстояния между i и j ГКА;

Δg_{ij} - приращение силы тяжести между точками расположения i и j ГКА;

G_{ij} - гравитационный градиент;

R_{ij} - расстояние между i и j ГКА.

Найдем разность уравнений системы (35) и примем, что взаимное расстояние между КА одинаковое:

$$\Delta R_{23,G} - \Delta R_{12,G} = \frac{1}{2} R \Delta t^2 (G_{23,R} - G_{12,R}) . \quad (36)$$

Разделим левую и правую часть выражения (36) на R :

$$\frac{\Delta R_{23,\Gamma} - \Delta R_{12,\Gamma}}{R} = \frac{1}{2} R \Delta t^2 \frac{(G_{23,R} - G_{12,R})}{R} . \quad (37)$$

Составляющая $\frac{(G_{23,R} - G_{12,R})}{R}$ выражения (37) является третьим градиентом гра-

витационного потенциала и описывает изменения второго градиента по направлению R . Следовательно, выражение для расчета третьего градиента вдоль направления измерительной базы будет представлено как:

$$T_R = \frac{2(\Delta R_{23,G} - \Delta R_{12,G})}{R^2 \Delta t^2} . \quad (38)$$

Третий градиент может быть выражен через вторые градиенты:

$$T_R = \frac{1}{R} \left[\frac{2\Delta R_{23,G}}{R \Delta t^2} - \frac{2\Delta R_{12,G}}{R \Delta t^2} \right] = \frac{G_{23} - G_{12}}{R} . \quad (39)$$

Выражение (39) обеспечивает определение только одной составляющей третьего градиента вдоль направления измерительной базы. Для определения всех независимых составляющих необходимо выполнять измерений в 10 измерительных базах, т.е. использовать многоспутниковый кластер. Использование системы «спутник-спутник-спутник», по аналогии с классическими градиентометрами, приведет к необходимости использования не менее 30 ГКА. Реализовать такую систему в обозримой перспективе не представляется возможным.

2.1.4 Выводы

В результате оценки возможности совместного определения составляющих первого, второго и третьего градиентов гравитационного потенциала установлено:

1. Отсутствуют методы и средства определения составляющих первого градиента потенциала на борту КА на основе классических гравиметров.

2. Классические системы «спутник-спутник» обеспечивают определение только одной составляющей как в части второго, так и третьего градиентов потенциала.

3. Определение всех составляющих градиентов потенциала возможно только в многоспутниковом кластере.

4. Использование бортовых фазовых дальномеров и лазерных интерферометров типа «спутник-спутник» приведет к значительному увеличению количества ГКА в кластере. Кроме того, их использование для определения относительного движения ГКА в многоспутниковом кластере является достаточно сложным.

2.2 Способ определения составляющих первого градиента по сигналам ГНСС

2.2.1 Описание способа

Метод определения первого градиента потенциала ГПЗ основан на измерении текущего радиального ускорения центра масс ГКА относительно удаленных космических ориентиров [134]. Главное условие выбора ориентиров является малое значение собственного гравитационного ускорения, а также возможность его точного вычисления с последующей компенсацией влияния на процесс измерений. Одним из возможных вариантов таких ориентиров являются спутники ГНСС (НКА): ГЛОНАСС, GPS, BeiDou и др. Следует отметить, что определение первого градиента потенциала целесообразно выполнять на борту низкоорбитального ГКА, так как с увеличением высоты орбиты значительно снижается воздействие ГПЗ и возрастают требования к погрешности определения радиального ускорения.

Рассмотрим общий случай относительного движения ГКА и НКА (рисунок

22). В этом случае абсолютное радиальное ускорение в невращающейся системе координат будет описываться следующей формулой [134]:

$$\ddot{\vec{R}} = \vec{g}_{ГКА} + \vec{a}_{ГКА}, \quad (40)$$

где $\ddot{\vec{R}} = \frac{\partial^2 R}{\partial t^2}$ - абсолютное ускорение относительно удаленных источников сигналов;

$\vec{g}_{ГКА}$ - гравитационное ускорение КА, определяемое параметрами гравитационного поля Земли, которое далее будем называть ускорением свободного падения ГКА;

$\vec{a}_{ГКА}$ - ускорение КА, возникающее вследствие воздействия сил негравитационной природы (сопротивление остаточной атмосферы, давление Солнца и др.).

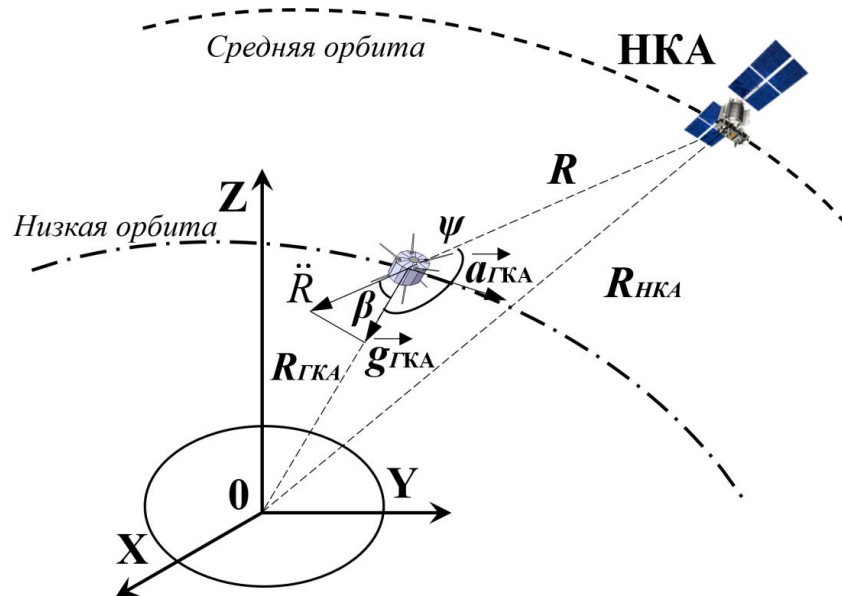


Рисунок 22 – Схема определения бортового значения ускорения свободного падения

Возмущающие ускорения негравитационной природы вызваны в основном влиянием остаточной атмосферы и не превышают 10^{-5} - 10^{-6} м/с², т.н. на несколько порядков меньше, чем гравитационное. При этом они исключаются при измерении бортовыми высокоточными акселерометрами, погрешность которых в настоящее время достигает 10^{-10} - 10^{-12} м/с². В соответствии с рисунком выполним проецирование радиального ускорения на направление радиус-вектора ГКА – центр масс Земли, т.е. на направление вектора $g_{ГКА}$, в качестве которого принято начало системы координат. В итоге, выражение (40) примет вид:

$$g_{ГКА} = \ddot{R} \cos \beta + \sigma_a, \quad (41)$$

где β – угол между направлениями ГКА - НКА и ГКА- центр масс,

σ_a – остаточное негравитационное ускорение, обусловленное погрешностью используемого акселерометра.

Для определения угла β необходимо определить угол ψ из треугольника «НКА–ГКА – центр масс Земли». Для этого необходимо измерить расстояние между ГКА и НКА, а также определить их радиус-векторы. Координаты НКА в настоящее время определяются непрерывно с использованием средств космической геодезии с погрешностью не более 1 см. Для определения радиус-вектора ГКА возможно использования бортового отражателя и наземной квантово-оптической системы. Однако, самый простой вариант заключается в использовании бортовой навигационной аппаратуры потребителя (НАП). В таком случае угол ψ можно определить известным соотношением как угол между векторами R и $R_{ГКА}$:

$$\psi = \arccos\left(\frac{\vec{R} * \vec{R}_{ГКА}}{|\vec{R}| * |\vec{R}_{ГКА}|}\right). \quad (42)$$

где:

$$\begin{aligned} \vec{R} &= [X_{НКА} - X_{ГКА} \quad Y_{НКА} - Y_{ГКА} \quad Z_{НКА} - Z_{ГКА}], \\ \vec{R}_{НКА} &= [-X_{ГКА} \quad -Y_{ГКА} \quad -Z_{ГКА}] \end{aligned}, \quad (43)$$

где $X_{НКА}, Y_{НКА}, Z_{НКА}$ – координаты спутника ГНСС;

$X_{ГКА}, Y_{ГКА}, Z_{ГКА}$ – координаты низкоорбитального спутника.

С учетом (42) выражение (41) можно представить как:

$$g_{ГКА} = \ddot{R} \cos(180^\circ - \arccos\left(\frac{\vec{R} * \vec{R}_{ГКА}}{|\vec{R}| * |\vec{R}_{ГКА}|}\right)) + \sigma_a = \left(\frac{\vec{R} * \vec{R}_{ГКА}}{|\vec{R}| * |\vec{R}_{ГКА}|}\right) \ddot{R} + \sigma_a, \quad (44)$$

где $\vec{R}_{ГКА} = [X_{ГКА} \quad Y_{ГКА} \quad Z_{ГКА}]$,

или в окончательном виде:

$$g_{НКА} = \frac{X_{ГКА}(X_{НКА} - X_{ГКА}) + Y_{ГКА}(Y_{НКА} - Y_{ГКА}) + Z_{ГКА}(Z_{НКА} - Z_{ГКА})}{\sqrt{(X_{НКА} - X_{ГКА})^2 + (Y_{НКА} - Y_{ГКА})^2 + (Z_{НКА} - Z_{ГКА})^2} * \sqrt{X_{ГКА}^2 + Y_{ГКА}^2 + Z_{ГКА}^2}} \ddot{R} + \sigma_a, \quad (45)$$

При расположении НКА в зените относительно ГКА:

$$g_{ГКА} = \ddot{R} + \sigma_a. \quad (46)$$

Следует отметить, что в этом случае проекция $\vec{a}_{ГКА}$ на линию НКА -ГКА пренебрежительно мала, поскольку вектор сопротивления атмосферы перпендикулярен рассматриваемой линии.

2.2.2 Оценка точности и реализация способа по сигналам ГНСС

Определение первого градиента потенциала сводится к дифференцированию измерений изменения дальности между ГКА и НКА, т.е. определению радиального ускорения. Наиболее простым вариантом бортового средства измерения текущей дальности является бортовая НАП ГНСС, в которой выполняется измерение текущей псевдофазы [135, 136]:

$$\Delta R = \frac{\Delta \varphi \lambda}{2\pi}, \quad (47)$$

где $\Delta \varphi$ – измеренное изменение фазы;

λ – длина волны.

Выполним оценку точности определения ускорения. Стандартное отклонение ускорения будет выражаться следующей формулой:

$$S_{\ddot{R}} = \left(\frac{\partial \ddot{R}}{\partial \Delta R} \right) S_{\Delta R} = \frac{1}{t^2} S_{\Delta R}, \quad (48)$$

где $S_{\Delta R}$ – стандартное отклонение приращения расстояния.

При выполнении измерений по n видимых НКА на трех навигационных сигналах по каждому из них:

$$S_{\ddot{R}} = \frac{1}{t^2 \sqrt{3n}} S_{\Delta R}, \quad (49)$$

Согласно выражению (49) для уменьшения погрешности радиального ускорения необходимо не только минимизировать погрешность приращения расстояния, но и увеличить число используемых НКА и интервал измерений. В то же время, для достижения требования к детальности измерений 1 км следует минимизировать интервал измерений. В таблице 7 представлены требования к интервалу измерений и погрешности приращения расстояния для достижения погрешности ускорения 0,020 мГал.

Таблица 7 – Требования к интервалу измерений и погрешности приращения расстояния

Погрешность приращения расстояния	Интервал измерений	Погрешность и детальность измерения ускорения
1,0 мм	не менее 22 с	0,019 мГал при 170 км
0,5 мм	не менее 15 с	0,020 мГал при 115 км
0,1 мм	не менее 7 с	0,019 мГал при 54 км

Таким образом, для повышения детальности измерений необходимо измерять приращения расстояния с погрешностью 0,1-0,2 мм относительно видимых НКА. При использовании бортовой НАП ГНСС погрешность изменения фазы будет определять достижимую погрешность определения изменения расстояния:

$$S_{\Delta R} = \frac{\lambda}{2\pi} S_{\Delta\varphi}. \quad (50)$$

Суммарная погрешность фазы равна сумме шумовой и динамической составляющей погрешности [137]:

$$S_{\varphi} = \sqrt{S_{\Delta}^2 + S_{\text{ш}}^2}. \quad (51)$$

При использовании зависимости коэффициента передачи от шумовой полосы ФАП динамическую погрешность измерения фазы можно выразить в виде:

$$S_{\Delta}^2 = \frac{2\sigma_a^2 \alpha \left(\frac{\omega_o}{c}\right)^2}{5 \left(\frac{5}{6} \Delta F_{\text{ш}}\right)^5}, \quad (52)$$

где σ_a^2 - неизвестная дисперсия ускорения носителя;

α - постоянная времени процесса;

ω_o - несущая частота;

c - скорость света;

$\Delta F_{\text{ш}}$ - шумовая полоса ФАП.

Шумовая составляющая ошибки вызывается воздействием шумов наблюдений, присутствующих на входе приёмника. При анализе статистических характеристик дискриминаторов шумы на входе приёмника пересчитываются в эквивалентные шумы внутри системы слежения по формуле [137]:

$$S_{ш}^2 = \Delta F_{ш} \frac{1}{2q_{c/n}T}, \quad (53)$$

где $q_{c/n}$ - отношение мощности сигнала к спектральной плотности шума;

T - время оценки.

На основе формул (50) - (53) выполнена оценка достижимой погрешности слежения за фазой в зависимости от полосы ФАП (рисунок 23). В качестве исходных данных использовалось следующие данные:

- отношение сигнала/шума: 50 дБГц;
- остаточная динамика движения: 10^{-3} м/с;
- частота измерений: 100 Гц.

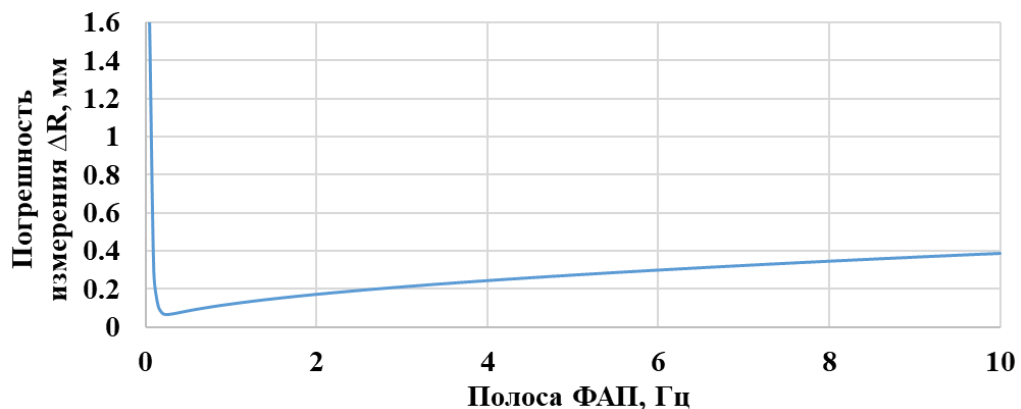


Рисунок 23 – Достижимая погрешность определения изменения расстояния в зависимости от частоты ФАП

В итоге установлено, что при полосе ФАП 0,6 Гц погрешность измерения приращения расстояния не будет превышать 0,1 мм, при полосе 3 Гц имеем 0,2 мм. Однако, существующие наземные НАП геодезического класса обеспечивают погрешность приращения расстояния на уровне 1 мм [138]. Таким образом, для реализации метода необходима разработка специальной бортовой НАП. Предпосылками для достижения погрешности 0,1-0,2 мм являются:

1. Использование рубидиевого сверхминиатюрного стандарта частоты НАП-КПН с кратковременной нестабильностью частоты (за 1 с) не более $3 \cdot 10^{-11}$ [139].
2. Особые условия выполнения измерений на борту КА:
 - отсутствие атмосферы на околоземной орбите;
 - уменьшенное влияние ионосферы;

- отсутствие многолучевости;
- увеличенный уровень сигнала/шума.

Для повышения детальности измерений с 54 км до 1 км предлагается использовать многократные пролеты ГКА над исследуемой областью. Это возможно благодаря тому, что гравитационное поле достаточно постоянное. Для объединения измерений, выполненных в разное время, не нужны дополнительные измерения или определение поправочных коэффициентов.

2.3 Способ определения составляющих второго градиента по сигналам ГНСС

2.3.1 Описание способа

Рассмотрим два космических аппарата. Движения каждого аппарата в прямоугольной невращающейся геоцентрической системе координат описывается следующими уравнениями [140]:

$$\ddot{\bar{r}}_1 = \left(\frac{\partial W_1(\bar{r}_1)}{\partial x} \quad \frac{\partial W_1(\bar{r}_1)}{\partial y} \quad \frac{\partial W_1(\bar{r}_1)}{\partial z} \right)^T, \quad (54)$$

$$\ddot{\bar{r}}_2 = \left(\frac{\partial W_2(\bar{r}_2)}{\partial x} \quad \frac{\partial W_2(\bar{r}_2)}{\partial y} \quad \frac{\partial W_2(\bar{r}_2)}{\partial z} \right)^T, \quad (55)$$

где \bar{r}_1 и \bar{r}_2 – радиус векторы двух ГКА;

$\ddot{\bar{r}}_1$ и $\ddot{\bar{r}}_2$ – гравитационное ускорение двух ГКА в невращающейся системе координат, связанной с Землей;

$\frac{\partial W_i(\bar{r}_i)}{\partial x}$, $\frac{\partial W_i(\bar{r}_i)}{\partial y}$, $\frac{\partial W_i(\bar{r}_i)}{\partial z}$ – составляющие первого градиента потенциала ГПЗ

вдоль координатных осей X, Y, Z.

Разность ускорений двух ГКА описывается следующим выражением:

$$\Delta \ddot{\bar{r}} = \begin{pmatrix} \frac{\partial W_1(\bar{r}_1)}{\partial x} - \frac{\partial W_2(\bar{r}_2)}{\partial x} \\ \frac{\partial W_1(\bar{r}_1)}{\partial y} - \frac{\partial W_2(\bar{r}_2)}{\partial y} \\ \frac{\partial W_1(\bar{r}_1)}{\partial z} - \frac{\partial W_2(\bar{r}_2)}{\partial z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} g_{1x} - g_{2x} \\ g_{1y} - g_{2y} \\ g_{1z} - g_{2z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta g_x \\ \Delta g_y \\ \Delta g_z \end{pmatrix}, \quad (56)$$

где $\Delta g_x, \Delta g_y, \Delta g_z$ - разность составляющих первого градиента по координатным осям или разность ускорений свободного падения ГКА вдоль координатных осей.

Разделим левую и правую часть на вектор приращения координат между ГКА $\Delta R^T = (\Delta x \ \Delta y \ \Delta z)$:

$$\begin{pmatrix} \frac{\Delta \ddot{r}}{\Delta x} \\ \frac{\Delta \ddot{r}}{\Delta y} \\ \frac{\Delta \ddot{r}}{\Delta z} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\Delta g_x}{\Delta x} & \frac{\Delta g_x}{\Delta y} & \frac{\Delta g_x}{\Delta z} \\ \frac{\Delta g_y}{\Delta x} & \frac{\Delta g_y}{\Delta y} & \frac{\Delta g_y}{\Delta z} \\ \frac{\Delta g_z}{\Delta x} & \frac{\Delta g_z}{\Delta y} & \frac{\Delta g_z}{\Delta z} \end{pmatrix}. \quad (57)$$

В сокращенной форме это можно представить, как:

$$\nabla \ddot{r} = \nabla(\Delta g). \quad (58)$$

Выполним несколько преобразований:

$$\bar{r}_2 = \bar{r}_1 + \Delta \bar{r}, \quad (59)$$

$$W_2(\bar{r}_2) = W_2(\bar{r}_1 + \Delta \bar{r}) = W_1(\bar{r}_1) + \Delta \bar{r} \nabla W_1(\bar{r}_1), \quad (60)$$

$$\Delta W = W_2(\bar{r}_2) - W_1(\bar{r}_1) = W_1(\bar{r}_1) + \Delta \bar{r} \nabla W_1(\bar{r}_1) - W_1(\bar{r}_1) = \Delta \bar{r} \nabla W_1(\bar{r}_1). \quad (61)$$

На основе этих преобразований выражение (58) можно представить в виде:

$$\nabla \ddot{r} = \Delta r \nabla(\nabla W(r_1)). \quad (62)$$

В развернутой форме отсюда получаем следующую систему уравнений, связывающих составляющие второго градиента потенциала, приращения координат и ускорений по координатным осям:

$$\begin{cases} G_{xx} \Delta x + G_{xy} \Delta y + G_{xz} \Delta z = \Delta \ddot{r}_x \\ G_{yx} \Delta x + G_{yy} \Delta y + G_{yz} \Delta z = \Delta \ddot{r}_y \\ G_{zx} \Delta x + G_{zy} \Delta y + G_{zz} \Delta z = \Delta \ddot{r}_z \end{cases}. \quad (63)$$

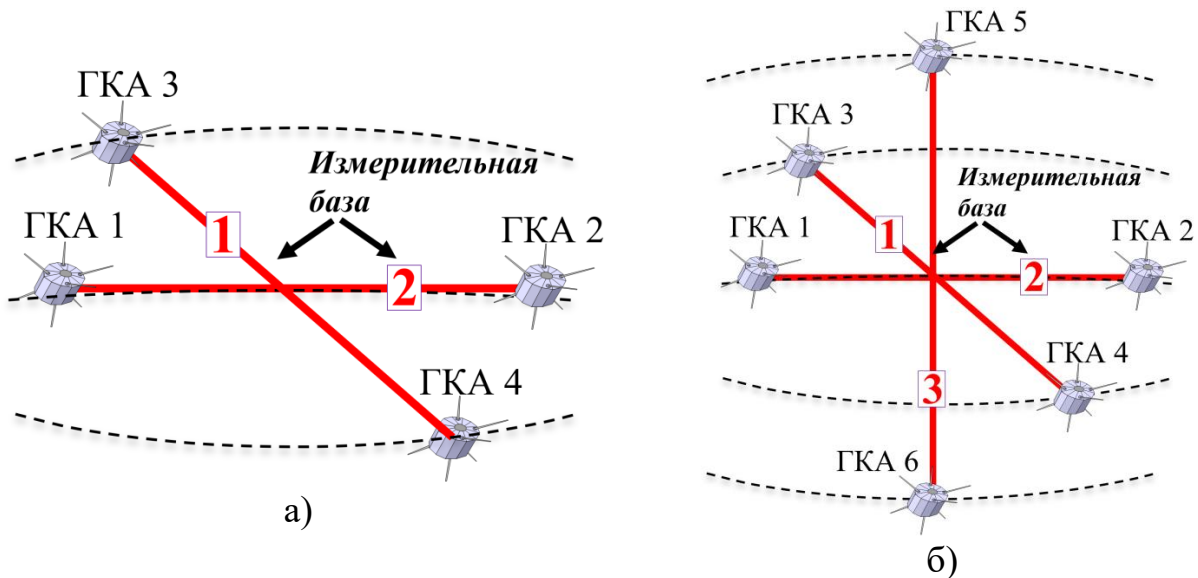
Так как $G_{xy} = G_{yx}, G_{xz} = G_{zx}, G_{yz} = G_{zy}$, то в системе уравнений (63) шесть неизвестных составляющих градиента. Следовательно, для определения полного тензора градиента необходимо составить систему из 6 линейных уравнений. Для этого следует использовать не одну, а как минимум две пары ГКА (рисунок 24а). Для обеспечения избыточных измерений целесообразно использовать многоспутниковый кластер, состоящий из трех пар ГКА. На рисунке 24б представлена возможная конфигурация трехбазового градиентометра.

В таком случае решение системы уравнений (63) можно представить в следующем виде:

$$\begin{pmatrix} G_{xx} & G_{xy} & G_{xz} \\ G_{yx} & G_{yy} & G_{yz} \\ G_{zx} & G_{zy} & G_{zz} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta\ddot{r}_{x,12} & \Delta\ddot{r}_{x,34} & \Delta\ddot{r}_{x,56} \\ \Delta\ddot{r}_{y,12} & \Delta\ddot{r}_{y,34} & \Delta\ddot{r}_{y,56} \\ \Delta\ddot{r}_{z,12} & \Delta\ddot{r}_{z,34} & \Delta\ddot{r}_{z,56} \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \Delta x_{12} & \Delta x_{34} & \Delta x_{56} \\ \Delta y_{12} & \Delta y_{34} & \Delta y_{56} \\ \Delta z_{12} & \Delta z_{34} & \Delta z_{56} \end{pmatrix}^{-1}, \quad (64)$$

где Δx , Δy , Δz – разность координат ГКА кластера,

$\Delta\ddot{r}_x, \Delta\ddot{r}_y, \Delta\ddot{r}_z$ – составляющие разности гравитационных ускорений ГКА кластера.



а) минимальная орбитальная конфигурация; б) предлагаемая конфигурация

Рисунок 24 - Конфигурации многобазового градиентометра

2.3.2 Оценка точности

Для реализации предложенного способа вычисления всех составляющих второго градиента согласно выражению (64) необходимо определить взаимное расстояние и составляющие разности ускорений каждой пары многоспутникового кластера. Наилучшим решением является использование бортовой НАП ГНСС. Бортовая НАП в отличие от бортовых межспутниковых интерферометров не требует ни специальных терминалов, ни специальной системы наведения и слежения. Вместе с тем, ее использование обеспечит:

- определение координат каждого ГКА при решении навигационной задачи;
- расчет ускорения каждого аппарата на основе рассмотренного ранее

способа определения составляющих первого градиента.

Выполним оценку достижимой погрешности определения составляющих второго градиента. Рассмотрим два ГКА, движущихся вдоль одного направления по оси X под действием сил гравитационной природы. В таком случае выражение (63) примет следующий вид:

$$G_{xx} = \frac{g_{x,2} - g_{x,1}}{L_{x,12}}, \quad (65)$$

где $\Delta g_{x,i}$ – составляющая первого градиента по оси OX каждого ГКА;

$L_{x,12}$ – расстояние между ГКА вдоль оси OX.

Стандартное отклонение составляющей второго градиента составит:

$$S_{G_{xx}}^2 = \left(\frac{\partial G_{xx}}{\partial g_x} \right)^2 S_{g_x}^2 + \left(\frac{\partial G_{xx}}{\partial L_x} \right)^2 S_{L_x}^2, \quad (66)$$

где S_{g_x} – стандартное отклонение измерения составляющей первого градиента;

S_{L_x} – стандартное отклонение измерения расстояния между ГКА.

При $S_{g_{x1}} = S_{g_{x2}}$ получаем:

$$S_{G_{xx}} = \sqrt{2 \left(\frac{1}{L_x} \right)^2 S_{g_x}^2 + \left(\frac{\Delta g_x}{L_x^2} \right)^2 S_{L_x}^2}. \quad (67)$$

При расстоянии между ГКА 100 км влияние второго слагаемого в выражении (67) пренебрежительно мало. В итоге из (67) имеем:

$$S_{G_{xx}} = \sqrt{2} \frac{S_{g_x}}{L_x}. \quad (68)$$

При использовании предложенного ранее способа определения бортового ускорения ГКА с погрешностью не более 0,020 мГал согласно выражению (68) рассчитана погрешность определения составляющей второго градиента в зависимости от погрешности измерения приращения расстояния и выбранного интервала измерений при расстоянии между спутниками 100 км (таблица 8).

Таблица 8 – Требования к интервалу измерений и погрешности приращения расстояния

Погрешность приращения расстояния	Интервал измерений	Погрешность и детальность измерения второго градиента
1,0 мм	не менее 22 с	0,003 Этвеш при 170 км
0,5 мм	не менее 15 с	0,003 Этвеш при 115 км
0,1 мм	не менее 7 с	0,003 Этвеш при 54 км

Таким образом, достижимая погрешность определения составляющих второго градиента 0,003 Этвеш, что удовлетворяет сформированному ранее требованию.

2.4 Способ определения составляющих третьего градиента по сигналам ГНСС

2.4.1 Описание способа

В пункте 2.1.3 было отмечено, что для определения всех независимых составляющих третьего градиента необходимо использовать не менее 10 измерительных баз по три ГКА в каждой. Количество ГКА в базах может быть существенно уменьшено следующим образом.

Рассмотрим многоспутниковую систему, представленную на рисунке 24б. Каждая пара ГКА образует одну измерительную базу. В итоге, кластер из шести ГКА формирует 15 измерительных баз (рисунок 25а). Пусть в каждой измерительной базе выполнен расчет составляющих второго градиента. На рисунке 25б представлено расположение точек, к которым относятся вычисленные градиенты. С учетом формулы (39) выражение для определения составляющих третьего градиента будет следующим [141]:

$$\left(T_{klX}^{ijqu} \quad T_{klY}^{ijqu} \quad T_{klZ}^{ijqu} \right) = \left(\frac{G_{kl}^{ij} - G_{kl}^{qu}}{\Delta X_G} \quad \frac{G_{kl}^{ij} - G_{kl}^{qu}}{\Delta Y_G} \quad \frac{G_{kl}^{ij} - G_{kl}^{qu}}{\Delta Z_G} \right), \quad (69)$$

где i, j, q, u – индексы спутников;

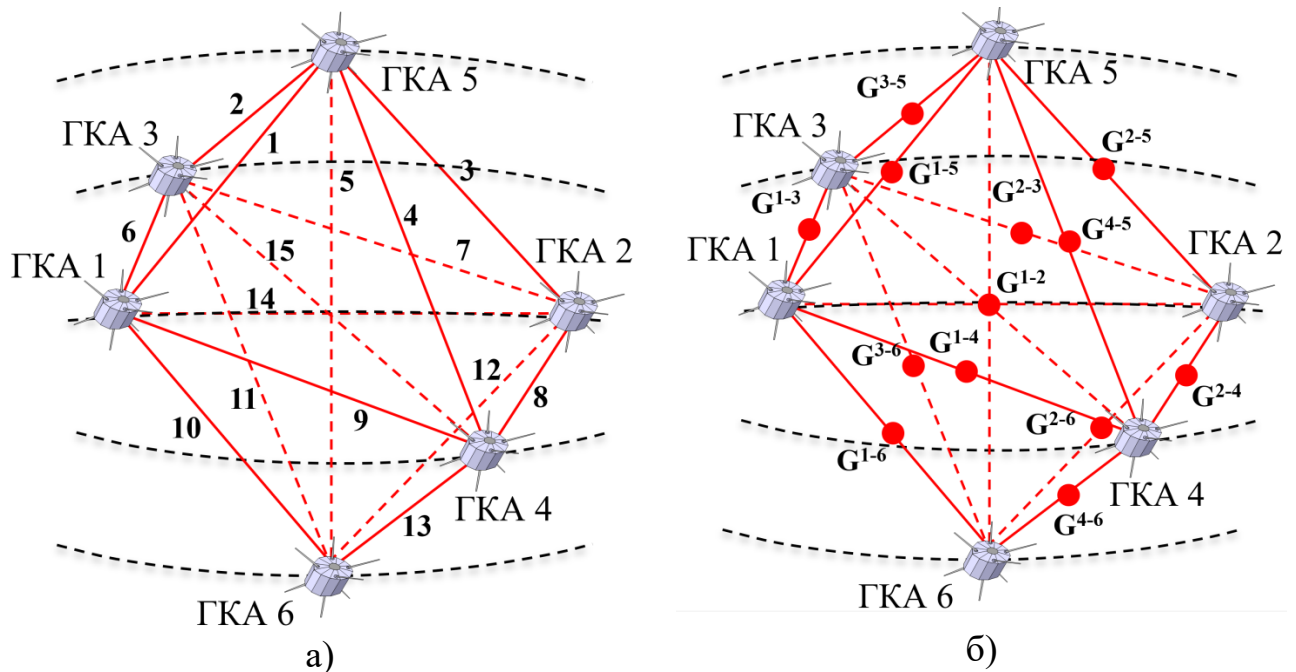
k, l, m - индексы координатных осей. Каждый индекс принимает значение X, Y, Z;

$\Delta x_G, \Delta y_G, \Delta z_G$ - приращение координат между точками с вычисленным значением второго градиента G_{kl}^{ij} и G_{kl}^{qu} , которые вычисляются с использованием следующих формул:

$$\begin{aligned}\Delta x_G &= \frac{X_i + X_j}{2} - \frac{X_q + X_u}{2} = \frac{\Delta x_{iq} + \Delta x_{ju}}{2} \\ \Delta y_G &= \frac{Y_i + Y_j}{2} - \frac{Y_q + Y_u}{2} = \frac{\Delta y_{iq} + \Delta y_{ju}}{2}, \\ \Delta z_G &= \frac{Z_i + Z_j}{2} - \frac{Z_q + Z_u}{2} = \frac{\Delta z_{iq} + \Delta z_{ju}}{2}\end{aligned}\quad (70)$$

где $\Delta x_{iq}, \Delta y_{iq}, \Delta z_{iq}$ - приращения координат между i и q КА кластера;

$\Delta x_{ju}, \Delta y_{ju}, \Delta z_{ju}$ - приращения координат между j и u КА кластера.



а) измерительные базы для определения третьего градиента б) расположение точек, в которых определен второй градиент потенциала ГПЗ

Рисунок 25 - Орбитальная конфигурация ГКА для определения составляющих третьего градиента

Для реализации метода необходимо в каждой паре ГКА кластера определить составляющие второго градиента. Для этого можно воспользоваться рассмотренным ранее способом с использованием бортовой НАП ГНСС при некоторых допущениях [142]. Разделим левую и правую часть выражения (63) на приращение расстояния между спутниками, определяемое как:

$$\Delta r_{ij} = \sqrt{\Delta x_{ij}^2 + \Delta y_{ij}^2 + \Delta z_{ij}^2}. \quad (71)$$

Получим:

$$\begin{cases} G_{xx} \cos \alpha_{x_{ij}} + G_{xy} \cos \alpha_{y_{ij}} + G_{xz} \cos \alpha_{z_{ij}} = \frac{\Delta \ddot{X}_{ij}}{\Delta r} \\ G_{yx} \cos \alpha_{x_{ij}} + G_{yy} \cos \alpha_{y_{ij}} + G_{yz} \cos \alpha_{z_{ij}} = \frac{\Delta \ddot{Y}_{ij}}{\Delta r}, \\ G_{zx} \cos \alpha_{x_{ij}} + G_{zy} \cos \alpha_{y_{ij}} + G_{zz} \cos \alpha_{z_{ij}} = \frac{\Delta \ddot{Z}_{ij}}{\Delta r} \end{cases}, \quad (72)$$

где $\cos \alpha_{x_{ij}}$, $\cos \alpha_{y_{ij}}$, $\cos \alpha_{z_{ij}}$ - направляющие косинусы, определяемые как:

$$\cos \alpha_{x_{ij}} = \frac{\Delta X_{ij}}{\Delta r}, \quad \cos \alpha_{y_{ij}} = \frac{\Delta Y_{ij}}{\Delta r}, \quad \cos \alpha_{z_{ij}} = \frac{\Delta Z_{ij}}{\Delta r}. \quad (73)$$

Умножим первое, второе и третье уравнение на $\cos \alpha_{x_{ij}}$, $\cos \alpha_{y_{ij}}$, $\cos \alpha_{z_{ij}}$ соответственно:

$$\begin{cases} G_{xx} \cos^2 \alpha_{x_{ij}} + G_{xy} \cos \alpha_{y_{ij}} \cos \alpha_{x_{ij}} + G_{xz} \cos \alpha_{z_{ij}} \cos \alpha_{x_{ij}} = \frac{\Delta \ddot{X}_{ij} \Delta X_{ij}}{\Delta r^2} \\ G_{yx} \cos \alpha_{x_{ij}} \cos \alpha_{y_{ij}} + G_{yy} \cos^2 \alpha_{y_{ij}} + G_{yz} \cos \alpha_{z_{ij}} \cos \alpha_{y_{ij}} = \frac{\Delta \ddot{Y}_{ij} \Delta Y_{ij}}{\Delta r^2}. \\ G_{zx} \cos \alpha_{x_{ij}} \cos \alpha_{z_{ij}} + G_{zy} \cos \alpha_{y_{ij}} \cos \alpha_{z_{ij}} + G_{zz} \cos^2 \alpha_{z_{ij}} = \frac{\Delta \ddot{Z}_{ij} \Delta Z_{ij}}{\Delta r^2} \end{cases}. \quad (74)$$

Воспользуемся соотношением $\cos^2 \alpha_{x_{ij}} + \cos^2 \alpha_{y_{ij}} + \cos^2 \alpha_{z_{ij}} = 1$ и перепишем формулу (74) в виде:

$$\begin{cases} G_{xx}(1 - \cos^2 \alpha_{y_{ij}} - \cos^2 \alpha_{z_{ij}}) + G_{xy} \cos \alpha_{y_{ij}} \cos \alpha_{x_{ij}} + G_{xz} \cos \alpha_{z_{ij}} \cos \alpha_{x_{ij}} = \frac{\Delta \ddot{X}_{ij} \Delta X_{ij}}{\Delta r^2} \\ G_{yx} \cos \alpha_{x_{ij}} \cos \alpha_{y_{ij}} + G_{yy}(1 - \cos^2 \alpha_{x_{ij}} - \cos^2 \alpha_{z_{ij}}) + G_{yz} \cos \alpha_{z_{ij}} \cos \alpha_{y_{ij}} = \frac{\Delta \ddot{Y}_{ij} \Delta Y_{ij}}{\Delta r^2}. \\ G_{zx} \cos \alpha_{x_{ij}} \cos \alpha_{z_{ij}} + G_{zy} \cos \alpha_{y_{ij}} \cos \alpha_{z_{ij}} + G_{zz}(1 - \cos^2 \alpha_{x_{ij}} - \cos^2 \alpha_{y_{ij}}) = \frac{\Delta \ddot{Z}_{ij} \Delta Z_{ij}}{\Delta r^2} \end{cases}. \quad (75)$$

Исключим в (75) члены пропорциональные $\cos^2 \alpha$. В таком случае получим:

$$G_{xx} = \frac{\Delta \ddot{X}_{ij} \Delta X_{ij}}{\Delta r^2} \quad G_{yy} = \frac{\Delta \ddot{Y}_{ij} \Delta Y_{ij}}{\Delta r^2} \quad G_{zz} = \frac{\Delta \ddot{Z}_{ij} \Delta Z_{ij}}{\Delta r^2}. \quad (76)$$

Аналогично получим:

$$G_{xy} = \frac{\Delta \ddot{X}_{ij} \Delta Y_{ij} + \Delta \ddot{Y}_{ij} \Delta X_{ij}}{\Delta r^2} \quad G_{xz} = \frac{\Delta \ddot{X}_{ij} \Delta Z_{ij} + \Delta \ddot{Z}_{ij} \Delta X_{ij}}{\Delta r^2} \quad G_{yz} = \frac{\Delta \ddot{Y}_{ij} \Delta Z_{ij} + \Delta \ddot{Z}_{ij} \Delta Y_{ij}}{\Delta r^2}. \quad (77)$$

Выражения (76) и (77) позволяют определить все составляющие гравитационного градиента в каждой измерительной линии с погрешностью до $\cos^2 \alpha$. Таким образом, для каждой измерительной базы многоспутникового градиентометра выполняется расчет полного тензора второго гравитационного градиента по результатам измерений бортового приемника навигационных сигналов:

$$G_{i,j}^{geo.} = \begin{bmatrix} \frac{\Delta\ddot{x}_{i,j} \times \Delta x_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} & \frac{\Delta\ddot{x}_{i,j} \times \Delta y_{i,j} + \Delta\ddot{y}_{i,j} \times \Delta x_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} & \frac{\Delta\ddot{x}_{i,j} \times \Delta z_{i,j} + \Delta\ddot{z}_{i,j} \times \Delta x_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} \\ \frac{\Delta\ddot{x}_{i,j} \times \Delta y_{i,j} + \Delta\ddot{y}_{i,j} \times \Delta x_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} & \frac{\Delta\ddot{y}_{i,j} \times \Delta y_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} & \frac{\Delta\ddot{y}_{i,j} \times \Delta z_{i,j} + \Delta\ddot{z}_{i,j} \times \Delta y_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} \\ \frac{\Delta\ddot{x}_{i,j} \times \Delta z_{i,j} + \Delta\ddot{z}_{i,j} \times \Delta x_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} & \frac{\Delta\ddot{y}_{i,j} \times \Delta z_{i,j} + \Delta\ddot{z}_{i,j} \times \Delta y_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} & \frac{\Delta\ddot{z}_{i,j} \times \Delta z_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} \end{bmatrix}. \quad (78)$$

Подставляя формулу (78) в (69) получим итоговое выражение для определения составляющих третьего градиента.

$$T^{ijqu} = \begin{bmatrix} \frac{2}{\Delta x_{iq} + \Delta x_{ju}} \\ \frac{2}{\Delta y_{iq} + \Delta y_{ju}} \\ \frac{2}{\Delta z_{iq} + \Delta z_{ju}} \end{bmatrix} \left(\begin{array}{c} \left(\begin{array}{ccc} \frac{\Delta\ddot{x}_{i,j} \times \Delta x_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} & \frac{\Delta\ddot{x}_{i,j} \times \Delta y_{i,j} + \Delta\ddot{y}_{i,j} \times \Delta x_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} & \frac{\Delta\ddot{x}_{i,j} \times \Delta z_{i,j} + \Delta\ddot{z}_{i,j} \times \Delta x_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} \\ & \frac{\Delta\ddot{y}_{i,j} \times \Delta y_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} & \frac{\Delta\ddot{y}_{i,j} \times \Delta z_{i,j} + \Delta\ddot{z}_{i,j} \times \Delta y_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} \\ & & \frac{\Delta\ddot{z}_{i,j} \times \Delta z_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} \end{array} \right) \\ \left(\begin{array}{ccc} \frac{\Delta\ddot{x}_{q,u} \times \Delta x_{q,u}}{\Delta r_{q,u}^2} & \frac{\Delta\ddot{x}_{q,u} \times \Delta y_{q,u} + \Delta\ddot{y}_{q,u} \times \Delta x_{q,u}}{\Delta r_{q,u}^2} & \frac{\Delta\ddot{x}_{q,u} \times \Delta z_{q,u} + \Delta\ddot{z}_{q,u} \times \Delta x_{q,u}}{\Delta r_{q,u}^2} \\ & \frac{\Delta\ddot{y}_{q,u} \times \Delta y_{q,u}}{\Delta r_{q,u}^2} & \frac{\Delta\ddot{y}_{q,u} \times \Delta z_{q,u} + \Delta\ddot{z}_{q,u} \times \Delta y_{q,u}}{\Delta r_{q,u}^2} \\ & & \frac{\Delta\ddot{z}_{q,u} \times \Delta z_{q,u}}{\Delta r_{q,u}^2} \end{array} \right) \end{array} \right) \quad (79)$$

2.4.2 Оценка точности

Рассмотрим частный случай определения составляющей третьего градиента T_{xxx} в связке ГКА №1-№4 (рисунок 26). В таком случае получаем:

$$T_{xxx}^{1,3,2,4} = \frac{G_{1-3,xx} - G_{2-4,xx}}{L} \quad (80)$$

где $G_{1-3,xx}$ и $G_{2-4,xx}$ – составляющие второго градиента в базах ГКА 1-3 и ГКА 2-4;

L – расстояние между точками вычисления вторых градиентов.

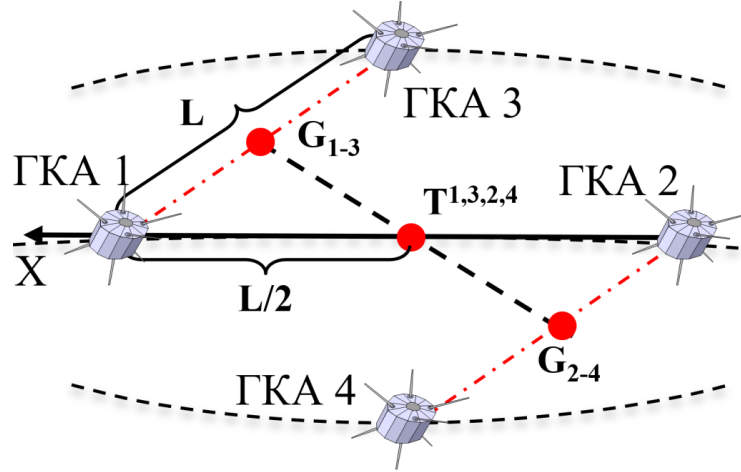


Рисунок 26 – Схема определения третьего градиента в кластере ГКА 1-4
Согласно выражению (76):

$$G_{1-3,xx} = \frac{\Delta\ddot{X}_{1-3}\Delta X_{1-3}}{L^2}, G_{2-4,xx} = \frac{\Delta\ddot{X}_{2-4}\Delta X_{2-4}}{L^2} \quad (81)$$

Так как $\Delta X_{1-3} = \Delta X_{2-4} = L/2$, а $\Delta\ddot{X}$ по сути является разностью составляющей первого градиента по оси OX, получим:

$$G_{1-3,xx} = \frac{g_{x1} - g_{x3}}{2L}, G_{2-4,xx} = \frac{g_{x2} - g_{x4}}{2L}. \quad (82)$$

Подставим (82) в (80):

$$T_{xxx}^{1,3,2,4} = \frac{g_{x1} - g_{x3} - g_{x2} + g_{x4}}{2L^2}. \quad (83)$$

Стандартное отклонение составляющей третьего градиента вычисляется по формуле:

$$S_{T_{xxx}^{1,3,2,4}} = \left[\left(\frac{\partial S_{T_{xxx}^{1,3,2,4}}}{\partial g_{x1}} \right)^2 S_{g_{x1}}^2 + \left(\frac{\partial S_{T_{xxx}^{1,3,2,4}}}{\partial g_{x2}} \right)^2 S_{g_{x2}}^2 + \left(\frac{\partial S_{T_{xxx}^{1,3,2,4}}}{\partial g_{x3}} \right)^2 S_{g_{x3}}^2 + \left(\frac{\partial S_{T_{xxx}^{1,3,2,4}}}{\partial g_{x4}} \right)^2 S_{g_{x4}}^2 + \left(\frac{\partial S_{T_{xxx}^{1,3,2,4}}}{\partial L} \right)^2 S_L^2 \right]^{1/2}. \quad (84)$$

При равноточном определении составляющих первого градиента получаем:

$$S_{T_{xxx}^{1,3,2,4}} = \left[4 \left(\frac{\partial S_{T_{xxx}^{1,3,2,4}}}{\partial g_x} \right)^2 S_{g_x}^2 + \left(\frac{\partial S_{T_{xxx}^{1,3,2,4}}}{\partial L} \right)^2 S_L^2 \right]^{1/2}. \quad (85)$$

После преобразований имеем:

$$S_{T_{xxx}^{1,3,2,4}} = \left[4 \left(\frac{1}{2L^2} \right)^2 S_{g_x}^2 + \left(\frac{g_{x1} - g_{x3} - g_{x2} + g_{x4}}{2L^3} \right)^2 S_L^2 \right]^{1/2}. \quad (86)$$

Так как предполагаемое расстояние между ГКА около 100 км, то второе

слагаемое в формуле (86) пренебрежительно мало. В итоге получаем:

$$S_{T_{xxx}^{1,3,2,4}} = \frac{1}{L^2} S_{g_x} \quad (87)$$

Таким образом погрешность определения составляющих третьего градиента зависит от расстояния между ГКА и погрешности определения составляющих первого градиента. Для оценки погрешности третьего градиента примем расстояние между ГКА 100 км, среднюю высоту кластера 300 км и результаты оценки погрешности первого градиента (таблица 7). Результаты представлены в таблице 9.

Таблица 9 – Требования к интервалу измерений и погрешности приращения расстояния

Погрешность приращения расстояния	Интервал измерений	Погрешность и детальность измерения третьего градиента
1,0 мм	не менее 22 с	$2 \cdot 10^{-5}$ Этвеш/км при 170 км
0,5 мм	не менее 15 с	$2 \cdot 10^{-5}$ Этвеш/км при 115 км
0,1 мм	не менее 7 с	$2 \cdot 10^{-5}$ Этвеш/км при 54 км

В итоге достижимая погрешность определения составляющих третьего градиента не превышает 0,001 Этвеш/км, что удовлетворяет сформированному ранее требованию.

2.5 Многоспутниковый кластер для реализации метода совместного определения составляющих гравитационных градиентов

2.5.1 Структура и состав

В подразделах 2.2-2.4 предложены способы определения составляющих первого, второго и третьего гравитационных градиентов с использованием бортовой навигационной аппаратуры. Для исключения воздействия сил негравитационной природы предлагается использовать бортовые высокоточные акселерометры. Отмечено, что для определения составляющих второго и третьего градиентов необходимо использовать кластер ГКА, находящихся на некотором взаимном удалении. Целесообразно разработать такую структуру кластера, которая обеспечит

одновременное определение первого, второго и третьего градиентов.

Для определения составляющих первого градиента достаточно использовать один ГКА. Единственным требованием является наличие не менее 40 одновременно видимых спутников всех глобальных навигационных спутниковых систем.

На рисунке 24а сформировано предложение по минимальному количеству ГКА и их взаимному положению в вершинах четырехугольника для определения всех составляющих второго градиента:

- два ГКА расположены на одной орбите и движутся тандемом «след-в-след»;
- третий и четвертый ГКА находятся на соседних орбитах на такой же высоте, что и первые два.

Однако, при таком расположении ГКА в одной плоскости составляющие градиента в других плоскостях будут оказывать малое влияние на параметры относительного движения ГКА. Следовательно, для определения всех составляющих градиента с примерно одинаковой погрешностью предпочтительно располагать ГКА в трех орбитальных плоскостях. Это приводит к добавлению двух ГКА, расположенных вблизи местной вертикали и меняющие место от надира до зенита, что представлено на рисунке 24б.

Для равноточного определения составляющих третьего градиента, как и в предыдущем случае, предпочтительно использовать кластер ГКА расположенных в трех плоскостях. Это обеспечивает 15 измерительных баз, представленных ранее на рисунке 25а, для решения системы уравнений (79).

На основе выше сказанного можно сформировать следующую структуру и состав многоспутникового космического гравитационного градиентометра (рисунок 27) [143, 144]:

1. Количество ГКА – 6.
2. Начальная форма кластера – октаэдр. Однако в различных точках орбиты его форма искажается.
3. Основные бортовые средства измерений: многочастотная

мультисистемная НАП ГНСС и бортовой высокоточный акселерометр для учета воздействия сил негравитационной природы.

Следует отметить, что общая масса полезной нагрузки не превышает 1 кг при потребляемой мощности 6-7 Вт. В то же время, четыре солнечные батареи для спутников формата CubeSat (100x100x100 мм) обеспечивают мощность электроснабжения не менее 10 Вт. Таким образом, возможна реализация космического градиентометра на малоразмерных аппаратах типа CubeSat, что значительно сократит стоимость разработки и упростит процесс запуска.

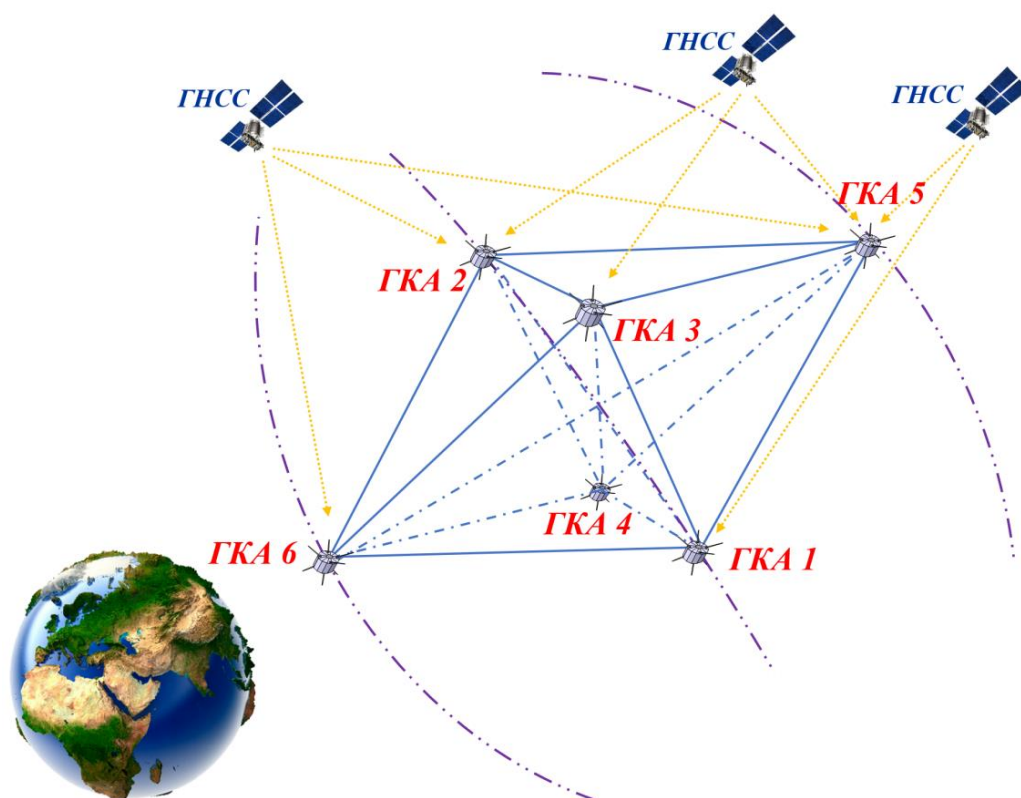


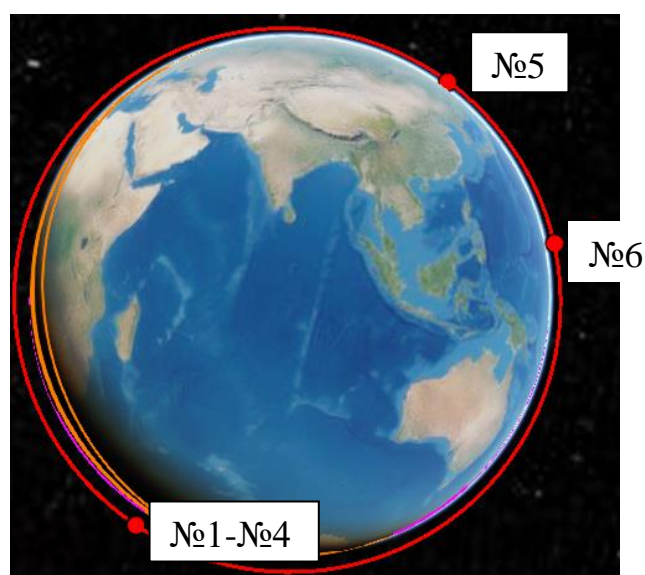
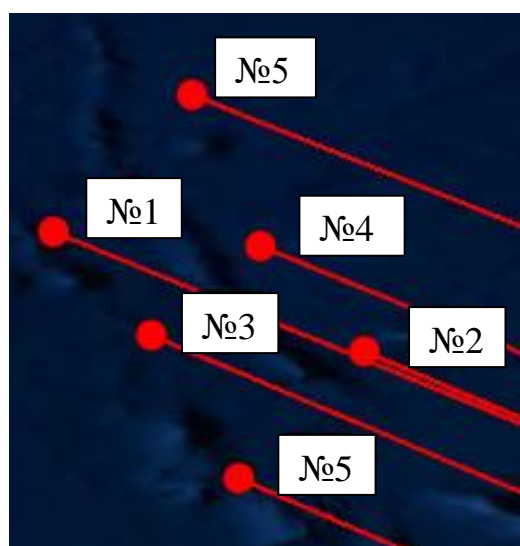
Рисунок 27 – Конфигурация многоспутникового космического градиентометра с бортовой навигационной аппаратурой потребителя

2.5.2 Результаты моделирования орбитального движения спутников

При выборе параметров орбиты следует опираться на реализованные и перспективные проекты космических градиентометров. Так, в классических системах «спутник-спутник» межспутниковое расстояние 200 км, а начальная высота орбиты 500 км. Реализация этих проектов продемонстрировала необходимость снижения высоты орбиты и уменьшения межспутникового расстояния. Это подтверждается

результатами анализа перспективного градиентометра GRACE-2, в котором межспутниковое расстояние будет уменьшено до 100 км при высоте орбиты около 300 км. Эти параметры орбиты предлагается взять за исходные в предлагаемом многоспутниковом градиентометре.

Рассмотрим динамику движения космических аппаратов в предложенной конфигурации октаэдр. Для этого выполнено моделирование орбитального движения всех шести ГКА. Геометрический центр градиентометра располагается на низкой орбите на высоте 300 км. На рисунке 28а представлено расположение спутников в начальный момент их движения, на рисунке 28б – через 1 месяц.



а) Конфигурация системы в начальный момент времени

б) Конфигурация системы в через 1 месяц

Рисунок 28 – Динамика относительного движения КА в многоспутниковом градиентометре

По итогам моделирования выявлено, что в результате орбитального движения:

- ГКА №1 и №2 сохраняют свою взаимную ориентацию;
- ГКА №3 и №4 попеременно меняются местами;
- ГКА №5 и №6 значительно отдаляются друг от друга и от кластера спутников №1-№4.

Таким образом, для поддержки конфигурации кластера спутников необходима периодическая корректировка положения ГКА №5 и ГКА №6 с

помощью бортовых двигателей.

2.5.3 Картографические возможности многоспутникового градиентометра

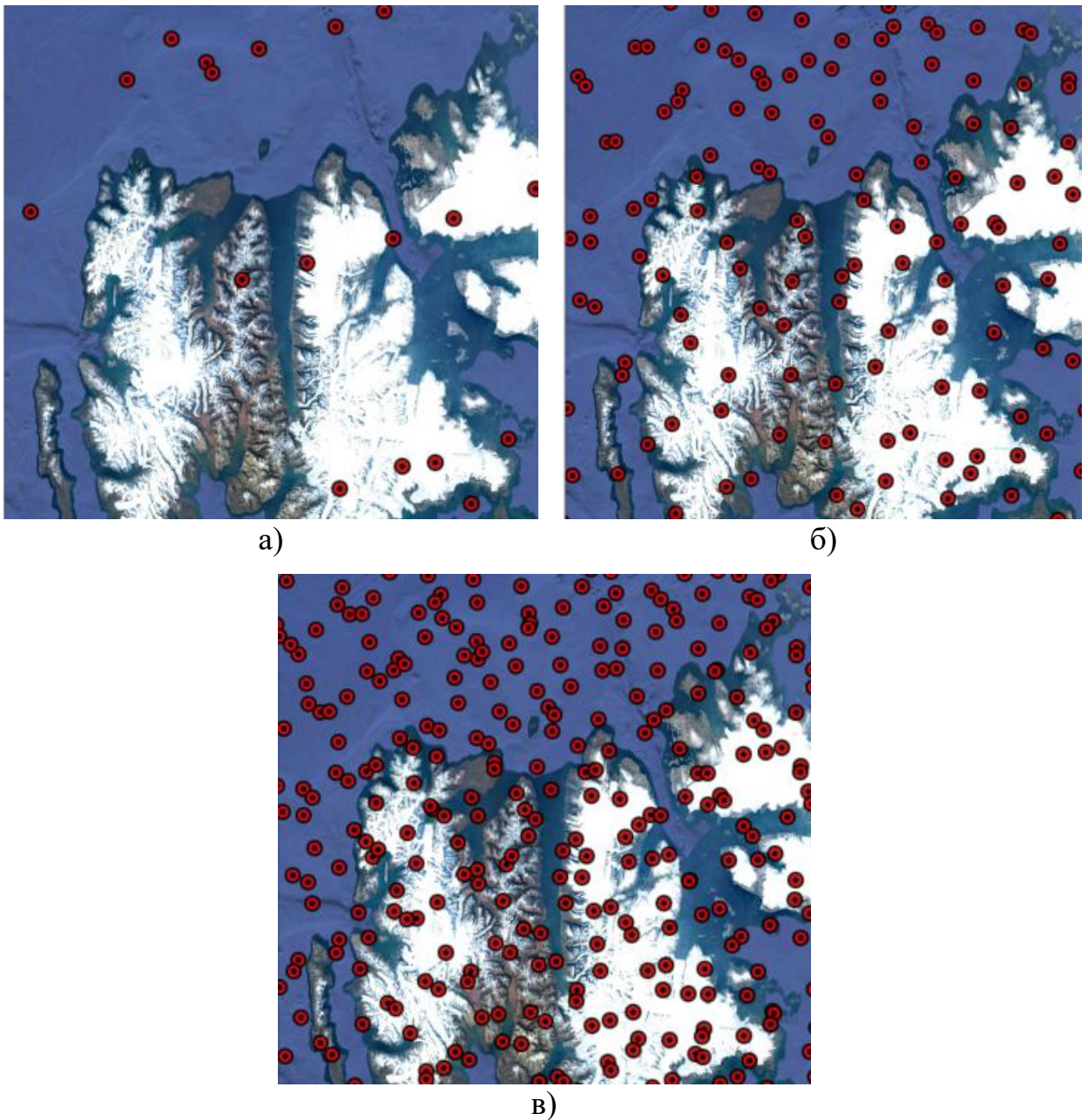
В пунктах 2.2.2, 2.3.2 и 2.4.2 представлены результаты оценки точности способов определения составляющих первого, второго и третьего градиентов соответственно. Для реализации способов в пункте 2.5.1 предложена структура и состав многоспутникового кластера ГКА. Полученные результаты можно свести в единую таблицу 10, в которой представлены картографические возможности многоспутникового градиентометра при однократном измерении.

Таблица 10 – Картографические возможности градиентометра

Параметр ГПЗ	Число независимых составляющих	Погрешность		Детальность при однократном измерении
		Требуемая	Достижимая	
Первый градиент	3	< 0,020 мГал	0,020 мГал	54 км
Второй градиент	6	< 0,003 ЭТВЕШ	0,003 ЭТВЕШ	
Третий градиент	10	< 0,001 ЭТВЕШ/км	$2 \cdot 10^{-5}$ ЭТВЕШ/км	

Для повышения детальности измерений предлагается выполнять многократные пролеты над участком местности, для которого формируется навигационная гравиметрическая карта. Для оценки времени, необходимого для формирования измерительной информации с детальностью 1 км выполнено моделирование движения ГКА кластера. Для демонстрации выбрана точка пространства, которая является геометрическим центром кластера, так как в ней определяются составляющие второго и третьего градиентов. Составляющие первого градиента определяются на борту каждого ГКА кластера, т.е. количество измерений увеличивается в 6 раз.

Для моделирования выбран участок размером 250x250 км в зоне Артике, так как эта область является одной из самых приоритетных в части развития навигационного обеспечения потребителей. На рисунке 29 представлены результаты моделирования за 7, 21 и 42 дней полета.



а) за 7 дней полета; б) за 21 день полета; в) за 42 дня полета

Рисунок 29 – Изменения плотности измерительных точек с течением времени

В таблицу 11 сведены результаты оценки детальности данных.

Таблица 11 – Детальность измерительных данных

Время полета	7 дней	21 день	42 дня
Детальность	95 км	35 км	18 км

В результате моделирования можно сделать вывод, что увеличение времени

пролета приводит к пропорциональному повышению детальности данных. Для достижения детальности 1 км достаточно выполнять измерения в течение двух лет.

2.6 Приложение многоспутникового градиентометра для решения задачи уточнения глобальной модели гравитационного поля Земли

2.6.1 Разработка методики уточнения модели гравитационного поля Земли

На основе обработки результатов измерений бортового НАП вычисляются составляющие второго градиента гравитационного потенциала в геоцентрической декартовой системе координат согласно выражению (78). Далее выполняется пересчет составляющих градиента в локальную декартовую систему координат с центром, расположенным в геометрическом центре многоспутникового градиентометра:

$$\Gamma_{i,j}^{\text{лок.}} = \Pi^T \Gamma_{i,j}^{\text{гео.}} \Pi, \quad (88)$$

где Π – матрица поворота.

Матрица поворота вычисляется по следующей формуле:

$$\Pi = \begin{bmatrix} -\sin \varphi \cos \lambda & -\sin \lambda & \cos \varphi \cos \lambda \\ -\sin \varphi \sin \lambda & -\cos \lambda & \cos \varphi \sin \lambda \\ \cos \varphi & 0 & \sin \varphi \end{bmatrix}, \quad (89)$$

где r , φ , λ - сферические координаты середины отрезка между рассматриваемыми ГКА.

Вычисленные составляющие тензора гравитационного градиента относятся к середине отрезка между рассматриваемыми ГКА. Сферические координаты указанной точки вычисляются на основе результатов обработки измерений бортовых НАП рассматриваемых ГКА:

$$\varphi = \arctg \frac{(z_i + z_j)}{\sqrt{(x_i + x_j)^2 + (y_i + y_j)^2}}, \quad (90)$$

$$\lambda = \arctg \frac{(y_i + y_j)}{(x_i + x_j)}.$$

С использованием результатов измерений бортовой НАП ГНСС выполняется расчет полного тензора гравитационного градиента в локальной системе

координат. Это позволит определить гармонические коэффициенты C и S на основе следующих уравнений связи:

$$\begin{aligned}
 G_{xx}^{лок.} &= \frac{1}{r^2} \frac{\mu}{a} \left[\sum_{n=2}^N \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n [(C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda)(P''_{nm}(\sin \varphi) \cos^2 \varphi - P'_{nm}(\sin \varphi) \sin \varphi)] - \right. \\
 &\quad \left. - \sum_{n=0}^N (n+1) \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi) \right], \\
 G_{yy}^{лок.} &= -\frac{1}{(r \times \cos \theta)^2} \frac{\mu}{a} \sum_{n=2}^N \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n m^2 (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi) - \\
 &\quad - \frac{1}{r^2} \operatorname{tg} \varphi \frac{\mu}{a} \left[\sum_{n=2}^N \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P'_{nm}(\sin \varphi) \cos \varphi \right] - \\
 &\quad - \frac{1}{r a} \sum_{n=0}^N (n+1) \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi) \\
 G_{zz}^{лок.} &= \frac{\mu}{a^3} \sum_{n=2}^N (n+1)(n+2) \left(\frac{a}{r}\right)^{n+3} \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi), \\
 G_{yx}^{лок.} &= \frac{1}{r^2 \cos \varphi} \frac{\mu}{a} \sum_{n=2}^N \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n \left[m(C_{nm} \cos m\lambda - S_{nm} \sin m\lambda) P'_{nm}(\sin \varphi) \cos \varphi + \right. \\
 &\quad \left. m(C_{nm} \sin m\lambda - S_{nm} \cos m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi) \operatorname{tg} \varphi \right], \\
 G_{xz}^{лок.} &= -\frac{1}{r^2} \frac{\mu}{a} \left[\sum_{n=2}^N \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P'_{nm}(\sin \varphi) \cos \varphi + \right. \\
 &\quad \left. + \sum_{n=2}^N (n+1) \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos m\lambda + S_{nm} \sin m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi) \cos \varphi \right], \\
 G_{yz}^{лок.} &= \frac{1}{r^2 \sin \theta} \frac{\mu}{a} \left[\sum_{n=2}^N \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n m(-C_{nm} \sin m\lambda + S_{nm} \cos m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi) - \right. \\
 &\quad \left. - \sum_{n=2}^N (n+1) \left(\frac{a}{r}\right)^{n+1} \sum_{m=0}^n m(-C_{nm} \sin m\lambda + S_{nm} \cos m\lambda) P_{nm}(\sin \varphi) \right],
 \end{aligned} \tag{91}$$

где φ и λ - сферические координаты центра отрезка между двух рассматриваемых КА, вычисленные по формуле (90).

Дальнейшая обработка заключается в использовании метода наименьших квадратов для расчета поправок к исходной приближенной модели ГПЗ. Для этого составляются параметрические уравнения поправок следующего вида:

$$V = A\tau + L. \tag{92}$$

где V - вектор поправок к результатам измерений;

A - матрица коэффициентов параметрических уравнений поправок;

τ - вектор поправок к приближенным значениям параметров;

L - вектор свободных членов.

$$V = (v_{xx} \quad v_{xy} \quad v_{xz} \quad v_{yy} \quad v_{zz})^T. \quad (93)$$

При этом:

$$A = \begin{pmatrix} \frac{\partial G_{xx}}{\partial C_{nm}} & \frac{\partial G_{xx}}{\partial S_{nm}} \\ \frac{\partial G_{xy}}{\partial C_{nm}} & \frac{\partial G_{xy}}{\partial S_{nm}} \\ \frac{\partial G_{xz}}{\partial C_{nm}} & \frac{\partial G_{xz}}{\partial S_{nm}} \\ \frac{\partial G_{yy}}{\partial C_{nm}} & \frac{\partial G_{yy}}{\partial S_{nm}} \\ \frac{\partial G_{zz}}{\partial C_{nm}} & \frac{\partial G_{zz}}{\partial S_{nm}} \end{pmatrix}. \quad (94)$$

$$\tau = \begin{pmatrix} \Delta C_{nm} \\ \Delta S_{nm} \end{pmatrix} \quad (95)$$

$$L = \begin{pmatrix} G_{xx}(C_{n,m}^0, S_{n,m}^0) - G_{xx} \\ G_{xy}(C_{n,m}^0, S_{n,m}^0) - G_{xy} \\ G_{xz}(C_{n,m}^0, S_{n,m}^0) - G_{xz} \\ G_{yy}(C_{n,m}^0, S_{n,m}^0) - G_{yy} \\ G_{zz}(C_{n,m}^0, S_{n,m}^0) - G_{zz} \end{pmatrix}. \quad (96)$$

где ΔC , ΔS – вектор поправок к приближенным значениям гармоник модели;

$G_{i,j}(C_{n,m}^0, S_{n,m}^0)$ - составляющая вектора гравитационного градиента, вычисленного по приближенной модели ГПЗ;

$G_{i,j}$ - составляющая вектора гравитационного градиента, вычисленные по формулам (91) на основе результатов измерений.

Далее составляется система нормальных уравнений вида:

$$N\tau + \lambda = 0. \quad (97)$$

где N – матрица коэффициентов нормальных уравнений, вычисляемая как $N = A^T P A$;

λ – вектор свободных членов нормальных уравнений, вычисляемый как $\lambda = A^T PL$.

Решение системы нормальных уравнений выполняется согласно следующему выражению:

$$\tau = -N^{-1}\lambda. \quad (98)$$

В итоге выполняется расчет уравненных значений гармоник модели ГПЗ:

$$\begin{aligned} C_{nm} &= C_{nm}^0 + \Delta C_{nm}, \\ S_{nm} &= S_{nm}^0 + \Delta S_{nm}. \end{aligned} \quad (99)$$

2.6.2 Программно-математическая модель многоспутникового градиентометра для оценки детальности уточняемой модели гравитационного поля

Выполним оценку значения максимальной степени N модели ГПЗ, которая уточняется с использованием многоспутникового градиентометра. Чем выше значение N , тем выше пространственное разрешение модели, согласно известной формуле:

$$L(N) = \frac{\pi R}{N}, \quad (100)$$

где $L(N)$ – искомое пространственное разрешение модели;

R – средний радиус Земли;

N – степень модели.

С учетом теоремы Котельникова выражение (100) примет вид:

$$L(N) = \frac{\pi R}{2N}. \quad (101)$$

В то же время на пространственное разрешение влияет время накопления данных и параметры движения спутника на орбите высотой h :

$$L(N) = \mathcal{G} \times t = t \times \sqrt{\frac{\mu}{(R+h)}}, \quad (102)$$

где \mathcal{G} – линейная скорость движение, м/с;

μ – геоцентрическая гравитационная постоянная, $\text{м}^3/\text{с}^2$;

t – время накопления данных, с.

В итоге связь между максимальной степенью модели ГПЗ, временем накопления данных и высотой орбиты можно представить в виде:

$$N = \frac{\pi R}{2t} \sqrt{\frac{(R+h)}{\mu}}. \quad (103)$$

На рисунке 30 представлены результаты расчета максимальной степени модели ГПЗ в зависимости от времени накопления данных на высоте 300 км. Уменьшение времени накопления данных ведет к уменьшению реакции системы на аномалии гравитационного поля и уменьшению степени и порядка определяемых гармоник.

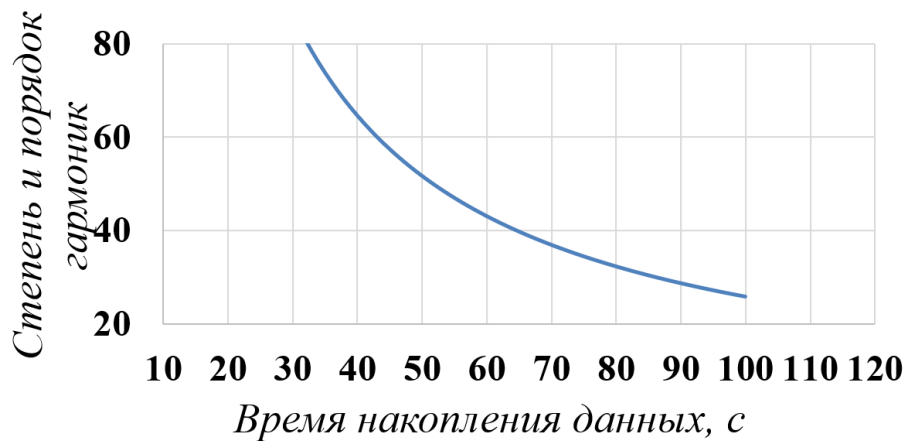


Рисунок 30 – Оценка максимальной степени модели ГПЗ в зависимости от времени накопления данных

Рассмотрим пару КА одного измерительного базиса на высоте 300 км. С использованием модели ГПЗ EGM-2008 выполнено моделирование влияния гармоник степени N_i на изменение расстояния между КА:

$$\Delta l_{N_i} = \left[G_{ll}(C_{N_i}, S_{N_i}) - G_{ll}(C_{N(i-1)}, S_{N(i-1)}) \right] * \frac{lt^2}{2}, \quad (104)$$

где Δl_{N_i} – изменение расстояния между спутниками вследствие влияния гармоник степени N_i ;

l – расстояние между спутниками;

t – время накопления данных.

Результаты расчета представлены на рисунке 31. Чем больше время накопления данных, тем выше реакция системы на изменение ГПЗ. В то же время, согласно рисунку 30, это влечет за собой уменьшение детальности уточняемой модели ГПЗ. При погрешности измерения межспутникового расстояния 1 мм и времени накопления данных около 40 с возможно определить модель ГПЗ до степени и порядка 60.

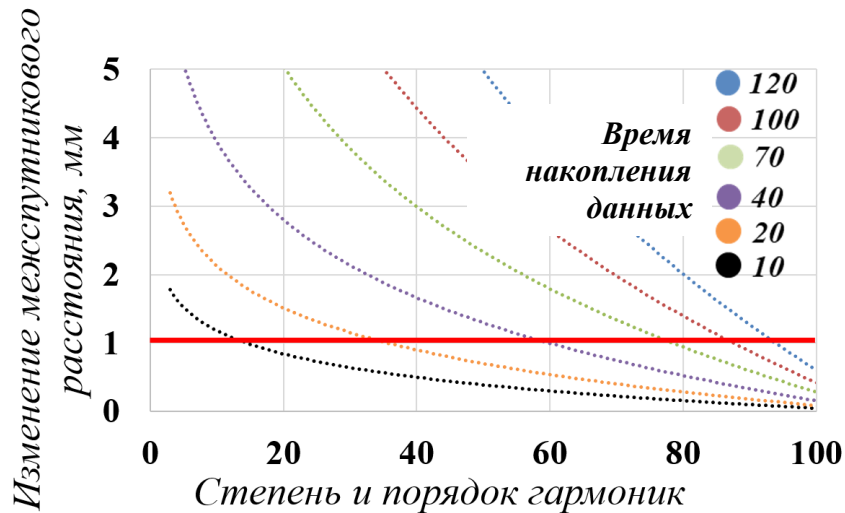


Рисунок 31 – Связь изменения расстояния между КА и гармоническими коэффициентами

При уточнении модели ГПЗ до степени и порядка 60 в каждом уравнении (91) будет 3721 уточняемых параметров модели ГПЗ C и S . При этом подспутниковые трассы многоспутникового градиентометра равномерно покроют поверхность Земли за 1 месяц. За это время будет выполнено 64 800 измерений при времени накопления данных 40 сек. С учетом того, что система (91) уже состоит из 6 уравнений, то за месяц будет составлена система из 388 800 уравнений.

В отличие от зарубежных проектов типа GRACE, где используется 2 МКА и соответственно одна линия связи, в предложенном градиентометре используются 6 МКА. Это обеспечивает увеличение линий связи до 15 и составлению системы из 5 832 000 уравнений с 3721 неизвестных. При статистической обработке это обеспечивает повышения точности определения градиента в 4 раза, по сравнению с классическими системами «спутник-спутник».

2.7 Выводы по главе 2

1. Разработан метод измерений составляющих градиентов гравитационного потенциала на основе многоспутникового кластера космических аппаратов для совместного определения составляющих первого гравитационного градиента с погрешностью не более 0,020 мГал, второго градиента – не более 0,003 Этвеш, третьего градиента – не более 0,001 Этвеш/км.

2. Для реализации метода предложена структура многоспутникового градиентометра, состоящего из шести ГКА, размещенных на близких орбитах.

3. В состав бортовой измерительной аппаратуры необходимо включить приемник сигналов навигационных спутниковых систем и бортовой высокоточный акселерометр для исключения для учета возмущающих ускорений, вызванных силами негравитационной природы. Небольшие массогабаритные характеристики навигационных приемников позволяет использовать унифицированные КА типа CubeSat. Это обеспечит значительное снижение стоимости изготовления и запуска системы.

4. Для достижения детальности 1 км предлагается выполнять многократные измерения в течении двух лет.

5. Предложенный многоспутниковый градиентометр обеспечит уточнение модели ГПЗ до степени и порядка 60.

Глава 3. Разработка метода измерений составляющих второго градиента потенциала и структуры бортового космического трехосного лазерного градиентометра

3.1 Метод измерений составляющих второго градиента потенциала в трехосном бортовом лазерном градиентометре на свободных массах

В настоящее время одним из самых точных и распространенных гравиметрических средств измерений является наземный абсолютный лазерный баллистический гравиметр, который основан на интерферометре Майкельсона с двумя уголковыми отражателями [145]. Один из них неподвижен и является опорным. Второй движется по отвесной линии в свободном падении внутри вакуумной камеры, что приводит к изменению длины плеча интерферометра. Перемещение тела на $\lambda/2$, где λ длина волны лазера, приводит к периодическому чередованию интерференционных полос. Подсчет n интерференционных полос длиной $\lambda/2$ позволяет вычислить значение перемещения подвижного отражателя:

$$\Delta l = n \frac{\lambda}{2}. \quad (105)$$

При этом, в силу ускоренного движения уголкового отражателя:

$$\Delta l = \frac{gt^2}{2}. \quad (106)$$

Таким образом, высокоточное измерение времени падения уголкового отражателя и подсчет интерференционных полос на длине падения позволяет определить ускорение силы тяжести:

$$g = \frac{n\lambda}{t^2}. \quad (107)$$

Баллистический гравиметр не пригоден для использования на борту КА с силу невесомости на борту космического аппарата. Однако, сам принцип измерений в баллистическом гравиметре может использоваться для создания перспективного лазерного гравитационного градиентометра на свободных массах, движущихся внутри спутника [146].

Для обоснования принципа работы лазерного гравитационного градиентометра на свободных массах введем следующую систему координат [147, 148]:

- начало системы координат совпадает с центром масс ГКА;
- ось OZ направлена по местной вертикали от Земли;
- ось OX направлена по вектору орбитальной скорости КА;
- ось OY дополняет систему до правой и направлена по нормали к плоскости орбиты.

Выбранная ориентация осей приводит к тому, что орбитальная система координат вращается на орбите вокруг оси OY с угловой скоростью обращения по орбите Ω_Y (рисунок 32).

Разместим вдоль каждой оси системы координат свободные массы (СМ) 1_{XYZ} и 2_{XYZ} на исходном расстоянии L_{XYZ} . Эти массы приводятся в состояние свободного движения по соответствующим осям и возвращаются через заданный интервал времени в исходное состояние с помощью арретиров 3_{XYZ} . Вследствие разности гравитационных ускорений, соответствующих центрам свободных масс, а также вследствие центробежного ускорения они начинают взаимно перемещаться. Массы, размещенные на оси OZ , удаляются от центра масс КА с ускорением, пропорциональным расстоянию от центра масс. Чувствительные массы, размещенные на двух других осях – сближаются с ускорением, также пропорциональным расстоянию от центра [149].

Приращение взаимного расстояния фиксируется лазерными интерферометрами 5_{XYZ} , на вход которых подаются счетные импульсы от источника высокостабильных счетных импульсов 6 . Результаты измерений поступают в вычислитель 7 . Для оценки точности градиентометра используется испытательный стенд с возмущающими массами 4_{XYZ} .

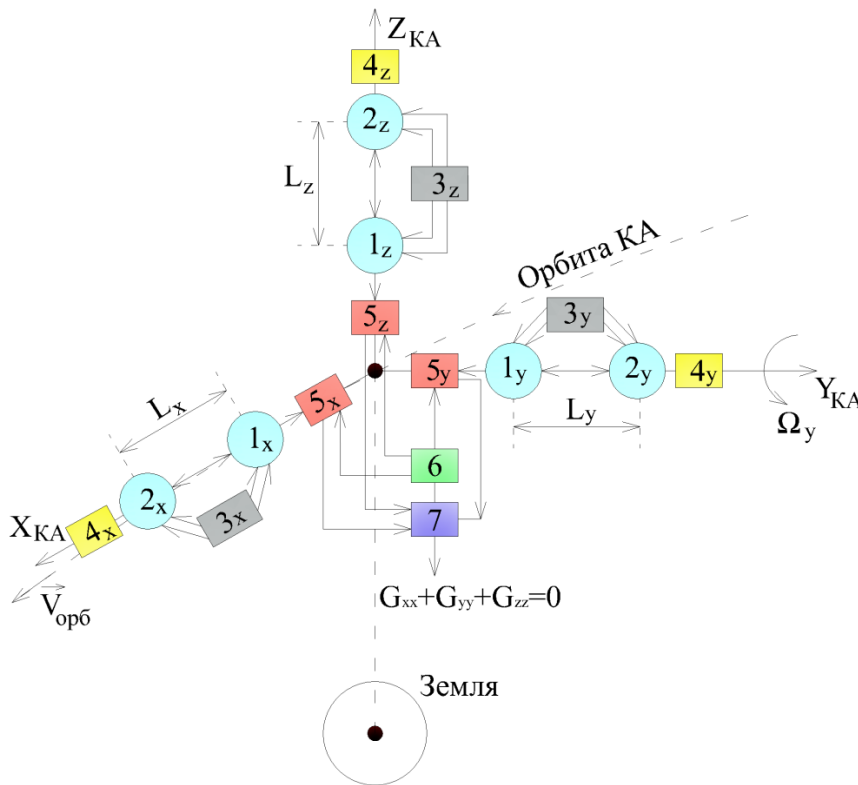


Рисунок 32 – Принципиальная схема космического градиентометра на свободных массах

$(1_x, 2_x), (1_y, 2_y), (1_z, 2_z)$ – пробные (чувствительные) массы, расположенные на осях орбитальной системы координат КА;

$3_x, 3_y, 3_z$ – устройства арретирования пробных масс;

$4_x, 4_y, 4_z$ – калибровочные массы, расположенные на осях орбитальной системы координат КА;

$5_x, 5_y, 5_z$ – лазерные интерферометры;

6 – бортовой источник высокостабильных счетных импульсов;

7 – вычислитель.

3.2 Уравнение движения пробных масс и расчет второго градиента

3.2.1 Исходное соотношение

Движение каждой СМ на борту КА определяется следующим известным уравнением в выбранной ранее системе координат [150]:

$$\ddot{\vec{R}} = \vec{G}\vec{R} + \vec{a}_{\text{неграв.}} + \left[\vec{\Omega} \left[\vec{R}\vec{\Omega} \right] \right] + \left[\vec{R}\dot{\vec{\Omega}} \right] + 2 \left[\vec{\Omega}\dot{\vec{R}} \right], \quad (108)$$

где \vec{G} – полный тензор второго гравитационного градиента;

\vec{R} – радиус-вектор СМ относительно начала системы координат;

$\dot{\vec{R}}$ – скорость пробной массы;

$\ddot{\vec{R}}$ – ускорение пробной массы;

$\vec{\Omega}$ – угловая скорость;

$\dot{\vec{\Omega}}$ – угловое ускорение.

Выражение (108) содержит следующие слагаемые:

– первое слагаемое описывает вектор гравитационного ускорения СМ

относительно центра масс КА;

– второе – составляющие вектора ускорения, вызванные силами негравитационной природы (сопротивления остаточной атмосферы, солнечное давление и др.);

– третье – вектор центробежного ускорения вследствие вращения системы координат;

– четвертое – вектор ускорения за счет углового ускорения;

– последнее – вектор кориолисова ускорения за счет скорости самой СМ.

На основе (108) изменение взаимного ускорения СМ описывается следующим выражением:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \Delta \ddot{R}_X \\ \Delta \ddot{R}_Y \\ \Delta \ddot{R}_Z \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} G_{xx} & G_{xy} & G_{xz} \\ G_{yx} & G_{yy} & G_{yz} \\ G_{zx} & G_{zy} & G_{zz} \end{bmatrix} + \begin{pmatrix} -(\omega_y^2 + \omega_z^2) & \omega_x \omega_y & \omega_x \omega_z \\ \omega_y \omega_x & -(\omega_z^2 + \omega_x^2) & \omega_y \omega_z \\ \omega_z \omega_x & \omega_z \omega_y & -(\omega_x^2 + \omega_y^2) \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & -\dot{\omega}_z & \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z & 0 & -\dot{\omega}_x \\ -\dot{\omega}_y & \dot{\omega}_x & 0 \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \Delta R_X \\ \Delta R_Y \\ \Delta R_Z \end{bmatrix} + \\ &+ 2 \begin{pmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \dot{R}_X \\ \Delta \dot{R}_Y \\ \Delta \dot{R}_Z \end{bmatrix}, \end{aligned} \quad (109)$$

где ω_i - угловая скорость вокруг оси i ;

$\dot{\omega}_i$ - угловое ускорение вокруг оси i ;

ΔR_i - расстояние между СМ вдоль оси i ;

$\Delta \dot{R}_i$ - приращение скорости между СМ вдоль оси i ;

$\Delta \ddot{R}_i$ - приращение ускорения вдоль оси i .

Следует отметить, что в формуле (109) отсутствуют негравитационные ускорения, так они воздействуют в равной мере на все СМ. Кроме того, пренебрежительно малы приливные ускорения от Луны и Солнца из-за малых габаритов КА. С учетом того, что выбранная бортовая система координат вращается вокруг оси ОУ с угловой скоростью Ω_y (т.е. $\Omega_x = \Omega_z = 0$), то выражение (109) примет вид:

$$\begin{bmatrix} \Delta \ddot{R}_X \\ \Delta \ddot{R}_Y \\ \Delta \ddot{R}_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{xx} & G_{xy} & G_{xz} \\ G_{yx} & G_{yy} & G_{yz} \\ G_{zx} & G_{zy} & G_{zz} \end{bmatrix} + \begin{pmatrix} -\omega_y^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_y^2 \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} 0 & 0 & \dot{\omega}_y \\ 0 & 0 & 0 \\ -\dot{\omega}_y & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \Delta R_X \\ \Delta R_Y \\ \Delta R_Z \end{bmatrix} + 2 \begin{pmatrix} 0 & 0 & \omega_y \\ 0 & 0 & 0 \\ -\omega_y & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \dot{R}_X \\ \Delta \dot{R}_Y \\ \Delta \dot{R}_Z \end{bmatrix}. \quad (110)$$

Рассмотрим подробно воздействие углового ускорения и кориолисова ускорения на относительное движение бортовых свободных масс градиентометра.

3.2.2 Анализ мешающих ускорений

3.2.2.1 Оценка влияния углового ускорения

Влияние углового ускорения космического аппарата в выбранной ранее системе координат на изменение ускорения двух бортовых свободных масс описывается следующим выражением:

$$\begin{bmatrix} \Delta \ddot{R}_x^\Omega \\ \Delta \ddot{R}_y^\Omega \\ \Delta \ddot{R}_z^\Omega \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \dot{\omega}_y \\ 0 & 0 & 0 \\ -\dot{\omega}_y & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \Delta R_x \\ \Delta R_y \\ \Delta R_z \end{bmatrix}. \quad (111)$$

Для свободных масс, расположенных на оси ОХ ($\Delta R_y = \Delta R_z = 0$), получаем:

$$\begin{bmatrix} \Delta \ddot{R}_x^\Omega \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & \dot{\omega}_y \\ 0 & 0 & 0 \\ -\dot{\omega}_y & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \Delta R_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (112)$$

что равнозначно: $\Delta \ddot{R}_x^\Omega = 0$. По аналогии будут получены следующие выражения для свободных масс, расположенных на осях ОУ и ОZ: $\Delta \ddot{R}_y^\Omega = 0$, $\Delta \ddot{R}_z^\Omega = 0$. Это приводит к следующему выводу: угловое ускорение не оказывает влияние на взаимное ускорение СМ в выбранной системе координат.

3.2.2.2 Оценка влияния кориолисова ускорения

Выполним оценку влияния кориолисова ускорения на изменение ускорения двух бортовых свободных масс. На основе формулы (110) можно записать:

$$\begin{bmatrix} \Delta \ddot{R}_x^\Omega \\ \Delta \ddot{R}_y^\Omega \\ \Delta \ddot{R}_z^\Omega \end{bmatrix} = 2 \begin{pmatrix} 0 & 0 & \omega_y \\ 0 & 0 & 0 \\ -\omega_y & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \dot{R}_x \\ \Delta \dot{R}_y \\ \Delta \dot{R}_z \end{bmatrix}. \quad (113)$$

Для свободных масс, расположенных на оси ОХ ($\Delta R_y = \Delta R_z = 0$), получаем:

$$\begin{bmatrix} \Delta \ddot{R}_x^\Omega \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = 2 \begin{pmatrix} 0 & 0 & \omega_y \\ 0 & 0 & 0 \\ -\omega_y & 0 & 0 \end{pmatrix} \begin{bmatrix} \Delta \dot{R}_x \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (114)$$

т.е. $\Delta \ddot{R}_x^\Omega = 0$. Для СМ, расположенных на осях ОУ и ОZ получим соответствующие выражения: $\Delta \ddot{R}_y^\Omega = 0$, $\Delta \ddot{R}_z^\Omega = 0$.

3.2.3 Рабочее соотношение космического градиентометра на свободных массах

На основе выражения (110) и с учетом результатов анализа мешающих ускорений для свободных масс, размещенных вдоль оси OX и при условии $L_x = \Delta R_x, \Delta R_y = \Delta R_z = 0$, получаем:

$$\ddot{L}_x = (G_{xx} - \omega_y^2)L_x. \quad (115)$$

Для свободных масс, размещенных вдоль оси OY и при условии $L_y = \Delta R_y, \Delta R_x = \Delta R_z = 0$, получаем:

$$\ddot{L}_y = G_{yy}L_y. \quad (116)$$

Для свободных масс, размещенных на оси OZ и при условии $L_z = \Delta R_z, \Delta R_x = \Delta R_y = 0$, получаем:

$$\ddot{L}_z = (G_{zz} - \omega_y^2)L_z. \quad (117)$$

Значение угловой скорости может быть получено с использованием бортовой звездной камеры и бортовых гироскопов. Кроме того, на основе уравнения Лапласа можно использовать дополнительное соотношение:

$$G_{xx} + G_{yy} + G_{zz} = 0. \quad (118)$$

Поэтому появляется возможность составить систему из 4 уравнений и принять угловую скорость как определяемый параметр наравне с тремя диагональными составляющими гравитационного градиента.

В итоге, выражения (115)-(118) составляют систему уравнений градиентометра, решением которой являются диагональные составляющие тензора второго градиента: G_{xx}, G_{yy}, G_{zz} и угловая скорость ω_y .

3.3 Альтернативные варианты построения лазерного градиентометра

3.3.1 Лазерный градиентометр на интерферометре Фабри-Перо

В настоящее время одним из способов повышения точности измерений в лазерных интерферометрических системах является использование многократных переотражений

лазерного луча, т.е. использование интерферометра Фабри-Перо [151]. Важная особенность картины интерференции в интерферометре Фабри-Перо заключается в повышенной резкости полос интерференции, которая превосходит резкость полос в интерферометре Майкельсона, как минимум в десять раз. Это обстоятельство позволяет повысить точность фиксации перехода яркости картины интерференции через нуль и, соответственно, повысить на выходе фотоприемника точность формирования импульсов, соответствующих этим моментам. Эти импульсы используются в измерителе для подсчета количества «пробежавших» по полю фотоприемника интерференционных полос и их длительности. Погрешность момента выработки этих импульсов в интерферометре Фабри-Перо, по сравнению с картиной интерференции в интерферометре Майкельсона, снижается, как минимум в десять раз, что позволяет повысить точность определения гравитационного градиента.

Рассмотрим возможность применения интерферометра в лазерном градиентометре (рисунок 33) [148]. Для обеспечения многократного прохождения лазерного луча между пробными массами предлагается использовать клиновидные зеркала 3 и 6, закрепленных на пробных массах 1 и 2. Пробные массы снабжены арретирами 7 и 8, обеспечивающими свободный полет пробных масс. Стабильное положение в пространстве пробных масс 1 и 2 с зеркалами 3 и 6 обеспечивается гиросtabilизаторами 9 и 10. Измерение характеристик интерференционных полос выполняется лазерным интерферометром, включающим лазер 11, светоделители 12 и 13, а также фотоприемник 14.

Устройство работает следующим образом. Пробные массы 1 и 2 с закрепленными на них зеркалами 3 и 6 с помощью арретиров 7 и 8 приводятся в состояние свободного полета и одновременно стабилизируются гиросtabilизаторами 9 и 10. Луч лазера 11 светоделителем 12 делится на два луча. Первый луч является опорным, отражается от светоделителя 13 и попадает на плоскость фотоприемника 14. Вторым луч – рабочий и отражается от светоделителя и через канал 5 зеркала 3 попадает на зеркало 6. Далее происходит многократное переотражение луча между зеркалами 6 и 3. В итоге луч через канал 4 в зеркале 3 попадает на светоделитель 13 и далее на плоскость фотоприемника 14. На фотоприемнике переотраженный и опорный лучи образуют бегущую картину интерференции. Далее электрический сигнал с фотоприемника подается на измеритель 15, с выхода которого снимается информация о градиенте.

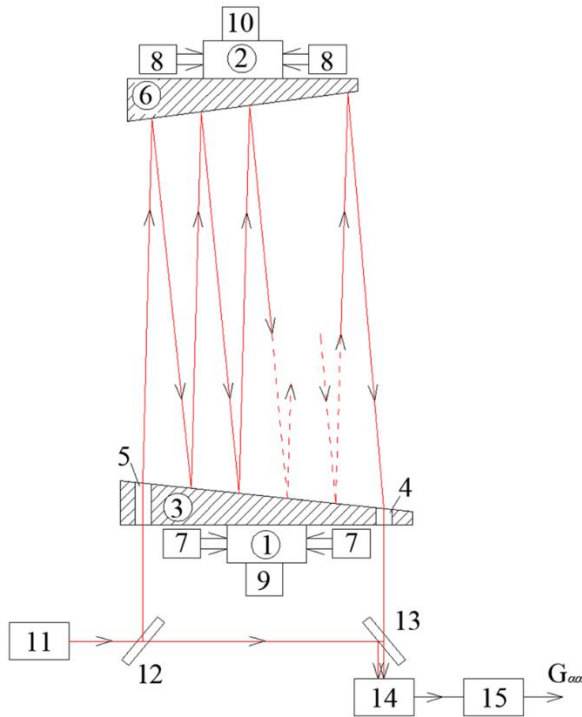


Рисунок 33 – Принципиальная схема лазерного градиентометра с интерферометром Фабри-Перо

Следует отметить, что при использовании интерферометра Фабри-Перо возрастают требования к точности стабилизации плоских зеркал в пространстве с помощью гиросtabilизаторов 9 и 10. Кроме того, необходимы зеркала с очень высоким коэффициентом отражения.

Таким образом, в лазерном градиентометре возможна реализация интерферометра Фабри-Перо, что обеспечит увеличение значения измеряемого эффекта и, как следствие, точности измерений за счет многократного (до 10 раз) переотражения рабочего лазерного луча между клиновидными зеркалами.

3.3.2 Лазерный градиентометр на линзах Люнеберга

Одной из альтернативных схем построения лазерного градиентометра является использование стеклянных линз Люнеберга в качестве пробных масс [148]. Главной особенностью известной линзы Люнеберга является зависимость коэффициента преломления от радиуса « r » исследуемой точки по закону « $1/r$ ». В центре линзы коэффициент преломления максимален. По этой причине любой оптический луч, попадающий в линзу из одной полусферы, возвращается обратно, отражаясь от металлизированного покрытия,

1, 2 – пробные (чувствительные) массы;

3, 6 – клиновидные полностью отражающее зеркала;

4, 5 – каналы ввода и вывода лазерного луча;

7, 8 – арретеры пробных масс;

9, 10 – гироскопические стабилизаторы;

11 – лазер;

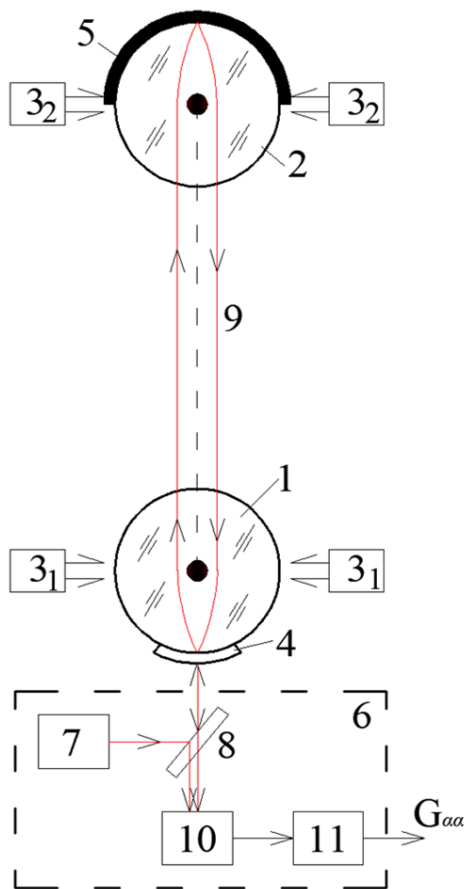
12, 13 – светоделители;

14 – фотоприемник;

15 – измеритель.

покрывающего вторую полусферу. Если входной луч распространяется через центр линзы, то выходной отразившийся луч также пройдет через центр линзы. Входные лучи, идущие не через центр, обратно выйдут симметрично входному по другую сторону от центра.

Рассмотрим принципиальную схему градиентометра на линзах Люнеберга, которые являются свободными телами 1 и 2 (рисунок 34). Одна полусфера линзы 1 покрыта полупрозрачным металлизированным слоем 4 для того, чтобы часть луча проходила на линзу 2, а часть луча отражалась обратно в лазерный интерферометр 6. В линзе 2 верхняя полусфера покрыта отражающим слоем 5, обеспечивающим полное отражение луча на линзу 1. Арретеры 3 предназначены для приведения линз 1 и 2 в режим свободного движения и последующего арретирования в исходное состояние через заданный промежуток времени.



1 и 2 – пробные массы в виде оптических линз Люнеберга;

3₁ и 3₂ – арретеры;

4 – полупрозрачное покрытие на полусфере линзы 1;

5 – полностью отражающее покрытие на полусфере линзы 2;

6 – лазерный интерферометр;

7 – лазер;

8 – светоделиитель;

9 – лазерный луч между пробными массами, совпадающий с измерительной осью прибора;

10 – фотоприемник;

11 – измеритель доплеровской частоты и градиента.

Рисунок 34 – Принципиальная схема лазерного градиентометра на линзах Люнеберга

Предлагаемый вариант градиентометра работает следующим образом. С помощью арретиров 3 пробные массы 1 и 2 приводятся в состояние свободного движения. Требования к углу разворота обеих линз вокруг центра масс во время свободного парения невысоки, поскольку оптические свойства линз не зависят от угла входа лазерного луча. Это свойство линз позволяет повысить точность измерений. Под действием второго градиента гравитационного потенциала расстояние между пробными массами изменяется, что измеряется лазерным интерферометром 6. Для этого лазер 7 посылает луч света на светоделитель 8, отраженный луч попадает на полупрозрачное покрытие 4 линзы 1. Этот луч частично отражается обратно, а частично проходит через тело линзы 1 на линзу 2 в виде луча 9. Здесь, преломляясь в теле линзы 2, луч отражается обратно на линзу 1. Далее, проходя через тело линзы 1 и полупрозрачное покрытие 4, попадает на светоделитель 8. После этого луч вместе с первым лучом образует интерференционную картину на плоскости фотоприемника 10, к выходу которого подключен измеритель параметров доплеровского сигнала 11. По результатам измерений находится искомый градиент.

Таким образом, линзы Люнеберга могут использоваться в качестве пробных масс лазерного градиентометра. При этом погрешность измерения взаимного движения линз предположительно будет меньше, так как среднеквадратический разброс погрешности времени отражения (так называемая «ошибка цели») для нестабилизированной линзы Люнеберга примерно на порядок меньше, чем для нестабилизированных уголкового отражателей [152].

3.4 Обоснование требований к основным параметрам градиентометра

Для формирования требований к параметрам градиентометра рассмотрим движение двух СМ, расположенных на оси ОУ. Приращение расстояния между СМ будет описываться формулой:

$$\Delta L_Y = \frac{1}{2} G_{yy} L_Y t^2. \quad (119)$$

где ΔL_Y - измеренное приращение расстояния между СМ;

L_Y – полное начальное расстояния между СМ в начальный момент времени.

Выразим составляющую второго градиента:

$$G_{yy} = \frac{\Delta L_y}{2L_y t^2}. \quad (120)$$

Стандартное отклонение для будет описываться следующей формулой:

$$S_{G_{yy}} = \left[\left(\frac{1}{2L_y t^2} \right)^2 S_{\Delta L_y}^2 + \left(\frac{\Delta L_y}{2L_y^2 t^2} \right)^2 S_{L_y}^2 + \left(\frac{\Delta L_y}{L_y t^3} \right)^2 S_t^2 \right]^{1/2}, \quad (121)$$

где $S_{\Delta L_y}$ – погрешность определения изменения расстояния между СМ;

S_{L_y} – погрешность выставления в начальное положение СМ;

S_t – погрешность определения времени накопления сигнала.

Анализ формулы (121) свидетельствует, что при погрешности измерения расстояния между СМ не более 10^{-9} м и погрешности измерения интервала времени не более 10^{-9} с, последние два слагаемых пренебрежительно малы. В итоге получим:

$$S_{G_{yy}} = \left(\frac{1}{2L_y t^2} \right) S_{\Delta L_y}. \quad (122)$$

Таким образом, погрешность определения составляющей второго градиента зависит от следующих параметров градиентометра:

- погрешности определения изменения расстояния между СМ;
- времени накопления данных;
- расстояния между СМ.

На рисунке 35 представлены результаты оценки погрешности градиентометра при разном времени накопления данных и расстоянии между СМ. При этом принята погрешность бортового лазерного интерферометра 100 пм, что соответствует погрешности разработанного макета интерферометра гравитационно-волновой антенны SOIGA [126]. Полученные результаты демонстрируют, что для достижения погрешности градиентометра 10^{-4} Этвеш необходимо выполнять измерения около 45-50 с при расстоянии между массами несколько десятков метров, что практически нереализуемо.

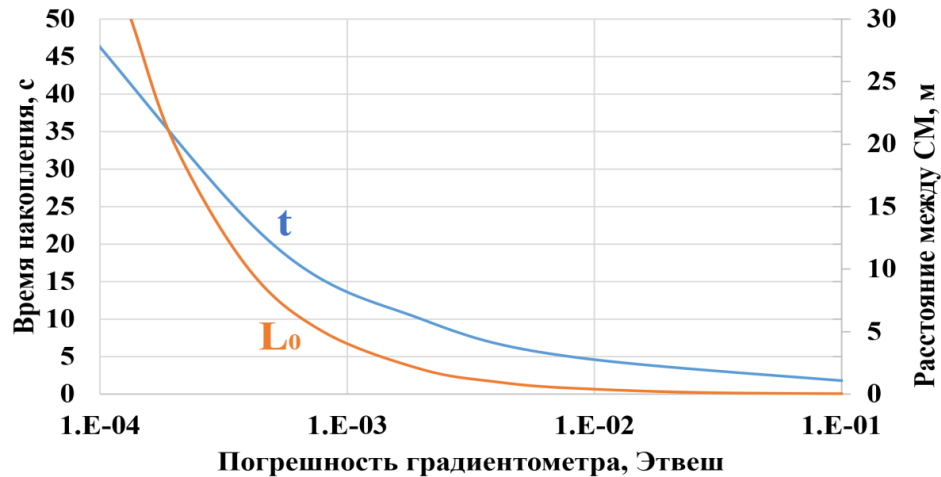


Рисунок 35 – Результаты оценки погрешности градиентометра при погрешности бортового интерферометра 100 пм

Рассмотрим результаты расчета достижимой погрешности градиентометра при погрешности бортового интерферометра 1 пм (рисунок 36). В таком случае, для измерения градиента с погрешностью не более 10^{-4} Этвеш достаточно выполнять измерения в течении 5 с при расстоянии между СМ 0,5 м.

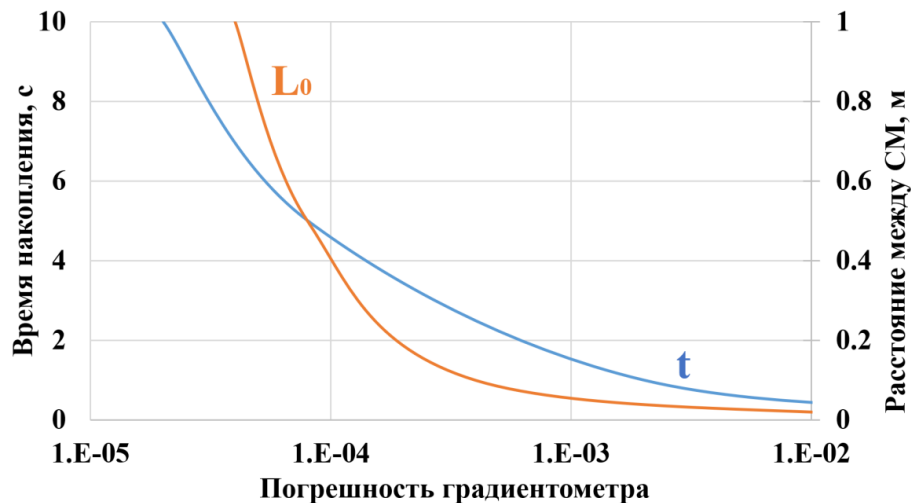


Рисунок 36 – Результаты оценки погрешности градиентометра при погрешности бортового интерферометра 1 пм

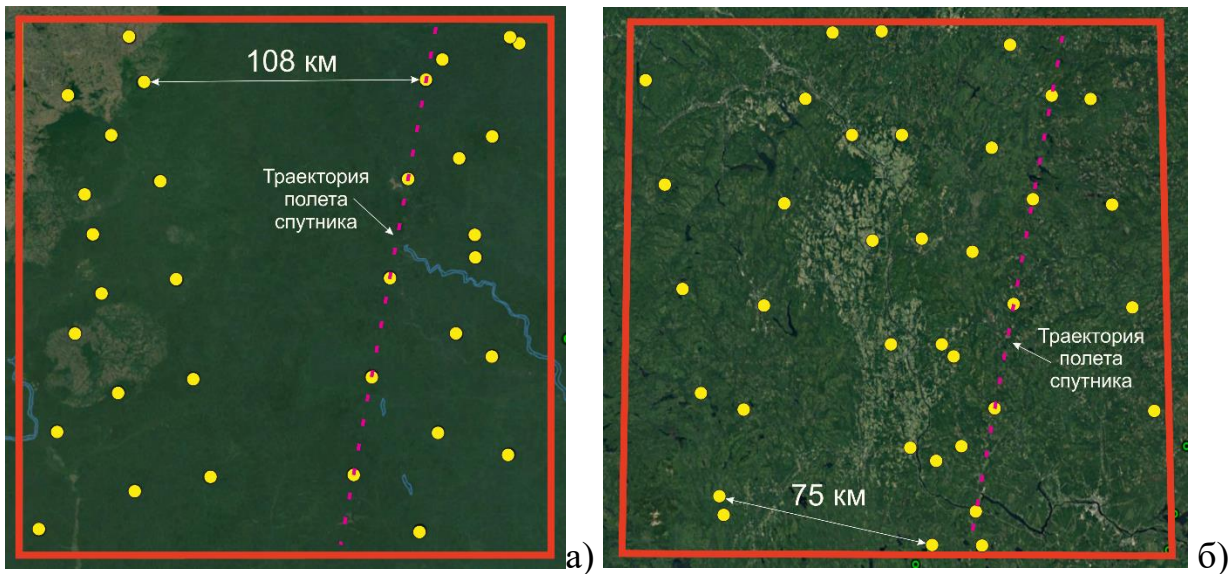
3.5 Определение параметров наземной навигационной гравиметрической карты по результатам измерений космического градиентометра

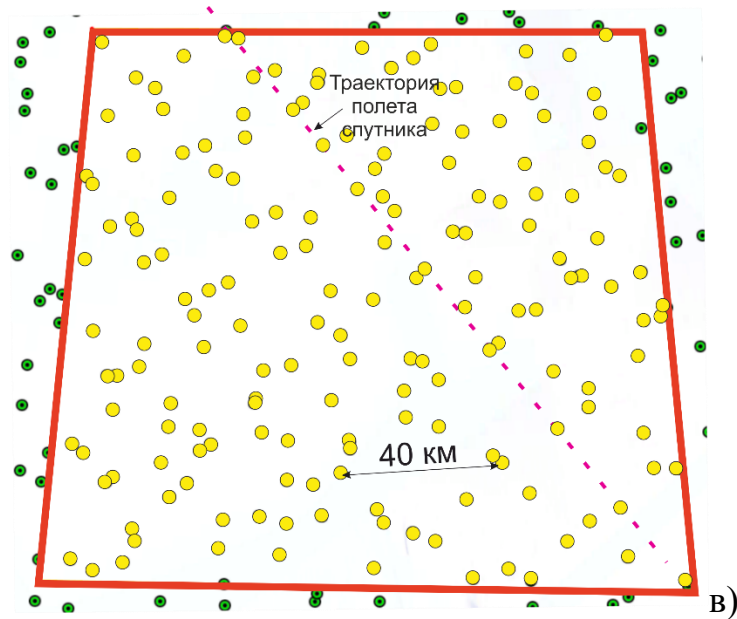
3.5.1 Оценка детальности карты

В предыдущем пункте сформировано требование к продолжительности выполнения измерений в течении 5 с. Это соответствует детальности данных в

пределах одной подспутниковой трассы около 40 км. Однако, это значение может быть уменьшено по аналогии с тем, как было предложено в разделе 2: на основе наложения подспутниковых трасс, относящихся к другим моментам времени. Так как гравитационное поле практически не подвержено изменениям, то при построении карт возможно использование результатов измерений в течение нескольких месяцев. В таком случае детальность может достигнуть 1 км.

Отдельно следует отметить, что выбор географической широты участка местности, на которой формуется навигационная гравиметрическая карта, влияет на детальность данных. Рассмотрим участки местности размером 200x200 км в экваториальных, средних и северных широтах. В результате моделирования движения КА рассчитаны положения точек, в которых определен гравитационный градиент за период в 1 месяц (рисунок 37) [153]. Полученные результаты демонстрируют, что при увеличении широты значительно увеличивается количество пролетов КА над участком местности одинаковой площади. Так, в экваториальных широтах максимальное расстояние составляет 108 км, а то время как в арктической зоне – 40 км.





а) на широте 0° ; б) на широте 45° ; в) на широте 80°

Рисунок 37 – Дискретность точек измерений на разных широтах при измерениях градиентометром в течении 1 месяца

В таблицу 12 сведены усредненные численные оценки характеристик плотности измерительных точек на разноширотных участках.

Таблица 12 – Характеристики плотности измерительных точек на участке 200×200 км

Широта, $^\circ$	Плотность	Расстояние между точками	
		Среднее, км	Максимальное, км
0	1 точка на 1800 км^2	40	108
45	1 точка на 900 км^2	30	75
80	1 точка на 232 км^2	20	40

Полученные данные свидетельствуют о том, что увеличение широты обеспечивает увеличение плотности практически в 9 раз, детальность карты - в 2-3 раза.

3.5.2 Процедура редуцирования второго гравитационного градиента с высоты орбиты на земную поверхность

В настоящее время в мировой практике распространена процедура редуцирования результатов измерений наземной гравиметрии на высоту орбиты космических градиентометров при осуществлении их внешней калибровки. Для этого в

работах [154-156] предложен метод численного интегрирования, в [157] предложены модифицированные интегральные формулы метода наименьших квадратов. Кроме того, широкое распространения получил метод наименьших квадратов и колокации [158-160]. При этом согласованность редуцированных значений второго градиента с результатами измерений космического градиентометра GOCE составляет 0,1-0,01 ЭТВЕШ [161].

При построении навигационной карты необходимо выполнить процедуру редуцирования данных с высоты орбиты градиентометра на земную поверхность, т.е. необходимо выполнить обратную задачу. Для этого представим составляющие тензора второго градиента в виде ряда Тейлора, ограничившись первым членом разложения:

$$G_{ij}^3(\varphi, \lambda, r) = G_{ij}^{uzm.}(\varphi, \lambda, r) + \frac{\partial G_{ij}^{uzm.}(\varphi, \lambda, r)}{\partial r} dr. \quad (123)$$

где $G_{ij}^3(\varphi, \lambda, r)$ - составляющая второго градиента на поверхности Земли;

$G_{ij}^{uzm.}(\varphi, \lambda, r)$ - измеренная составляющая второго градиента на высоте орбиты градиентометра;

i, j – индексы, которые принимают значения (φ, λ, r) .

В частности, для вертикальной составляющей градиентометра G_{rr}^3 можно записать:

$$G_{rr}^3(\varphi, \lambda, r) = G_{rr}^{uzm.}(\varphi, \lambda, r) + \frac{\partial G_{rr}^{uzm.}(\varphi, \lambda, r)}{\partial r} H. \quad (124)$$

где H – высота орбиты.

Второе слагаемое в формуле (124) характеризует изменение составляющей $G_{rr}^{uzm.}$ по радиус-вектору. По своей сути это является третьим градиентом гравитационного потенциала. В настоящее время единственной возможностью его определения является дифференцирование на основе использования модели гравитационного поля. В результате имеем:

$$\frac{\partial G_{rr}^{uzm.}(\varphi, \lambda, r)}{\partial r} = - \sum_{n=2}^N \frac{GM}{a^4} \left(\frac{a}{r}\right)^{n+4} (n+3)(n+2)(n+1) \sum_{m=0}^n \bar{P}_{n,m} m (\bar{C}_{n,m} \cos m\lambda + \bar{S}_{n,m} \sin m\lambda), \quad (125)$$

где a - средний радиус Земли;

μ - геоцентрическая гравитационная постоянная;

$P_{n,m}$ - полиномы Лежандра;

$S_{n,m}, C_{n,m}$ - коэффициенты разложения;

n, m - степень и порядок разложения.

На сегодняшний день отсутствуют публикации, посвящённые оценке точности составляющих третьих градиентов, рассчитанных по моделям ГПЗ. Это объясняется отсутствием таких измерителей. Однако, для измерения реальных значений третьего градиента на высотах движения космического градиентометра возможно использование многоспутникового градиентометра на малоразмерных космических аппаратах, который был представлен ранее во второй главе данной работы.

3.6 Приложение космического градиентометра в части уточнения модели ГПЗ

Выполним оценку значения максимальной степени N (количества гармонических коэффициентов) модели ГПЗ, которую сможет уточнить предлагаемый лазерный градиентометр. На основе формулы (100) связь максимальной степени и времени накопления данных описывается следующим выражением:

$$N = \frac{\pi R}{tV}, \quad (126)$$

где t – время накопления данных;

V – скорость спутника;

R – средний радиус Земли;

N – степень модели.

На рисунке 38 представлены результаты расчета по формуле (126). Из него следует, что при времени накопления данных 5 с, которое ранее было принято, возможно уточнить модель до максимальной степени и порядка 500. Следует отметить, что уменьшение этого времени до 1 с обеспечит уточнение модели до степени и порядка 2500. В то же время, согласно формуле (122), для измерения градиента с погрешностью 10^{-4} Этвеш при времени накопления данных 1 с необходимо

использовать бортовой интерферометр с погрешностью 0,05 пм. Это возможно только в отдаленной перспективе.

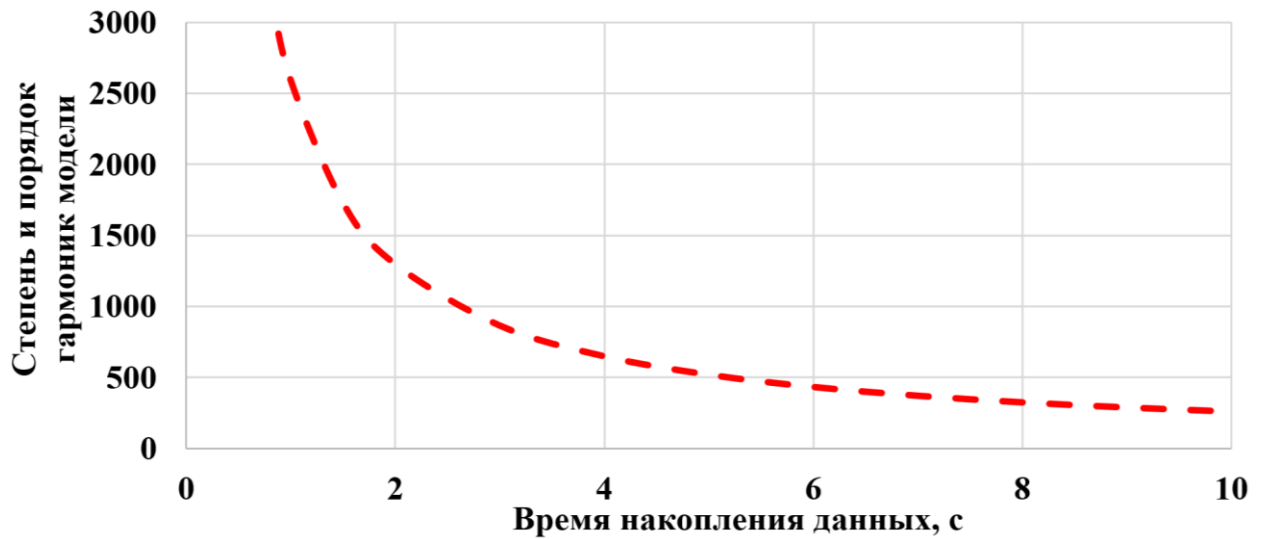


Рисунок 38 - Связь высокочастотной модели ГПЗ и времени накопления

Для оценки влияния гармоник модели потенциала ГПЗ на значение изменения расстояния между СМ выполнено моделирование [153]. Для этого в формулу (120) подставлено следующее известное выражение для расчета второго градиента по модели ГПЗ:

$$G_{rr}(r, \theta, \lambda) = 2 \frac{GM}{r^3} + \frac{GM}{a^3} \sum_{n=2}^N (n+1)(n+2) \left(\frac{a}{r}\right)^{n+3} \times \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos(m \lambda) + S_{nm} \sin(m \lambda)) P_{nm} \cos(\theta) \quad (127)$$

где r – геоцентрический радиус-вектор КА;

λ – геоцентрическая широта КА;

θ – дополнение к геоцентрической широте КА;

G – гравитационная постоянная;

M – масса Земли;

C_{nm}, S_{nm} – гармонические коэффициенты разложения геопотенциала n -й степени и m -го порядка;

P_{nm} – полностью нормированные присоединенные функции Лежандра;

a – большая полуось общеземного эллипсоида

и выражено изменение расстояния между СМ:

$$\Delta L_z(t) = L_z t^2 \times \left(\frac{GM}{\rho^3} + \frac{GM}{2a^3} \sum_{n=2}^N (n+1)(n+2) \left(\frac{a}{\rho}\right)^{n+3} \times \sum_{m=0}^n (C_{nm} \cos(m \lambda) + S_{nm} \sin(m \lambda)) P_{nm} \sin(\varphi) \right) \quad (128)$$

При моделирование оценивалось изменение расстояния при влиянии

гармоник от 50 до 500 степени и порядка. В качестве входных данных использовалась высота КА 300 км и время накопления данных 5 сек. Результаты моделирования представлены на рисунке 39.

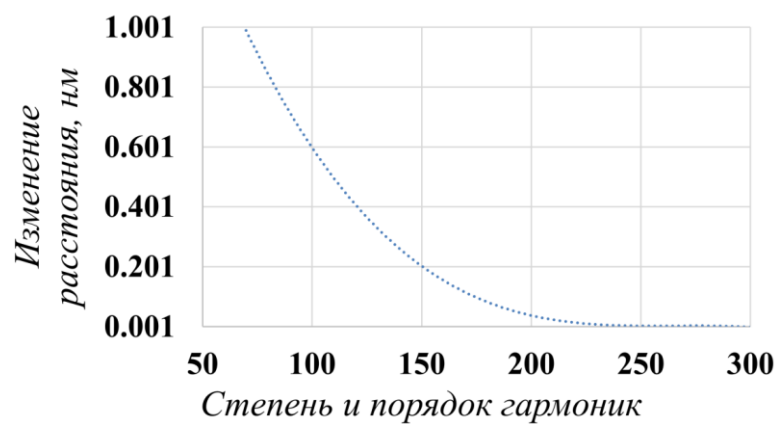


Рисунок 39 – Изменение расстояния между свободными массами из-за воздействия гармоник модели ГПЗ

Полученные результаты свидетельствуют, что при погрешности бортового лазерного интерферометра на уровне 1 пм возможно уточнить модель ГПЗ до степени порядка 300. Это значительно выше, чем было получено в зарубежном проекте GOCE (степень и порядок <250).

3.7 Наземный макет лазерного космического градиентометра на полусвободных массах для полунатурного моделирования

3.7.1 Структура макета

Для отработки технических решений, лежащих в основе бортового градиентометра, разработан и собран наземный макет одноосного предлагаемого лазерного космического градиентометра на полусвободных массах.

Задачи, решаемые макетом:

- проверка правильности технических решений;
- оценка достижимой чувствительности градиентометра в наземных условиях;
- отработка метода калибровки.

Схема макета представлена на рисунке 40. В макете свободные массы

градиентометра представлены уголковыми отражателями, которые разнесены на расстоянии 500 мм. В качестве лазерной интерферометрической системы определения перемещения используется интерферометр XL-80 компании Renishaw.

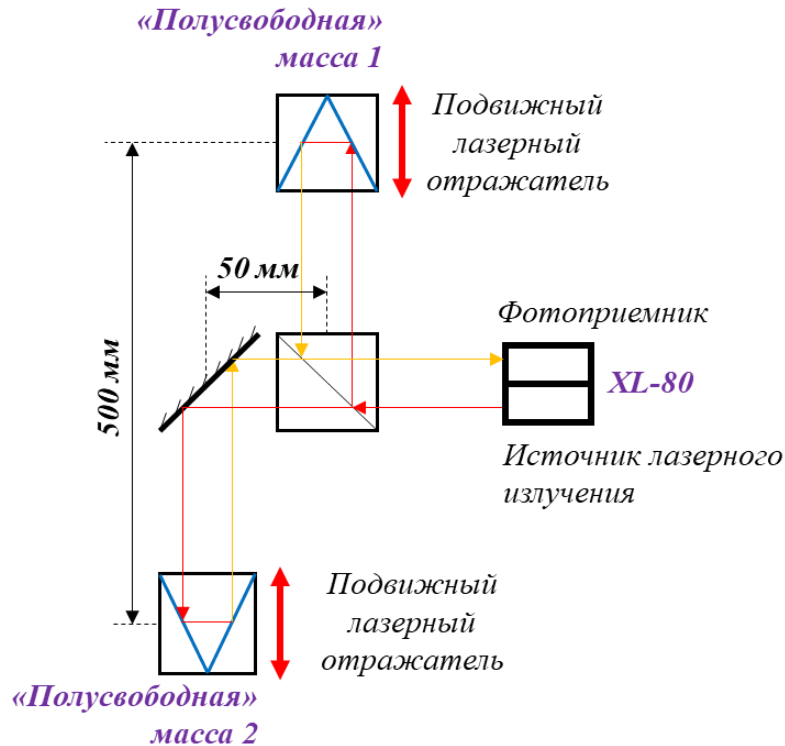
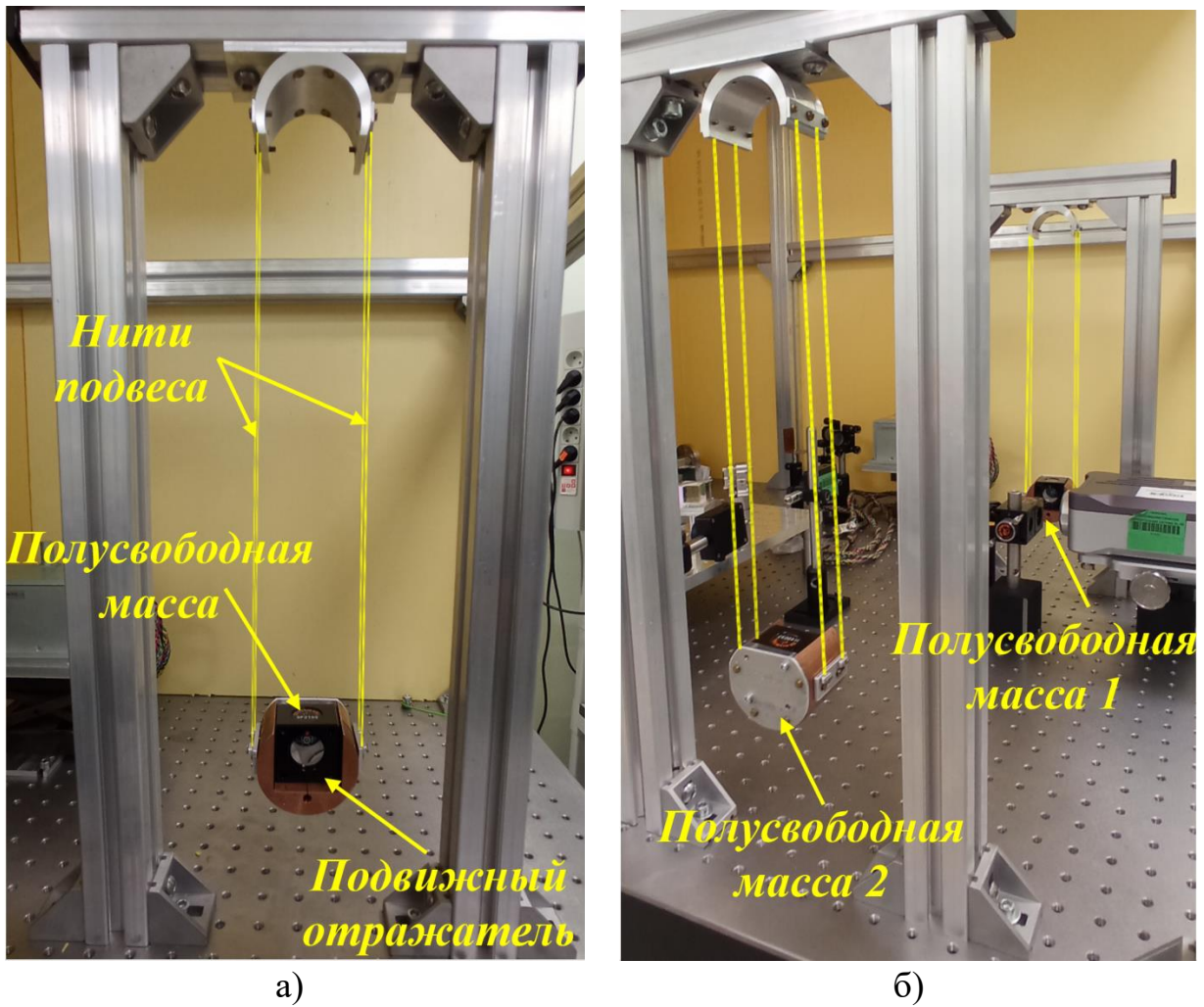


Рисунок 40 – Схема макета одноосного градиентометра

Уголковые отражатели помещены в специальную оправу, выполненную из меди, для обеспечения возможности их подвешивания (рисунок 41а). Таким образом массы могут перемещаться только вдоль одной оси в горизонтальной плоскости, в этом смысле они «полусвободные». Массы подвешены к алюминиевой конструкции с использованием нити из латуни диаметром 0,2 мм и длиной 0,336 м. На рисунке 41б представлена схема взаимного расположения элементов макета.



а) Система подвеса «полусвободной» массы; б) Взаимное расположение элементов макета

Рисунок 41 – Внешний макет одноосного градиентометра

Макет установлен на массивном оптическом столе. Для стабилизации температуры и исключения потоков воздуха изготовлен алюминиевый каркас, на котором установлены термощиты (рисунок 42).



Рисунок 42 – Размещение макета на оптическом столе внутри алюминиевой конструкции с термозащитой

Для подтверждения работоспособности принципиальной схемы макета градиентометра и оценки его точности использовался метод калибровки на основе возмущающего тела (рисунок 43). Суть метода основана на сопоставлении рассчитанного и измеренного изменения гравитационного градиента в результате движения возмущающего тела в непосредственной близости от макета. Изменение градиента приводит к изменению расстояния L между полусвободными массами, которое фиксируется лазерным интерферометром.

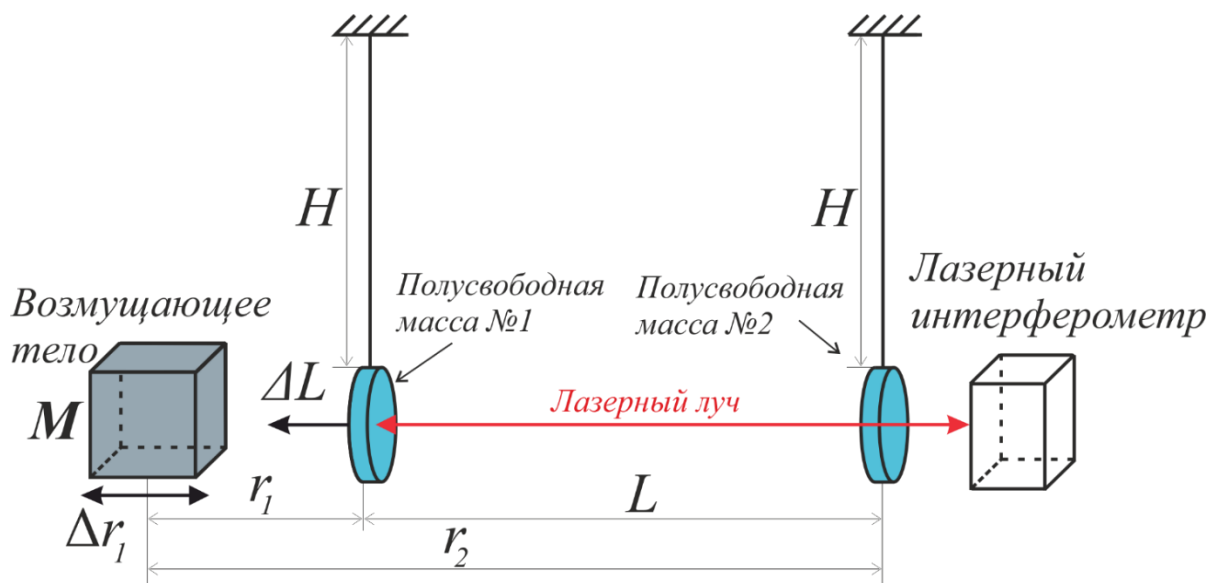


Рисунок 43 – Принципиальная схема испытаний

Для реализации метода калибровки в непосредственной близости от первой полусвободной массы подвешено возмущающее тело кубической формы и массой 18,705 кг (рисунок 44). Для перемещения тела используется узел линейного перемещения с закрепленным на нем штоком.

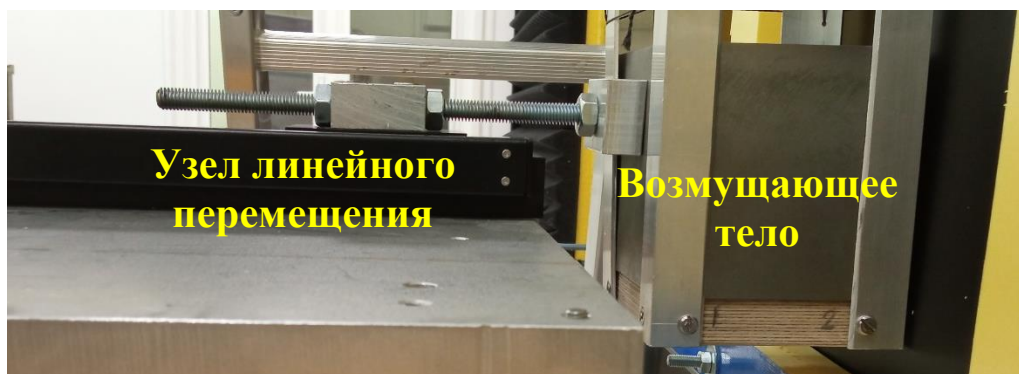


Рисунок 44 – Размещение возмущающего тела

3.7.2 Результаты экспериментальных исследований наземного макета градиентометра

Выполним расчет значения изменения гравитационного градиента при перемещении возмущающего тела, а также значение проектного изменения расстояния между массами с учетом следующих параметров макета:

1. Высота подвеса $H = 0,336$ м.
2. Вес тела $M = 18,705$ кг.
3. Расстояние между возмущающим телом и полусвободной массой $r_1 = 60$ мм.
4. Расстояние между подвешенными массами $L = 500$ мм.

Градиент, создаваемый возмущающим телом, вычисляется согласно выражению:

$$G_{\text{ГПЗ}} = G\rho \sum_v \frac{v_i}{r_i^3}, \quad (129)$$

где G – гравитационная постоянная;

ρ – плотность тела;

v_i – объем элементарного элемента тела;

r_i – расстояние до элементарного элемента.

В итоге возмущающее тело изменяет градиент на 7,5 Этвеш. Оценим какое изменение расстояния это вызовет. Для этого воспользуемся следующим выражением:

$$\Delta l = MH \frac{G}{g} \left(\frac{r_2^2 - r_1^2}{r_2^2 r_1^2} \right) \quad (130)$$

где M – масса тела;

H – высота подвеса;

g – ускорение силы тяжести в точке размещения стенда;

r_1, r_2 – расстояние до первой и второй полусвободных масс соответственно.

После подстановки параметров стенда в формулу (130) проектное значение изменения расстояния между полусвободными массами составляет 11,7 нм. Оценим погрешность опорного значения. Неопределенность будет выражаться следующей формулой:

$$u_{\Delta l}^2 = \left(\frac{\partial \Delta l}{\partial M} \right)^2 u_M^2 + \left(\frac{\partial \Delta l}{\partial H} \right)^2 u_H^2 + \left(\frac{\partial \Delta l}{\partial G} \right)^2 u_G^2 + \left(\frac{\partial \Delta l}{\partial g} \right)^2 u_g^2 + \left(\frac{\partial \Delta l}{\partial r_1} \right)^2 u_{r_1}^2 + \left(\frac{\partial \Delta l}{\partial r_2} \right)^2 u_{r_2}^2, \quad (131)$$

где u_M – погрешность измерения массы возмущающего тела;

u_H – погрешность измерения высоты подвеса;

u_G – погрешность гравитационной постоянной;

u_g – погрешность измерения ускорения свободного падения;

u_{r_1}, u_{r_2} – погрешность измерения расстояния между возмущающим телом и полусвободными массами.

С учетом параметров макета:

$$\begin{aligned} \frac{\partial \Delta l}{\partial M} &= H \frac{G}{g} \left(\frac{r_2^2 - r_1^2}{r_2^2 r_1^2} \right) = 6.273 \cdot 10^{-10}; & \frac{\partial \Delta l}{\partial H} &= M \frac{G}{g} \left(\frac{r_2^2 - r_1^2}{r_2^2 r_1^2} \right) = 3.492 \cdot 10^{-8}; \\ \frac{\partial \Delta l}{\partial G} &= MH \frac{1}{g} \left(\frac{r_2^2 - r_1^2}{r_2^2 r_1^2} \right) = 175.918; & \frac{\partial \Delta l}{\partial g} &= -MH \frac{G}{g^2} \left(\frac{r_2^2 - r_1^2}{r_2^2 r_1^2} \right) = 1.196 \cdot 10^{-9}; \\ \frac{\partial \Delta l}{\partial r_1} &= -MH \frac{G}{g} \left(\frac{2}{r_1^3} \right) = 3.957 \cdot 10^{-7}; & \frac{\partial \Delta l}{\partial r_2} &= MH \frac{G}{g} \left(\frac{2}{r_2^3} \right) = 4.866 \cdot 10^{-10}; \end{aligned} \quad (132)$$

Оценим погрешности измерения параметров макета. Масса возмущающего тела измерялась весами с погрешностью 0,001 кг. Высота подвеса, как и расстояние между возмущающим телом и полусвободными массами, измерялась с

погрешностью 0,001 м с использованием геодезического тахеометра. Ускорение свободного падения измерялось с помощью гравиметра с погрешностью $35 \cdot 10^{-7} \text{ м/с}^2$. Подставим указанные значения погрешности и результаты расчетов по формулам (132) в выражение (131). В итоге, неопределенность опорного значения 0,4 нм.

Исследование градиентометра выполнялось в следующем порядке операций:

1. Выполняется измерение изменения расстояния между массами в течении 30 сек.
2. Запускается узел линейного перемещения возмущающего тела с периодом 5 сек.
3. Снова выполняется измерение изменения расстояния между массами в течении 30 сек.

Пункты 1-3 выполнялись последовательно 10 раз. При этом перерыв между сериями измерения составлял не менее 30 мин. Измерения выполнялись в лабораторном подвальном помещении в выходные дни для минимизации микросейсмических возмущений. Обработка данных включает в себя расчет среднего значения расстояния между полусвободными массами в спокойном состоянии и при перемещении возмущающего тела согласно выражению:

$$\bar{l} = \frac{1}{n} \sum_1^n l_i, \quad (133)$$

где l_i – измеренное расстояние между массами в серии;

n – количество серий.

Расчет стандартной неопределённости по типу А среднего значения проводился по формуле:

$$u_A(l) = \sqrt{\frac{1}{n(n-1)} \sum_1^n (l_i - \bar{l})^2}, \quad (134)$$

Результаты измерений представлены в таблице 13. Они демонстрируют, что вследствие воздействия возмущающего тела расстояния между массами увеличилась на 12 нм для первого дня и 10 нм для второго. Таким образом расчётное и измеренное значения сходятся в области допустимых значений и погрешность

наземного макета составила 7,5 Этвеш. Повышение точности макета возможно в условиях, приближенных к условиям эксплуатации, т.е. на борту КА.

Таблица 13 – Результаты измерений

	Среднее измеренное значение ΔL	Погрешность измерений
Этап 1	12,1 нм	$\pm 3,9$ нм
Этап 2	10,3 нм	$\pm 3,4$ нм

3.8 Предложение по проведению эксперимента на борту Российской орбитальной служебной станции

Рассмотренные в предыдущих пунктах результаты исследований лазерного градиентометра на свободных массах получены с использованием наземного макета, в котором чувствительные массы являются полусвободными. Для подтверждения принципиальных схем и оценки работы градиентометра в условиях эксплуатации предлагается осуществить эксперимент в условиях невесомости.

Для решения указанной задачи необходима разработка бортового макета градиентометра. Для обеспечения его компактности и уменьшения стоимости разработки предлагается реализация одноосевой системы. При этом, следует рассмотреть форм-фактор корпуса макета в виде CubeSat размерностью 3U или 4U.

В качестве платформы для испытания макета градиентометра предлагается использовать Российскую орбитальную служебную станцию, разработка которой выполняется в настоящее время. Выбор станции обусловлен тем, что предположительно она будет иметь следующие орбитальные параметры:

- высота орбиты станции: от 300 до 350 км;
- наклонение орбиты: 97° .

Значения указанных параметров очень близки к тем, которые рекомендуются для космических градиентометров. Таким образом орбитальная станция обеспечит те условия, которые будут на борту будущего космического градиентометра.

Бортовой макет градиентометра является одноосевой системой. Корпус макета жестко устанавливается на борту станции. Оптическая схема представляет

собой интерферометр Майкельсона с двумя подвижными плечами (рисунок 45а). Угловые отражатели в каждом из плеч интерферометра являются по сути свободные массы. При этом отражатели установлены в специальную оправу для обеспечения периодической фиксации с помощью арретиров. Фиксация свободных масс необходима на период доставки макета на борт станции, а также при выполнении измерений.

На рисунке 45б представлен один из возможных вариантов бортового макета. Для обеспечения движения свободных масс только вдоль оптической оси необходимо осуществить их вращение. Для этого используется электродвигатель и арретеры. На электродвигатель установлен внутренний корпус макета. К этому же корпусу с помощью арретиров жестко зафиксированы свободные массы. Движение двигателя приводит к вращению корпуса вместе со свободными массами вокруг оптической оси. При достижении определенной угловой скорости происходит движение арретиров и отпускание свободных масс. При этом двигатель останавливается и начинается процесс измерения относительного движения масс.

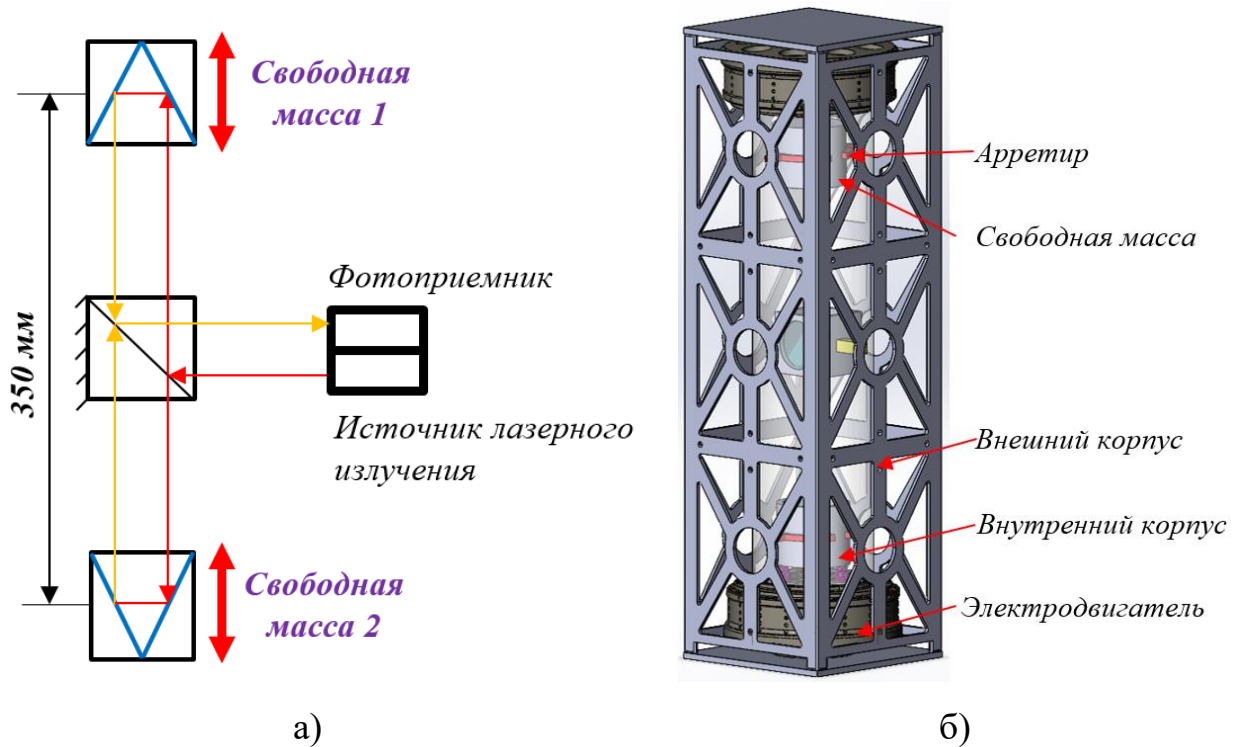


Рисунок 45 – Облик бортового макета космического градиентометра на свободных массах

Основными элементами макета являются:

- внешний корпус – необходим для фиксирования макета на борту станции;
- комплект электродвигателей – используется для вращения свободных масс;
- внутренний корпус – установлен на электродвигатели;
- комплект арретиров – используется для фиксации свободных масс;
- свободные массы в виде гиросtabilизированных зеркал;
- источник лазерного излучения и фотоприемник.

При этом макет имеет следующие параметры:

- габариты – 150 x 150 x 500 мм;
- расстояние между свободными массами – 350 мм;
- вес – не более 5 кг.

При определении гравитационного градиента макет может быть установлен как по местной вертикали, так и в горизонтальной плоскости. В первом случае используется выражение (117), во втором - (115) или (116).

Выполним оценку достижимой погрешности градиентометра. В качестве исходных данных возьмем следующие параметры макета:

1. Расстояние между свободными массами - 0,35 м;
2. Время накопления данных – 5 с;
3. Погрешность бортового интерферометра 100 пм.

Согласно выражению (131) при указанных параметрах макета его погрешность будет 11 мЭтвеш. Для снижения погрешности макета необходимо уменьшать погрешность разработанного во ФГУП «ВНИИФТРИ» бортового лазерного интерферометра до 1 пм.

3.9 Выводы по главе 3

1. Разработан метод измерений составляющих второго градиента на основе бортового интерферометра Майкельсона.

2. Предложена структура трехосного бортового лазерного градиентометра на свободных массах и оценены его характеристики для достижения погрешности

10^{-4} Этвеш.

3. Для достижения детальности данных 1 км предложено выполнять многократные измерения. Для уменьшения общего срока измерений предложено использовать высокоширотные участки местности, для которых формируется навигационная карта.

4. В результате моделирования установлено, что лазерный градиентометр может использоваться для уточнения модели гравитационного поля до степени и порядка 300.

5. Разработан наземный макет одноосного лазерного градиентометра на полувольных чувствительных массах и выполнено полунатурное моделирование.

6. Впервые испытан метод измерения второго градиента на основе созданного наземного макета.

Глава 4. Разработка метода гравитационной калибровки бортовых космических градиентометров

4.1 Принцип гравитационной калибровки лазерного гравитационного градиентометра на основе использования бортовой калибровочной массы

В подразделе 1.6 представлены известные методы и средства калибровки бортового космического градиентометра на акселерометрах GOCE. Выполненный анализ позволил выделить следующие ограничения:

1. Точность калибровки при использовании таких наземных стендов как скамья для создания возмущающего ускорения или башни падения ограничивается воздействием источников возмущающих ускорений до 10^{-6} м/с². Вместе с тем номинальная погрешность акселерометров бортового градиентометра составляет 10^{-12} м/с².

2. Калибровка с использованием высокоточных моделей гравитационного поля Земли и бортовых измерительных средств (навигационный приемник, звездная камера и др.) не в полной мере удовлетворяют требуемой точности выполнения калибровки. Использование бортовых ионных двигателей обеспечивает имитирование возмущающего ускорения до 10^{-6} м/с².

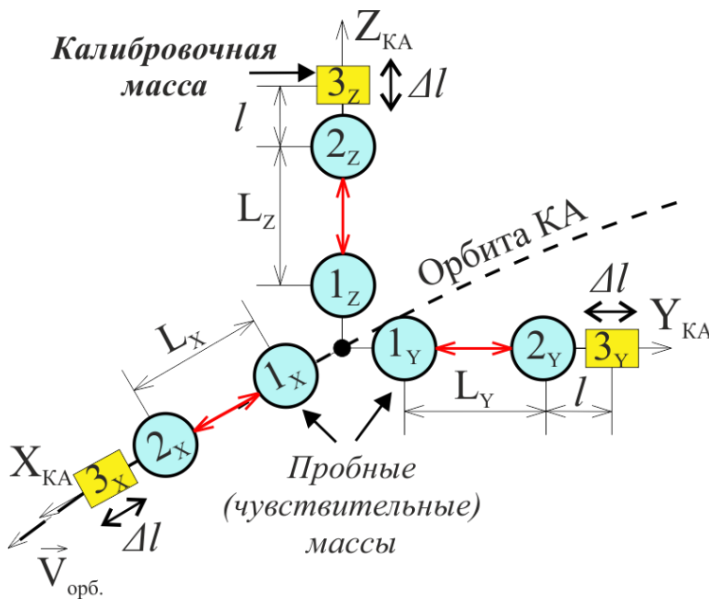
3. Калибровка может быть выполнена с использованием сети наземных полигонов. Однако, для их формирования необходимо выполнить большой объем наземных измерений значений ускорения свободного падения на обширных территориях (1000 x 1000 км). Для обеспечения редуцирования измерений на высоту орбиты космического градиентометра необходимо дополнительно измерить второй градиент. В конечном счете, пересчитанный градиент не обеспечит отдельную оценку точности составляющих второго градиента, измеряемых космическим градиентометром.

Таким образом существующие методы и средства не удовлетворяют требованиям к точности калибровки космических градиентометров. Это приводит к необходимости создания нового метода калибровки, не имеющий указанных ограничений. В связи с этим предлагается новый метод бортовой калибровки [162] на

основе бортовой калибровочной массы (КМ) с известной массой.

Для описания предложенного метода калибровки рассмотрим упрощенную схему трехосного бортового лазерного градиентометра на свободных массах (рисунок 46). На каждой оси градиентометра, в непосредственной близости от одной из пробных масс, установим калибровочную массу 4 на специальной платформе для обеспечения перемещения вдоль одной оси. При неподвижной КМ, уравнение бортового градиентометра описывается системой уравнений, вывод которой был представлен в Главе 3:

$$\begin{cases} \ddot{L}_x = (G_{xx} - \omega_y^2) L_x \\ \ddot{L}_y = G_{yy} L_y \\ \ddot{L}_z = (G_{zz} - \omega_y^2) L_z \\ G_{xx} + G_{yy} + G_{zz} = 0 \end{cases}, \quad (135)$$



$(1x, 2x); (1y, 2y); (1z, 2z)$ – пробные (чувствительные) массы градиентометров, расположенные на осях орбитальной системы координат КА;

$3x, 3y, 3z$ – устройства записи и арретирования пробных масс;

$4x, 4y, 4z$ – калибровочные массы, расположенные на осях орбитальной системы координат КА

Рисунок 46 – Расположение калибровочных масс в принципиальной схеме

Рассмотрим, как изменится градиент при перемещении КМ. Калибровочная масса создает потенциал притяжения для пробных масс 1 и 2 на каждой оси:

$$V_{1,i} = G \frac{m}{l_i}, \quad V_{2,i} = G \frac{m}{L_i + l_i}, \quad (136)$$

где G – гравитационная постоянная;

m – масса КМ;

l – расстояние между КМ и пробной массой градиентометра;

L_i – расстояние между пробными массами градиентометра;

i – наименование оси.

Тогда создаваемое ускорение определяется соотношениями:

$$a_{1,i} = \frac{\partial V_{1,i}}{\partial l_i} = -G \frac{m}{l_i^2} \quad a_{2,i} = -G \frac{m}{(L_i + l_i)^2}. \quad (137)$$

При этом КМ в исходном положении создает следующий градиент:

$$G_{0,ii} = \frac{a_{1,i} - a_{2,i}}{L_i} = \frac{-Gm}{L_i} \left(\frac{1}{(l_i + L_i)^2} - \frac{1}{l_i^2} \right) = \frac{-Gm}{L_i} \left(-\frac{2l_i L_i + L_i^2}{l_i^2 (l_i + L_i)^2} \right) = \frac{Gm(2l_i + L_i)}{l_i^2 (l_i + L_i)^2}. \quad (138)$$

При перемещении КМ на Δl градиент будет:

$$G_{\Delta l, ii} = \frac{Gm(2l_i + L_i - 2\Delta l_i)}{(l_i - \Delta l_i)^2 (L_i + l_i - \Delta l_i)^2}. \quad (139)$$

В итоге уравнение изменения бортового градиента вследствие перемещения КМ вдоль оси i имеет вид:

$$\Delta G_{ii, on.} = G_{\Delta l, ii} - G_{0, ii} = Gm \left[\frac{(2l_i + L_i - 2\Delta l_i)}{(l_i - \Delta l_i)^2 (L_i + l_i - \Delta l_i)^2} - \frac{(2l_i + L_i)}{l_i^2 (l_i + L_i)^2} \right]. \quad (140)$$

Значение перемещения КМ Δl и расстояние l между КМ и пробной массой задается изначально. Масса КМ так же является известной. Расстояние между пробными телами градиентометра измеряется бортовым лазерным интерферометром. Таким образом, возникает возможность вычислить опорное значение изменения градиента по каждой из осей: $\Delta G_{xx, on.}$, $\Delta G_{yy, on.}$, $\Delta G_{zz, on.}$.

При перемещении КМ система уравнений (135) примет следующий вид:

$$\begin{cases} \ddot{L}_{X,KT} = ((G_{xx} + \Delta G_{xx,KT}) - \omega_y^2) L_X \\ \ddot{L}_{Y,KT} = (G_{yy} + \Delta G_{yy,KT}) L_{Y,KT} \\ \ddot{L}_{Z,KT} = ((G_{zz} + \Delta G_{zz,KT}) - \omega_y^2) L_{Z,KT} \\ (G_{xx} + \Delta G_{xx,KT}) + (G_{yy} + \Delta G_{yy,KT}) + (G_{zz} + \Delta G_{zz,KT}) = 0 \end{cases}. \quad (141)$$

При выполнении измерений расстояния между пробными массами L и их взаимного ускорения \ddot{L} до начала и во время движения КМ можно найти разности выражений (141) и (135) и, в конечном счете, изменение градиента:

$$\begin{cases} \Delta G_{xx,KT} = \frac{\Delta \ddot{L}_x}{L_x} \\ \Delta G_{yy,KT} = \frac{\Delta \ddot{L}_y}{L_y} \\ \Delta G_{zz,KT} = \frac{\Delta \ddot{L}_z}{L_z} \end{cases} \quad (142)$$

Далее вычисляется отклонение измеренного изменения градиента от вычисленного, что позволит оценить погрешность бортового градиентометра по каждой из осей:

$$\begin{cases} \Theta_{G_{xx}} = \Delta G_{xx,KT} - \Delta G_{xx,on} \\ \Theta_{G_{yy}} = \Delta G_{yy,KT} - \Delta G_{yy,on} \\ \Theta_{G_{zz}} = \Delta G_{zz,KT} - \Delta G_{zz,on} \end{cases} \quad (143)$$

4.2 Бортовой стенд для реализации метода гравитационной калибровки градиентометра в процессе его летной эксплуатации

4.2.1 Облик бортового стенда

Для реализации предложенного метода калибровки бортового градиентометра необходимо собрать бортовой стенд, состоящий из калибровочной массы и платформы для его перемещения. Согласно выражению (140) выделим следующие основные параметры стенда:

- значение, направление и скорость перемещения КМ;
- форма и плотность КМ;
- исходное расстояние между пробной массой градиентометра и КМ l .

Для обеспечения максимального изменения бортового градиента необходимо перемещать КМ вдоль оси чувствительности бортового градиентометра. Для исключения воздействия бортовых вибраций и однозначного выделения эффекта изменения бортового градиента следует выполнять ступенчатое перемещение тела с частотой не менее 100 Гц. Современные платформы для перемещения способны обеспечить такую частоту. При этом амплитуда перемещения КМ будет составлять $2 \cdot 10^{-5}$ м. На основе выражения (140) выполнена оценка значения изменения

градиента вследствие движения КМ с массой 1, 0.5 и 0.1 кг на принятой частоте и амплитуде перемещения (рисунок 47).

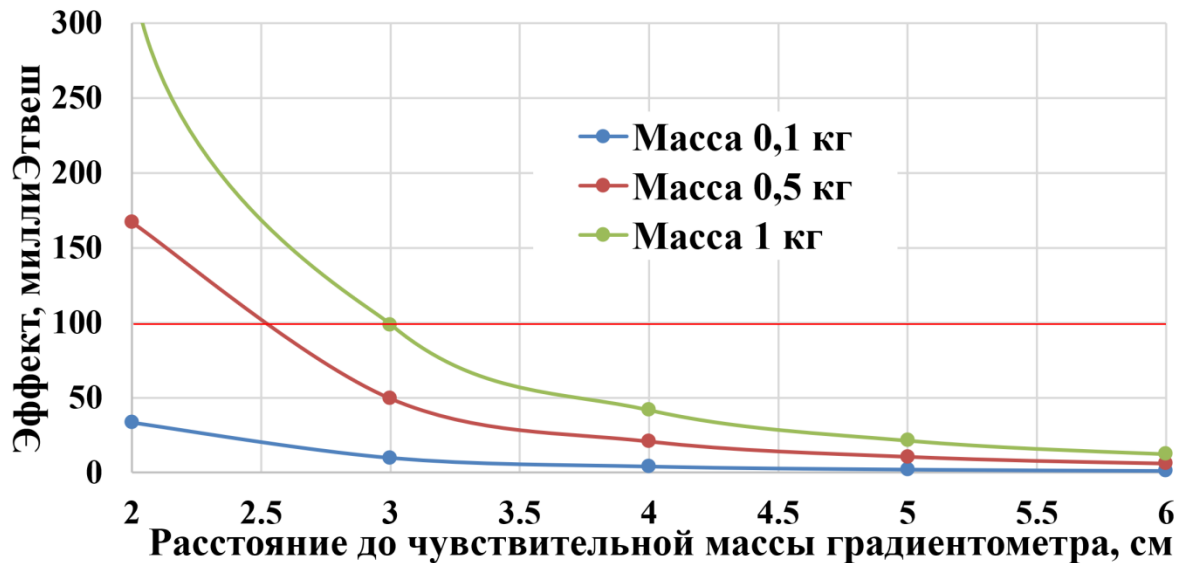


Рисунок 47 - Изменение бортового градиента вследствие перемещения калибровочной массы

Согласно полученным результатам, при перемещении КМ массой 0,1 кг на расстоянии 4 см до чувствительной массы градиентометра произойдет изменение градиента на 4 мЭтвеш, при массе 0,5 кг – на 21 мЭтвеш, при массе 1 кг – 42 мЭтвеш. Таким образом, для увеличения изменения градиента необходимо увеличить массу КМ.

Следует отметить, что существенное значение имеет то, где происходит перемещение КМ. При массе КМ 0,5 кг и ее перемещении на расстоянии 4 см до чувствительной массы градиентометра, градиент изменится на 21 мЕ. При расстоянии 3 см – 49 мЕ. Поэтому при проектировании стенда необходимо обеспечить минимальное расстояние между КМ и пробной массой градиентометра. Для этого необходимо максимально близко расположить КМ к чувствительной массе (ЧМ) градиентометра. Кроме того, следует минимизировать толщину КМ, что позволит сократить расстояние между центрами масс КМ и ЧМ. Это приводит к выбору формы КМ в виде диска.

Потенциальная погрешность калибруемого градиентометра составляет 1 мЕ. Для однозначного фиксирования изменения градиента его значения должно быть

не менее 100 мЕ. Этому требованию будет соответствовать перемещение КМ с массой 0,5 кг на расстоянии 2,5 см до ЧМ градиентометра или массой 1 кг на расстоянии 3 см. Для снижения расхода топлива при запуске КА и поддержании его орбитальных параметров движения следует отдать предпочтение более легкому КМ.

Для уменьшения габаритов КМ и гарантирования сохранения его свойств во время эксплуатации необходимо выбирать сплавы, состоящие из золота, платины или вольфрама. При средней плотности сплава $19\,000\text{ кг/м}^3$ габариты КМ массой 0,5 кг будут составлять всего $6 \times 6 \times 1\text{ см}^3$.

В итоге можно сформировать следующий предварительный облик стенда (рисунок 48). На расстоянии 2,5 см устанавливается прецизионная платформа для перемещения КМ на частоте 100 Гц с амплитудой $2 \cdot 10^{-5}\text{ м}$. Калибровочная масса выполнена из высокоплотного сплава, имеет фигуру диска с диаметром 6 см и толщиной 1 см. При этом изменение градиента составит $0 \div 100\text{ мЕ}$.

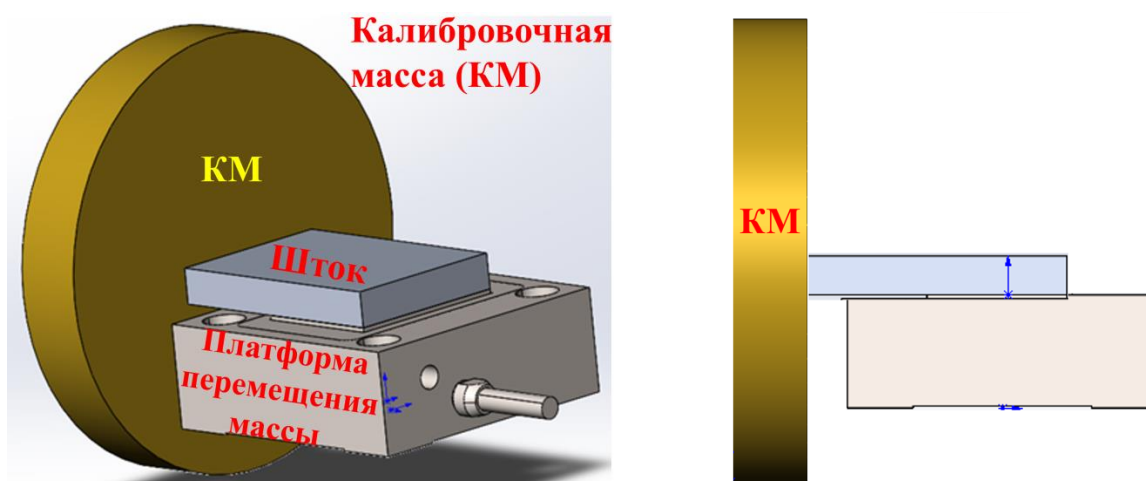


Рисунок 48 – Модель бортового стенда для гравитационной калибровки

4.2.2 Алгоритм выполнения гравитационной калибровки с использованием бортового стенда

В процессе обработки результатов измерений при калибровке выполняются следующие операции:

1. Выполнение n серий движений КМ (не менее 10 раз) и измерение приращения градиента $\Delta G_{изм.i}$ в каждой серии.
2. Расчет среднего значения приращения градиента по всем сериям по

формуле:

$$\overline{\Delta G}_{изм.} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^N \Delta G_{изм.i}, \quad (144)$$

где $\Delta G_{изм.i}$ - измеренное приращение бортового градиента,

n – количество серий.

3. Вычисление опорного значения изменения градиента по формуле (140).

4. Вычисление суммарной стандартной неопределенности опорного значения изменения градиента по формуле:

$$u_{\Delta G_{он.}} = \left[\begin{aligned} & \left(Gm \frac{-2(l - \Delta l) + 2(2l + L_0 - 2\Delta l) + 2(l - \Delta l)}{(l - \Delta l)^3 (L_0 + l - \Delta l)^2} \right)^2 u_{\Delta l}^2 + \\ & + \left(Gm \frac{2(l - \Delta l)^3 (L_0 + l - \Delta l) - 2l^3 (l + L_0)}{l^3 (l + L_0) (l - \Delta l)^3 (L_0 + l - \Delta l)} \right)^2 u_l^2 + \\ & + \left(Gm \frac{(l - \Delta l)^2 (L_0 + l - \Delta l)^2 - l^2 (l + L_0)^2}{l^2 (l + L_0)^2 (l - \Delta l)^2 (L_0 + l - \Delta l)^2} \right)^2 u_{L_0}^2 + \\ & + \left(G \frac{l^2 (l + L_0) - (l - \Delta l)^2 (L_0 + l - \Delta l)}{l^2 (l + L_0) (l - \Delta l)^2 (L_0 + l - \Delta l)} \right)^2 u_m^2 \end{aligned} \right]^{1/2}, \quad (145)$$

где $u_{\Delta l}$ - стандартная неопределенность измерения перемещения калибровочной массы;

u_l - стандартная неопределенность начальной выставки КМ относительно градиентометра;

u_{L_0} - стандартная неопределенность системы определения расстояния между чувствительными элементами градиентометра;

u_m - стандартная неопределенность измерения массы КМ.

5. Вычисление отклонения измеренного значения приращений градиента от опорного, т.е. вычисление погрешности градиентометра:

$$\Theta = \Delta G_{изм.} - \Delta G_{он.}. \quad (146)$$

Представленный алгоритм выполняется для каждой исследуемой оси градиентометра. Выражение (146) позволяет найти погрешность градиентометра при измерении определенной составляющей второго градиента, т.е. выполнить отдельную оценку погрешности.

4.2.3 Требования к точности обеспечения параметров бортового стенда

Ключевой характеристикой стенда является точность расчета опорного значения изменения градиента. При потенциальной погрешности бортового градиентометра не более 0,1 мЕ необходимо, чтобы каждая составляющая в выражении (145) была не больше 0,01 мЕ. Для оценки влияния каждой составляющей подставим в формулу (145) начальные параметры стенда, обоснованные в предыдущем разделе:

1. Масса КМ $M = 0,5$ кг.
2. Расстояние между чувствительными элементами градиентометра $L = 0,5$ м.
3. Исходное расстояние между КМ и ЧМ градиентометра $l = 0,025$ м.
4. Величина перемещения $\Delta l = 20$ мкм.

Результаты вычислений представлены на рисунке 49.

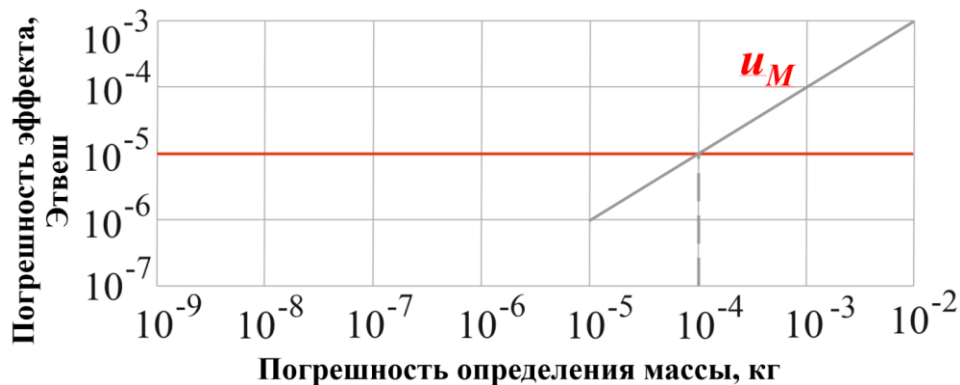
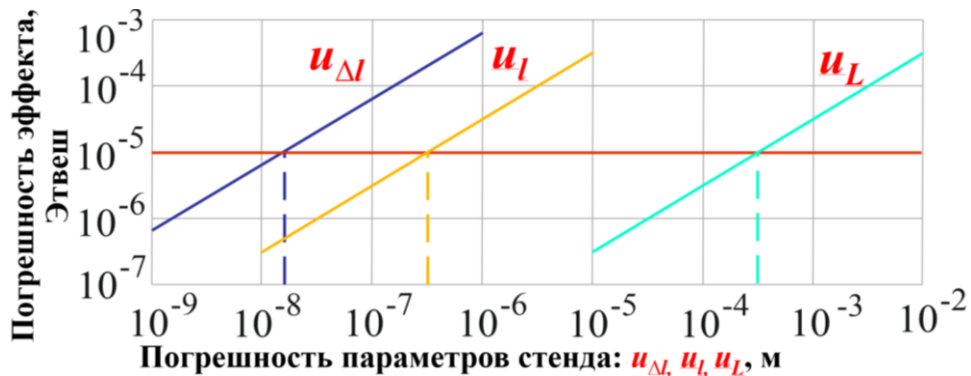


Рисунок 49 – Оценка влияния точности составляющих стенда на точность вычисления опорного значения изменения градиента

Анализ полученных данных свидетельствует о следующем:

1. Погрешность измерения перемещения КМ должна быть не более 12 нм, что соответствует точности современных нанопозиционеров. Более того, они серийно выпускаются, например модель P-620.1CD компании PIHera.

2. Погрешность начальной выставки КМ относительно чувствительных масс градиентометра должна быть не более 500 нм. Так как начальная выставка осуществляется с помощью высокоточного нанопозиционера, то требование выполняется.

3. Погрешность определения расстояния между чувствительными массами градиентометра должна быть не более 500 мкм. Так как это расстояние может определяться в бортовом градиентометре с использованием лазерного интерферометра или емкостной системы съема с пикометровой точностью, то это требование однозначно выполняется.

4. Точность определения массы КМ должна быть не хуже 10^{-4} кг, что достижимо серийными прецизионными весами.

Таким образом, на современном уровне техники требования к погрешностям параметров стенда вполне реализуемы. При удовлетворении указанных требований неопределенность калибровки составит не более 10^{-5} Этвеш.

4.3 Наземный стенд полунатурного моделирования гравитационной калибровки и его испытания

4.3.1 Структура наземного стенда

Для апробации метода калибровки космических градиентометров с использованием бортовой калибровочной массы разработана структура одноосного наземного стенда полунатурного моделирования (рисунок 50).

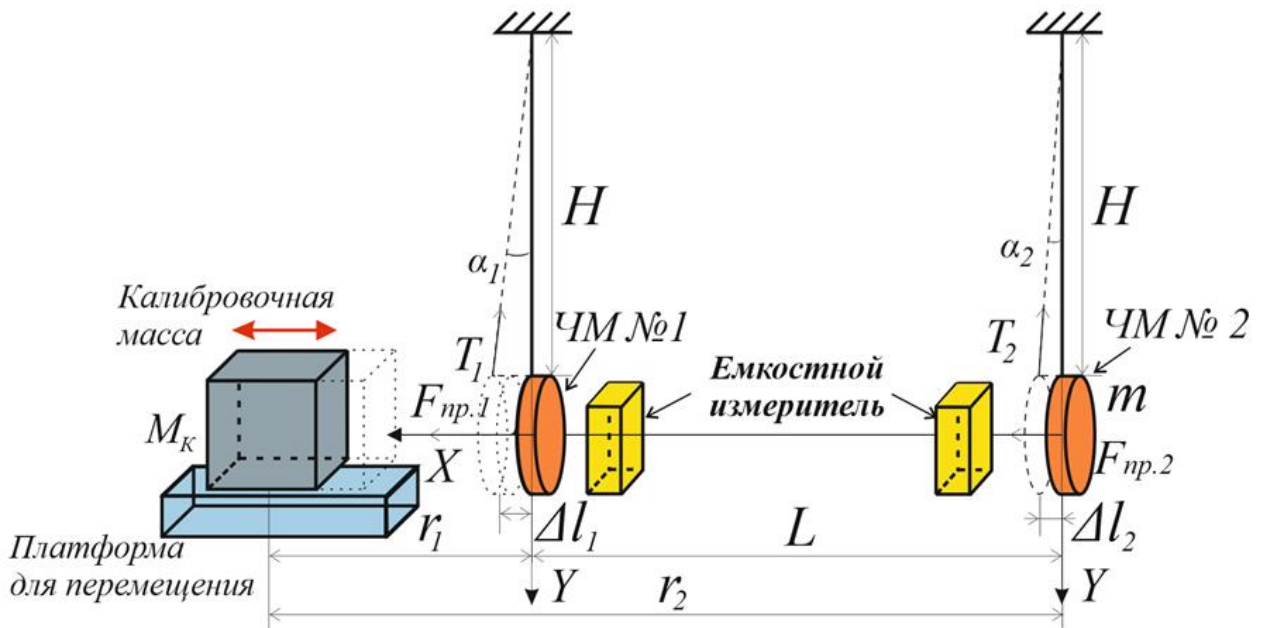


Рисунок 50 – Схема наземного стенда полунатурного моделирования

В качестве «чувствительных масс бортового градиентометра» могут быть использованы фрагменты электропроводящих металлов правильной формы или уголкового отражатели в зависимости от типа используемого дальномера. Так как на поверхности Земли сложно воссоздать состояние невесомости, то массы будут подвешены на нерастяжимых нитях. Поэтому массы как бы «обезвешиваются», имеют 2 степени свободы и свободно перемещаются только в горизонтальной плоскости, реагируя на гравитационное воздействие только в этой плоскости.

Аналогом космического бортового стенда будет система, состоящая из калибровочной массы и платформы для ее перемещения в непосредственной близости от одной из масс, что приводит к локальному изменению гравитационного градиента. Вследствие этого расстояние между массами изменится. Это изменение будет фиксироваться высокоточным дальномером и сравниваться с проектным значением, вычисленным с использованием данных о параметрах наземного стенда и заданного перемещения КМ.

Выполним оценку параметров стенда. Пусть КМ перемещена вдоль оси X из дальней зоны к первой массе стенда на расстояние r_1 (относительно второго – r_2). Проекция сил, приложенных к каждой массе, на оси X и Y будут описываться следующими выражениями:

$$\begin{cases} \text{по оси } OX : T_i \sin(\alpha_i) = F_{np.i} \\ \text{по оси } OY : T_i \cos(\alpha_i) = mg \end{cases} \quad (147)$$

где i – индекс чувствительной массы;

T_i – сила натяжения нити, Н;

$F_{np.i}$ – сила притяжения, Н;

m – масса.

Поскольку:

$$F_{np.i} = G \frac{Mm}{r_i^2}, \quad \operatorname{tg}(\alpha_i) = \frac{\Delta l_i}{H}, \quad (148)$$

то получаем выражение для расчета перемещения масс:

$$\Delta l_i = \frac{G}{g} \frac{MH}{r_i^2}. \quad (149)$$

Изменение взаимного положения определяется следующей формулой:

$$\Delta l_1 - \Delta l_2 = MH \frac{G}{g} \left(\frac{r_2^2 - r_1^2}{r_2^2 r_1^2} \right) \quad (150)$$

Таким образом на величину взаимного перемещения чувствительных масс оказывают влияние следующие параметры стенда:

- масса КМ;
- длина подвеса чувствительных масс;
- расстояние между КМ и первой чувствительной массой;
- расстояние между чувствительными массами.

Требования к параметрам стенда будут исходить из погрешности используемого высокоточного дальномера для оценки изменения взаимного расстояния. В настоящее время широко используются лазерные и емкостные дальномерные системы с погрешностью на уровне 1 нм. Таким образом, величина изменения взаимного расстояния между чувствительными массами должна быть не менее 10 нм. Для удовлетворения указанного требования выполнено моделирование параметров предложенного наземного стенда с целью оценки оптимальных значений его параметров (рисунок 51).

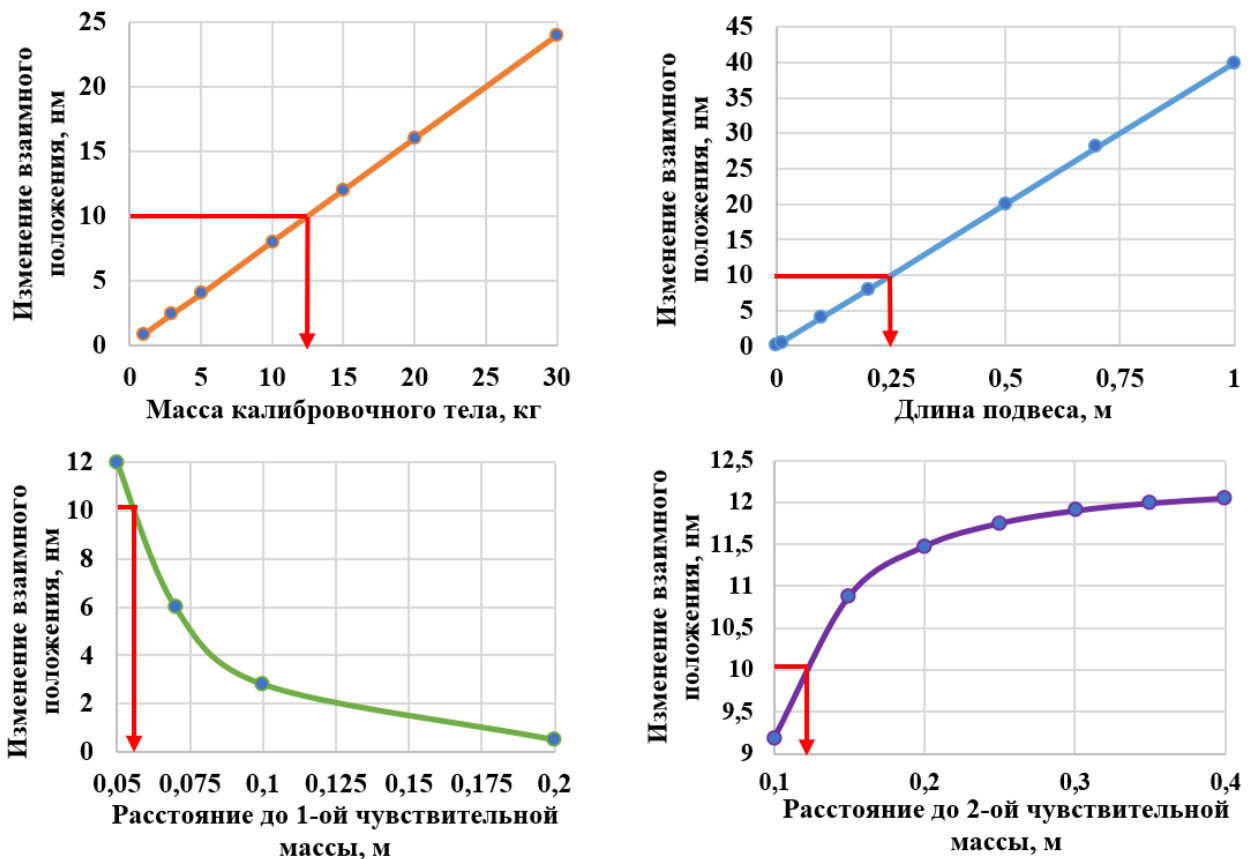


Рисунок 51 – Влияние параметров стенда на изменение взаимного положения зеркал

Согласно рисунку 51 можно отметить, что масса КМ и длина подвеса ЧМ прямопропорционально влияют на изменения взаимного положения чувствительных масс стенда. При этом, для обеспечения изменения взаимного положения на 10 нм достаточно использовать КМ массой не менее 12 кг и длину подвеса не менее 0,25 м.

Уменьшение расстояния до первой ЧМ приводит к увеличению изменения расстояния между двух ЧМ, так как увеличивается сила притяжения между первой ЧМ и КМ. При этом необходимо максимально отдалить вторую ЧМ, чтобы на ее положение в меньшей степени влияло КМ. При расстояниях до первой ЧМ не более 6 см и до второй ЧМ не менее 12 см расстояние между ЧМ изменится на 10 нм. Параметры могут изменяться в зависимости от требований к размещению и параметров имеющегося оборудования.

4.3.2 Оценка требований к параметрам помещения для проведения эксперимента

При выполнении испытания предлагаемого метода гравитационной калибровки основными факторами, влияющими на погрешность измерений, являются изменения температуры и сейсмические возмущения.

Для обеспечения стабильной температуры окружающей среды стенд и КМ с системой перемещения расположены в подвальном термостатированном помещении. Помещение состоит из внешнего и внутреннего (термостатного) контура (рисунок 52). Стенд расположен на массивном и развязанном от пола постаменте, что обеспечивает минимальное воздействие микросейсмы при перемещении КМ.

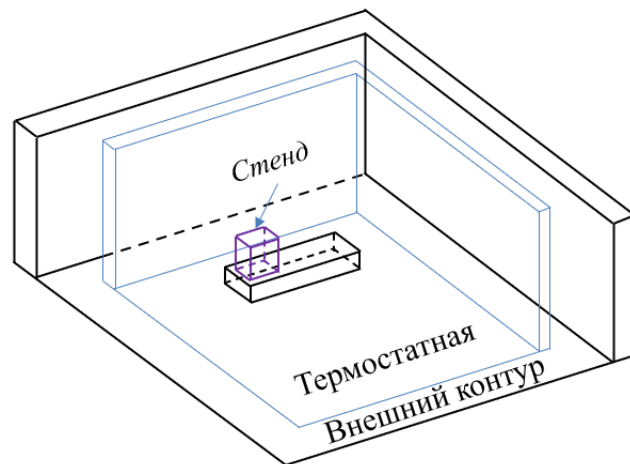


Рисунок 52 – Расположение стенда в термостатированном помещении

Для оценки стабильности температуры внутри термокожуха при размещении в термостатированном помещении было выполнено шесть серий измерений в разные дни продолжительностью 1 час. Указанный временной промежуток выбран с «запасом», так как апробация метода будет длиться не более 10 минут. Для измерения температуры использовался прецизионный измеритель температуры МИТ 8.30 с чувствительностью 0,001 °С. Результаты измерений представлены на рисунке 53.

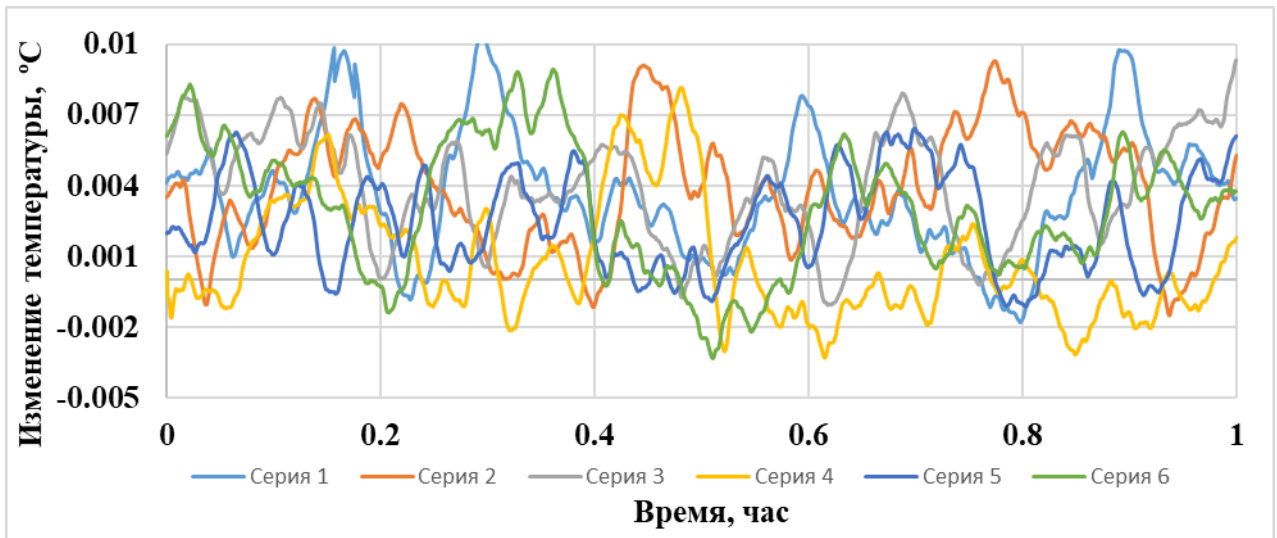


Рисунок 53 – Измерения стабильности температуры в термостатированном помещении

В итоге установлено, что изменение температуры в течении одного часа в среднем не превышает 0,01 °С.

4.3.3 Результаты предварительных экспериментальных исследований емкостной системы измерения перемещений

4.3.3.1 Принцип работы емкостной системы измерения перемещений

При разработке наземного стенда ключевой вопрос заключается в выборе средства измерения для оценки перемещения чувствительных масс при перемещении КМ. В пункте 4.3.1 требования к параметрам стенда исходили от точности дальномерной системы в 1 нм. Для удобства использования и удовлетворения указанного требования выбрана емкостная система измерения перемещения, которая состоит из контролера, соединительного кабеля и датчика (рисунок 54).



Рисунок 54 – Внешний вид емкостной системы измерения перемещения

Принцип измерения основан на использовании конденсатора с параллельными пластинами (рисунок 55). При этом в качестве одной из пластин выступает сам исследуемый объект. Таким образом система является бесконтактной. При этом выполняется оценка реактивного сопротивления конденсатора, которое изменяется строго пропорционально изменению расстояния:

$$\Delta X = \frac{L}{j\omega \varepsilon \varepsilon_0 S}, \quad (151)$$

где L - исходное расстояние между датчиком и объектом;

ε - относительная диэлектрическая проницаемость;

ε_0 - электрическая постоянная;

S - площадь измерительной площадки;

ω - циклическая частота;

j - мнимая единица;

L - расстояние до мишени.

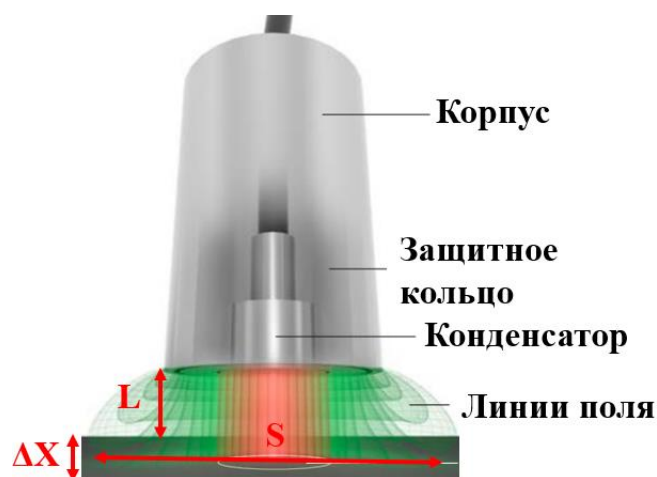


Рисунок 55 – Принцип измерения емкостного датчика

Преимуществом системы является высокая точность детектирования перемещения и возможность выполнения измерений при малых углах наклона ЧМ. В таблице 14 представлены основные параметры чувствительного датчика используемой емкостной системы, согласно технической документации.

Таблица 14 – Основные параметры емкостной системы измерения перемещения

Параметр	Значение
Диапазон измерений	50 мкм
Среднее квадратическое отклонение на частоте 2 Гц	0,0375 нм
Среднее квадратическое отклонение на частоте 8,5 кГц	1 нм
Площадь измерений	d 1.3 мм
Вес	2 г

4.3.3.2 Расчет температурного коэффициента емкостного датчика

Для учета влияния изменения температуры необходимо определить температурный коэффициент емкостной системы измерения перемещения. Для этого был собран стенд, внешний вид которого представлен на рисунке 56. Емкостная система закреплена на оправе. В непосредственной близости от чувствительного датчика системы была установлена неподвижная мишень. Расстояния между точками

закрепления оправы датчика и неподвижной мишени составило 35 мм.

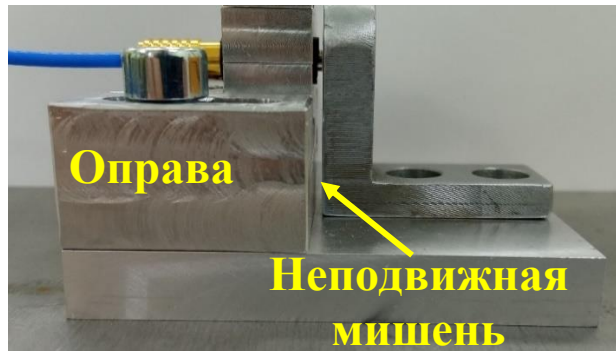


Рисунок 56 – Внешний вид стенда для оценки температурного коэффициента

Для принудительного изменения температуры воздуха в термостатированном помещении было выполнено его охлаждение путем открытия системы вентиляции. В это время выполнялось измерение изменения расстояния между датчиком и неподвижной мишенью и мониторинг температуры воздуха в непосредственной близости от стенда. На рисунке 57 представлены результаты измерений, выполненных в течении 6 часов.

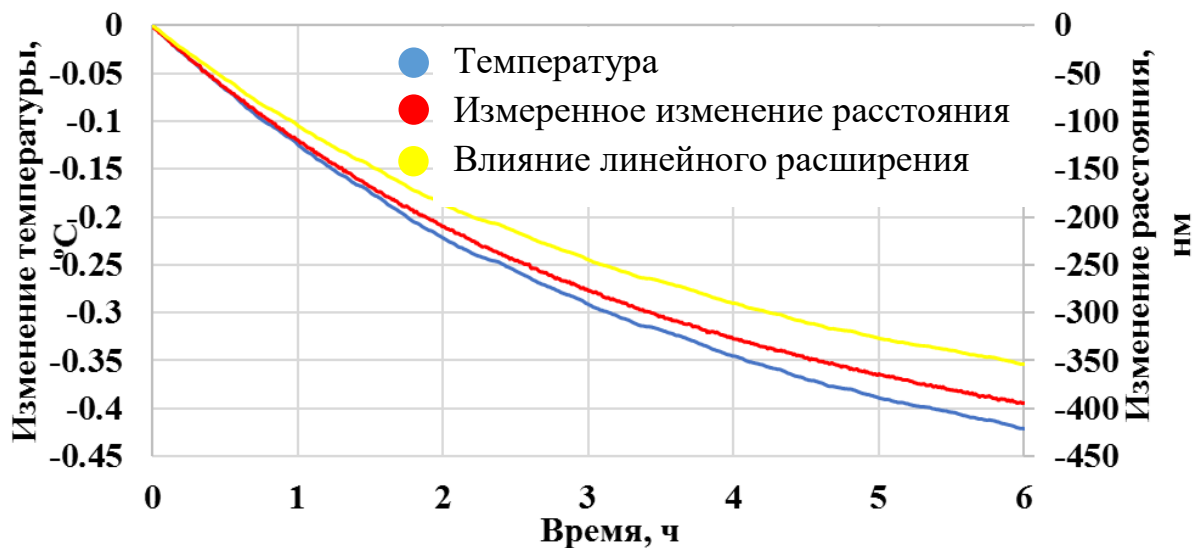


Рисунок 57 – Результаты оценки влияния температуры на измерение расстояния

Общее изменение температуры составило 0,42 °C. При этом расстояние между датчиком и мишенью изменилось на 400 нм. Однако, в связи с тем, что оправка датчика и неподвижная мишень размещены на одной алюминиевой подставке, то ее линейное расширение будет оказывать влияние на изменение

расстояния между ними. Для исключения влияния линейного расширения необходимо вычислить его значение по формуле (рисунок 57):

$$\Delta l_{\text{лин. рас.}} = L * \alpha * (T_{i+1} - T_i), \quad (152)$$

где L – исходное расстояние между точками размещения оправы и датчика;

α – коэффициент линейного расширения алюминия;

T_i – температура воздуха в момент времени i .

В итоге формулу вычисления температурного коэффициента можно представить в виде:

$$k_{\text{тем.}} = \frac{1}{n} \sum_1^n \left(\frac{l_{i+1} - l_i - L * \alpha * (T_{i+1} - T_i)}{T_{i+1} - T_i} \right), \quad (153)$$

где l_i – расстояние между датчиком и мишенью на момент времени i ;

T_i – температура на момент времени i ;

n – временной отрезок расчета.

По результатам измерений вычислен температурный коэффициент на всем шестичасовом интервале измерений, который составил 93 нм/°С. При проведении последующих измерений будет выполняться мониторинг стабильности температуры и вводиться поправка с использованием рассчитанного температурного коэффициента.

4.3.3.3 Исследование линейности изменения погрешности емкостного датчика

Используемый емкостной датчик имеет погрешность 1 нм. Однако не ясно, относится ли это ко всему рабочему диапазону измерений. Для оценки линейности погрешности емкостного датчика изготовлен элемент стенда, внешний вид которого представлен на рисунке 58. На алюминиевой площадке располагается оправа с закрепленным емкостным датчиком. В непосредственной близости устанавливается пьезоактуатор, на котором размещена мишень. Пьезоактуатор может перемещаться на заданное расстояние, которое измеряется емкостным датчиком до мишени. При этом погрешность измерения перемещения, задаваемого пьезоактуатором, составляет 0,1 нм.

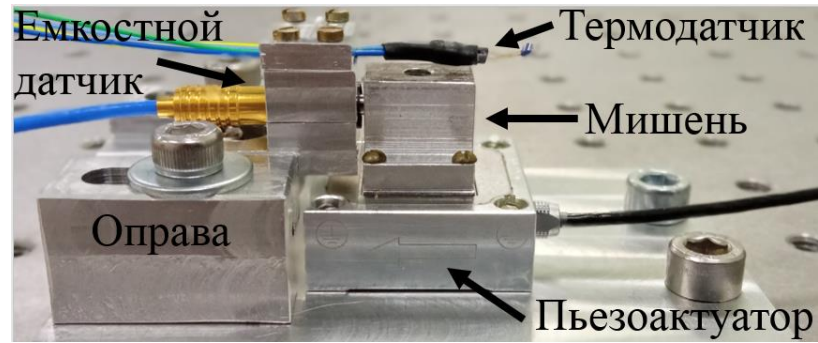


Рисунок 58 – Внешний вид станда

Выполнено пять последовательных серий перемещений пьезоактуатора на расстояние 5, 10, 50, 100, 500 и 1000 нм. На рисунке 59 представлена одна из серий измерения перемещений емкостным датчиком.

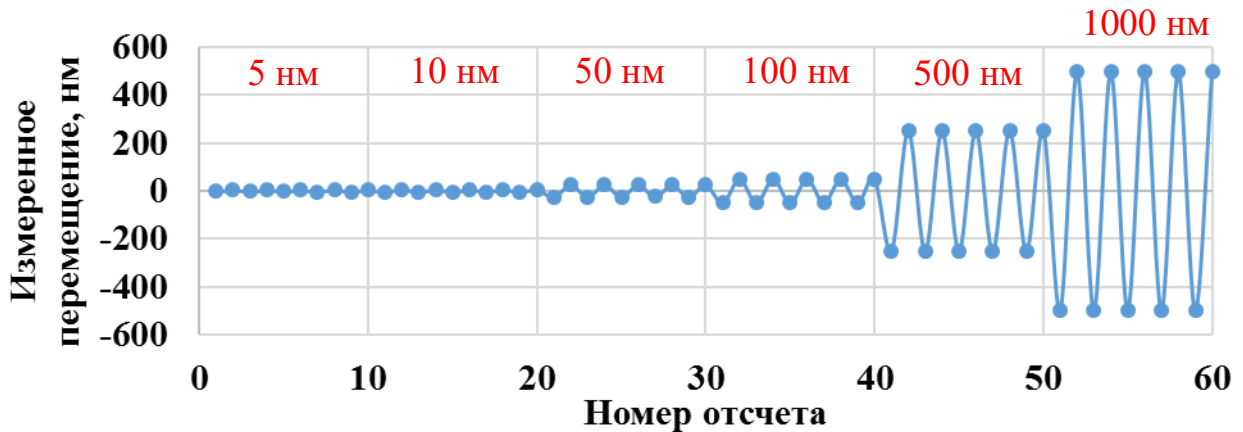


Рисунок 59 – Фрагмент результата измерений емкостным датчиком

В каждом из 5 циклов выполнен расчет стандартной неопределенности по типу А среднего значения для каждого диапазона перемещения по формуле (рисунок 60):

$$u(l) = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^N (l_{\text{изм.}i} - \bar{l}_{\text{изм.}})^2}{n(n-1)}} \quad (154)$$

где $l_{\text{изм.}}$ – измеренное перемещение пьезоактуатора;

$\bar{l}_{\text{изм.}}$ – среднее арифметическое из результатов измерения перемещений пьезоактуатора;

n – количество перемещение в цикле.

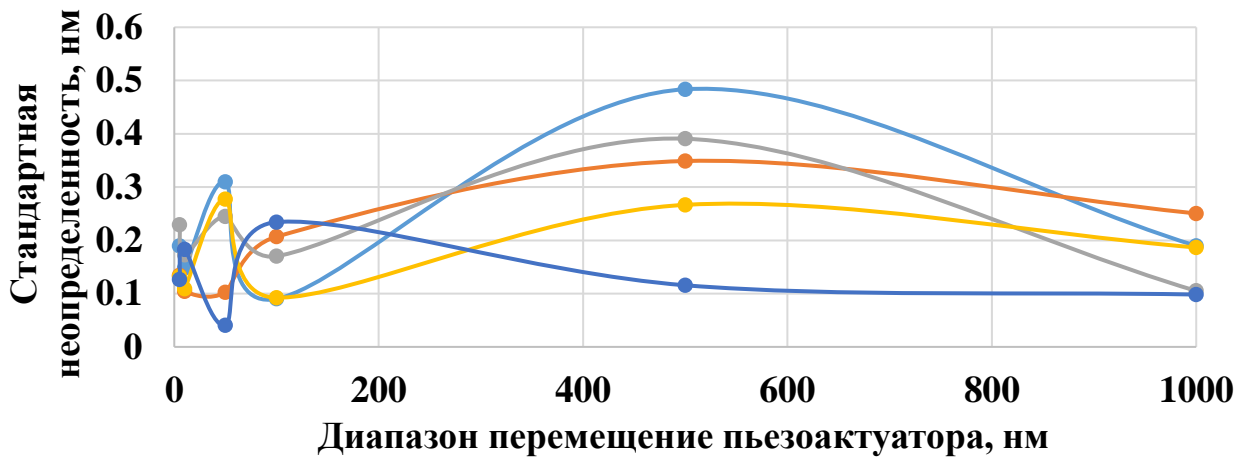


Рисунок 60 - Стандартные неопределенности по типу А среднего значения для каждого диапазона перемещения в пяти сериях

Полученные результаты свидетельствуют о том, что погрешность емкостной системы нелинейна при измерении перемещения до 1000 нм. Однако, максимальное значение неопределённости не превышает 0,5 нм, что удовлетворяет требованию в 1 нм к емкостной системе.

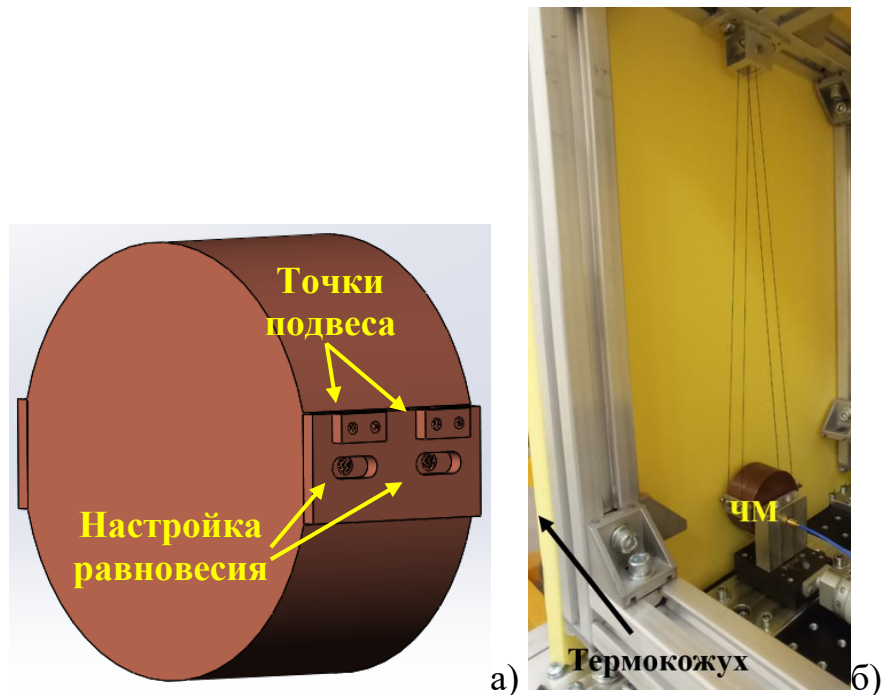
4.3.4 Особенности реализации и размещения наземного стенда калибровки

Для апробации метода гравитационной калибровки разработан наземный стенд, в состав которого входят:

1. Две подвешенные чувствительные массы.
2. Два датчика емкостной системы измерения перемещения.
3. Каркас для размещения чувствительных масс и датчиков емкостной системы.
4. Калибровочная масса с платформой для перемещения.

Чувствительная масса (ЧМ) стенда изготовлена из меди и имеет цилиндрическую форму. По двум краям ЧМ размещены балансировочные пластины для осуществления подвеса и настройки равновесия (рисунок 61а). При этом ЧМ закрепляется с помощью подвеса на конструкции, выполненной из алюминиевых профилей (рисунок 61б), что позволяет ограничить «лишние» степени свободы. Следует отметить, что для подвеса чувствительных масс используются нити из латуни диаметром 0,2 мм и длиной 0,452 м, что соответствует сформированным ранее

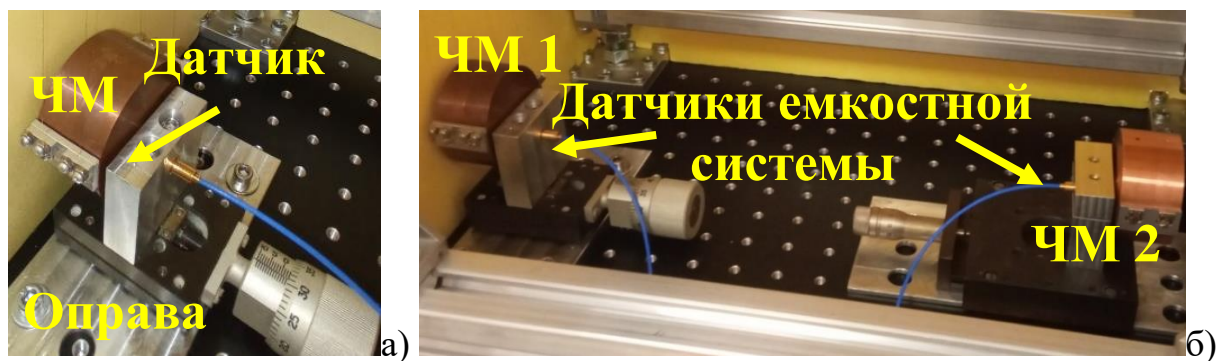
требованиям к параметрам стенда. Для уменьшения флуктуаций температуры и потоков воздуха вся конструкция помещена в термокожух.



а) внешний вид чувствительной массы стенда; б) термокожух и алюминиевый каркас

Рисунок 61 - Структура наземного стенда полунатурного моделирования

Для размещения датчика емкостной системы в непосредственной близости от ЧМ была изготовлена специальная оправа (рисунок 62а). Для обеспечения рабочего расстояния между ЧМ и датчиком (50 мкм) используется микрометрический винт. На рисунке 62б представлено взаимное расположение двух датчиков.



а) оправа емкостного датчика; б) взаимное размещение датчиков двух пробных масс

Рисунок 62 – Размещение датчика емкостной системы

В непосредственной близости от стенда располагается КМ массой 18,705 кг,

выполненное из вольфрам-рениевого сплава (рисунок 63). При этом КМ подвешено к геодезическому штативу с использованием изготовленного подвеса. Рядом с массой располагается платформа для перемещений, на котором закреплен специально изготовленный шток для перемещения КМ. Значение перемещения можно задавать при помощи штатного программного обеспечения.



Рисунок 63 – Калибровочная масса и система его перемещения

4.3.5 Результаты наземных испытаний метода гравитационной калибровки градиентометра

На первом этапе испытаний выполнен предварительный расчет смещения подвешенных чувствительных масс. Разработанный стенд имеет следующие параметры:

1. Длина подвеса 0,612 м.
2. Масса КМ – 18,705 кг.
3. Расстояние между калибровочной массой и первой чувствительной массой – 0,06 м.
4. Расстояние между чувствительными массами – 0,400 м.

При указанных параметров стенда с учетом выражения (149) при перемещении КМ первая чувствительная масса должна сместиться на 21,3 нм, вторая – 0,3 нм. Малое перемещение второй массы обусловлено значительным расстоянием до КМ. Так как это перемещение меньше СКО емкостной системы, то перемещение КМ не должно изменить параметры движения второй ЧМ. В конечном итоге вторая ЧМ будет служить индикатором сейсмической активности. Если при движении КМ

параметры движения первой массы изменяться, а второй нет, то эксперимент можно признать успешным.

Суммарная стандартная неопределенность опорного значения перемещения ЧМ определяется следующим выражением:

$$u_{\Delta l} = \left[\left(\frac{GH}{g} \frac{1}{r_1^2} \right)^2 u_M^2 + \left(\frac{MG}{g} \frac{1}{r_1^2} \right)^2 u_H^2 + \left(2 \frac{GMH}{g} \frac{1}{r_1^3} \right)^2 u_{r_1}^2 \right]^{1/2}, \quad (155)$$

где u_M - погрешность измерения массы КМ;

u_H - погрешность измерения длины подвеса;

u_{r_1} - погрешность измерения расстояние между КМ и первой ЧМ.

При подстановке параметров стенда суммарная стандартная неопределенность 0,7 нм. Расширенная неопределенность на интервале доверия 0,95 будет составлять 1,4 нм. Таким образом проектное смещение первой чувствительной массы $21,3 \pm 1,4$ нм.

На втором этапе выполнено локальное изменение гравитационного поля путем перемещение КМ с использованием платформы. Перемещение выполнялось на частоте 0,206 Гц, что кратно собственной частоте колебаний чувствительной массы 0,824 Гц. На рисунке 64 представлено наложение спектров колебаний ЧМ в спокойном состоянии и при движениях КМ. В итоге ЧМ переместилась на 22,1 нм при стандартной неопределенности 1,3 нм. На интервале доверия 0,95 расширенная неопределенность измерений 2,6 нм. При этом вторая ЧМ сместилась на 1,1 нм.

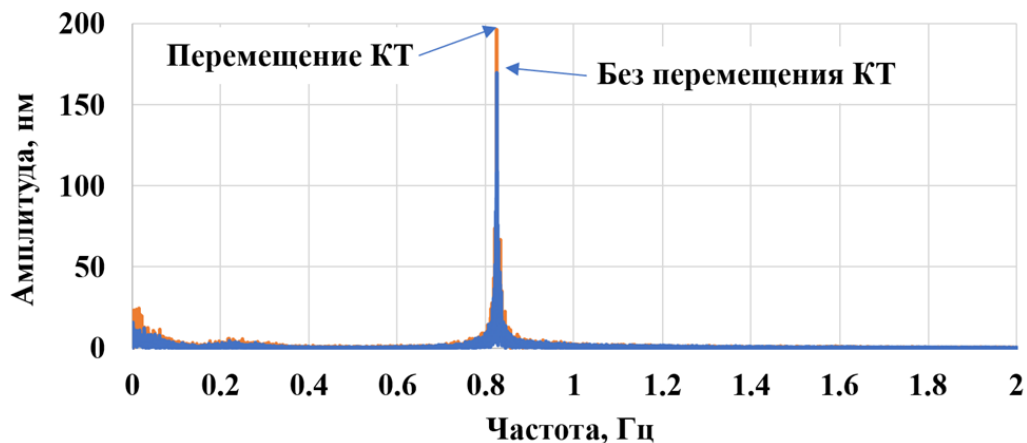


Рисунок 64 – Перемещение ЧМ при движении КМ

Результаты испытаний представлены на рисунке 65 и демонстрируют, что

расчётные и измеренные значения перемещения ЧМ соответствуют друг другу. Это подтверждает правильность принятых технических решений и алгоритма обработки данных.

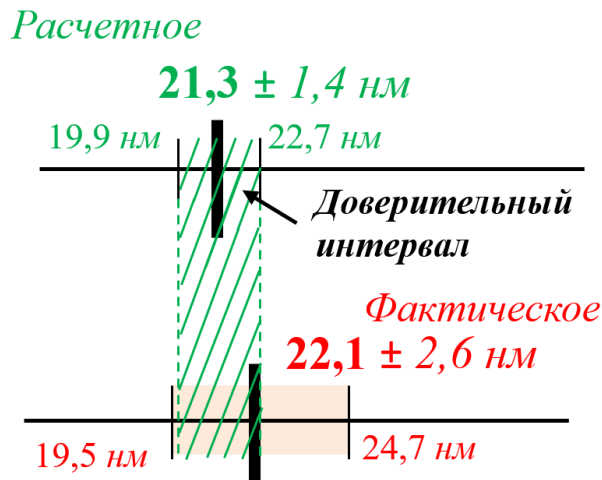


Рисунок 65 – Результаты испытаний

4.4 Выводы по главе 4

1. Разработан новый метод бортовой калибровки космических градиентометров с использованием бортовой калибровочной массы для отдельной оценки погрешности определения составляющих второго градиента.
2. Стандартная неопределенность метода калибровки составляет 10^{-4} Этвеш. Для достижения указанной погрешности достаточно использовать доступные серийные средства измерений веса и перемещения калибровочной массы.
3. Бортовой стенд, реализующий метод калибровки, является малогабаритным устройством с незначительным весом.
4. Для апробации метода калибровки разработан наземный стенд полунатурного моделирования на основе емкостной системы измерения перемещений.
5. Результаты испытаний метода на разработанном наземном калибровочном стенде соответствуют расчетным, что подтверждает правильность принятых технических решений и алгоритма обработки данных.

Заключение

В процессе проведенных исследований получены следующие основные результаты:

1. Выполнен анализ известных космических гравиметрических средств и методов их калибровки. Установлено, что ранее реализованные методы и средства космической градиентометрии не удовлетворяют требованиям к составу, точности и детальности определения первого, второго и третьего градиентов гравитационного потенциала. Кроме того, используемые методы и средства калибровки зарубежных космических градиентометров не обеспечивают погрешность калибровки для перспективных космических градиентометров.

2. Разработан метод использования сигналов ГНСС на борту геодезических космических аппаратов для совместного определения составляющих первого гравитационного градиента с погрешностью не более 0,020 мГал, второго градиента – не более 0,003 Этивеш, третьего градиента – не более 0,001 Этивеш/км и детальностью 1 км при многократных измерениях. Для реализации метода предложена структура кластерного многоспутникового градиентометра, который может использоваться для уточнения модели гравитационного поля Земли до степени и порядка 60.

3. Разработан метод измерений составляющих второго градиента на основе интерферометра Майкельсона и свободных масс, движущихся внутри космического аппарата. Для реализации метода предложена структура и параметры трехосного бортового лазерного градиентометра для измерения составляющих второго градиента с погрешностью 10^{-4} Этивеш и уточнения модели гравитационного поля до степени и порядка 300. Выполнено полунатурное моделирование предложенного метода с использованием разработанного наземного макета одноосного лазерного градиентометра на полусвободных чувствительных массах.

4. Разработан новый метод и определена структура бортового стенда для летной калибровки космических градиентометров в режиме их эксплуатации с использованием бортовой калибровочной массы с неопределенностью калибровки

10^{-5} Этвеш. Для апробации метода калибровки разработан и изготовлен наземный стенд полунатурного моделирования на основе емкостной системы измерения перемещений и продемонстрирована правильность принятых технических решений и алгоритма обработки данных

Таким образом, в диссертационной работе решена задача разработки и исследования характеристик новых методов космической гравиметрии. Цель диссертационной работы, которая заключалась в повышении точности и детальности измерений градиентов гравитационного потенциала, достигнута.

Обозначения и сокращения

БИНС	Бесплатформенная инерциальная навигационная система
ГВ	Гравитационная волна
ГКА	Геодезический космический аппарат
ГНСС	Глобальная навигационная спутниковая система
ГПЗ	Гравитационное поле Земли
КА	Космический аппарат
КМ	Калибровочная масса
НАП	Навигационная аппаратура потребителя
НГК	Навигационная гравиметрическая карта
НКА	Низкоорбитальный космический аппарат
СМ	Свободные массы
СКО	Среднее квадратическое отклонение
УСП	Ускорение свободного падения
ЧМ	Чувствительная масса
ФАП	Фазовая автоподстройка

Список использованных источников

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / Под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. Изд. 4-е, перераб. и доп. - М.:Радиотехника, 2010. 800 с., ил.
2. Cox. D.B. Integration of GPS with Inertial Navigation Systems. NAVIGATION 1978, 25, 236–245.
3. Nielson, J.T.; Swearingen, G.W.; Witsmeer, A.J. GPS Aided Inertial Navigation. Aerosp. Electron. Syst. Mag. 1986, 1, 20–26.
4. Phillips, R.E.; Schmidt, G.T. GPS/INS Integration. Paper presented at AGARD-Lecture Series MSP LS 207 on System Implications and Innovative Application of Satellite Navigation, NATO; North Atlantic Treaty Organization: Paris, France, 1–2 July 1996; pp. 1–18.
5. El-Sheimy, N. Inertial Techniques and INS/DGPS Integration (ENGO 623-Course Notes); Department of Geomatics Engineering, University of Calgary: Calgary, AB, Canada, 2003; pp. 170–182.
6. The Martin Matador and Mace Missiles. Anatomy of a Tactical Missile. Guidance and Flight Controls [Электронный ресурс] URL: <http://www.mace-b.com/38TMW/Missiles/flight.htm> (дата обращения: 10.12.22).
7. Gibson James N. Nuclear Weapons of the United States: An Illustrated History. — Schiffer Pub., 1996 — 236 p.
8. Boozer, D. D. and Fellerhoff, J. R. (1988), Terrain-Aided Navigation Test Results in the AFTI/F-16 Aircraft. Navigation, 35: 161–175. doi:10.1002/j.2161-4296.1988.tb00949.x.
9. Красовский А.А., Белоглазов И.Н., Чигин Г.П. Теория корреляционно-экстремальных систем. М.: Наука, 1979.
10. Guidance and Navigation in the Global Engagement Department/ Frederick W. Riedel, Shannon M. Hall, Jeffrey D. Barton, James P. Christ, Brian K. Funk, Thomas D. Milnes, Peter E. Neperud, and David R. Stark // Johns hopkins apl technical digest. — 2010. — №2, vol. 29.

11. Белоглазов И.Н., Джанджгава Г.И., Чигин Г.П. Основы навигации по геофизическим полям.-М.: Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1985.- 328 с.
12. Красовский А. А. Динамика непрерывных самонастраивающихся систем. М.: Физматгиз, 1963. — 468 с.
13. DARPA: Adaptable Navigation Systems (ANS) [Электронный ресурс] URL: <http://www.darpa.mil/program/adaptable-navigation-systems> (дата обращения: 10.07.22).
14. Джанджгава Г.И., Герасимов Г. И., Августов Л.И. Навигация и наведение по пространственным геофизическим полям // «Известия Южного федерального университета. Технические науки». 2013. №3(140). С. 74–84.
15. Научно-технический отчет о составной части научно-исследовательской работы «Исследования и научно-техническое обоснование использования перспективных технологий в системе ГЛОНАСС в части использования геофизических полей в интересах навигации и метрологического обеспечения перспективных систем» (заключительный), инв. №18684а/2, 140 стр.
16. Рыбаков Е. А. Комплексование аппаратуры потребителя глобальных навигационных спутниковых систем с аппаратурой корреляционно-экстремальной навигации по гравитационному полю Земли: дис. ... канд. тех. наук. М., 2021. 138 с.
17. Фатеев В.Ф., Рыбаков Е.А. Оценка точности комплексной аппаратуры потребителя с использованием измерений характеристик гравитационного поля. В сборнике: Навигация по гравитационному полю Земли и ее метрологическое обеспечение. Доклады научно-технической конференции. 2017. С. 110-114.
18. Денисенко О.В., Пустовойт В.И., Сильвестров И.С., Фатеев В.Ф. Проблемы развития бесшовной ассистирующей технологии навигации в ГНСС ГЛОНАСС на основе измерений параметров геофизических полей. Альманах современной метрологии. №4. 2020. 127-160.
19. Радионавигационный план Российской Федерации. Утвержден приказом Минпромторга России от 4 сентября 2019 г. № 3296.

20. Holmes S.A., Featherstone W.E. A unified approach to the Clenshaw summation and the recursive computation of very high degree and order normalised associated Legendre functions // *Journ. of Geodesy*. 2002, 76 (5): 279–299.

21. Ключиков А.А. Технология определения параметров гравитационного поля Земли по градиентометрическим измерениям. 4. Вычисление компонент тензора градиента геопотенциала // *Геодезия и картография*. – 2016. – № 11. – С. 20–23. DOI: 10.22389/0016-7126-2016-917-11-20-23.

22. Попадъев В.В., Сорока А.И., Полубехин А.И., Цыганков В.Ю., Брайткрайц С.Г., Акиншин Р.Н., Хрущев А.В. Возможности коррекции инерциальных навигационных систем на основе гравиметрических карт Земли. *Научный вестник МГТУ ГА*. 2015; (222):90-97.

23. Lundquist C.A., Veis G. Smithsonian Astrophysical Observatory; Geodetic Parameters for a 1966 Smithsonian Institution Standard Earth; Smithsonian Astrophysical Observatory, Vol 200, Cambridge, Mass., 1966.

24. Lemoine F.G., et. all. GSFC Goddard Space Flight Center; The Development of the Joint NASA GSFC and the National IMagery and Mapping Agency (NIMA) Geopotential Model EGM96; Greenbelt, Md, 1998.

25. N.K. Pavlis, S.A. Holmes, S.C. Kenyon, J.K. Factor // The development and evaluation of the Earth Gravitational Model 2008 (EGM2008). *Journal of Geophysical Research*, vol. 117, B04406, DOI:10.1029/2011JB008916, 2012.

26. Бобров Д. С. Разработка методов и средств создания навигационных гравитационных карт: дис. ... канд. тех. наук. М., 2020. 183 с.

27. Сугаипова Л. С. Разработка и исследование методов разномасштабного моделирования геопотенциала: дис. ... докт. тех. наук. М., 2018. 325 с.

28. И.С. Сильвестров, В.Ф. Фатеев, Д.С. Бобров. Способ подготовки высокодетальных гравиметрических карт // Заявка на изобретение №2021135781/28 от 06.12.2021.

29. Products Land Gravity [Электронный ресурс] URL: <https://microglacoste.com/product-category/land/> (дата обращения: 10.12.22).

30. Баллистический абсолютный гравиметр ГАБЛ-ПМ для полевых работ

[Электронный ресурс] URL: https://www.iae.nsk.su/images/stories/3_Innovation/0_Prikladnye/Gravim.pdf (дата обращения: 14.05.23).

31. Витушкин Л.Ф., Орлов О.А. Абсолютный баллистический гравиметр АБГ-ВНИИМ-1 разработки ВНИИМ имени Д.И. Менделеева // ГИРОСКОПИЯ И НАВИГАЦИЯ. №2(85). 2014. Стр. 95-101.

32. Scintrex Limited [Электронный ресурс]. URL: https://scintrexltd.com/wp-content/uploads/2017/02/CG-5-Manual-Ver_8.pdf (Дата обращения: 15.04.2022).

33. ZLS Corporation [Электронный ресурс]. URL: <http://zlscorp.com/wp-content/uploads/2013/02/BM-Brochure-r.pdf> (Дата обращения: 15.04.2022).

34. Micro-g LaCoste [Электронный ресурс]. URL: http://microglacoste.com/wp-content/uploads/2017/03/MgL_gPhoneX-Brochure.pdf (Дата обращения: 15.04.2022).

35. Krasnov A.A., Sokolov A.V., A modern software system of a mobile Chekan-AM gravimeter // Gyroscopy and navigation, 2015, no. 2, pp. 118-131.

36. Scintrex Limited [Электронный ресурс]. URL: <https://scintrexltd.com/product/sea-iii-marine-gravity-system/> (Дата обращения: 15.04.2022).

37. Scintrex Limited [Электронный ресурс]. URL: <https://scintrexltd.com/product/tags-7-dynamic-gravity-meter/> (Дата обращения: 15.04.2022).

38. Muquans [Электронный ресурс]. URL: <https://www.muquans.com/product/absolute-quantum-gravimeter> (Дата обращения: 15.04.2022).

39. Юзефович А.П. Поле силы тяжести и его изучение: учебное пособие. – М.: Изд-во. МИИГАиК, 2014. –194 с., ил

40. Сорока А.И., Микаэльян С.В., Полубехин А.И., Цыганков В.Ю., Попадьев В.В. Аэрокосмическая гравиградиентометрия, её статус, перспективы дальнейшего развития и возможного инновационного использования. Материалы Всероссийской научно-технической конференции “XI Научные чтения, посвященные памяти Н.Е. Жуковского”, Сборник докладов. – М.: Издательский дом Академии имени Н.Е. Жуковского, 2014, с.341-343.

41. Anneschione M., Moody M., Carroll K., Dickson D., Main B. Benefits of a high performance airborne gravity gradiometer for resource exploration. Proceedings of

Exploration 07: Fifth Decennial International Conference on Mineral Exploration, 2007, pp. 889–893.

42. Gerber, M.A., Gravity Gradiometry: Something New in Inertial Navigation, Astronautics and Aeronautics, 1978, vol. 16, pp. 18–26.

43. DiFrancesco, D., Gravity gradiometry developments at Lockheed Martin, EGS – AGU – EUG Joint Assembly, Abstracts from the meeting held in Nice, France, April 2003, abstract #1069.

44. Гайворонский С.В., Кузьмина Н.В., Цодокова В.В. Автоматизированный зенитный телескоп для решения астрономо-геодезических задач // Навигация по гравитационному полю Земли и ее метрологическое обеспечение. Доклады научно-технической конференции, 14-15 февраля 2017 г., Менделеево. – Менделеево: ФГУП «ВНИИФТРИ», 2017, ил. 185, табл. 41, библи. 297, 362 с., 197-205 с.

45. Мурзабеков М.М., Фатеев В.Ф., Пругло А.В., Равдин С.С. Результаты астроизмерений уклонений отвеса с использованием нового метода измерений. Альманах современной метрологии. 2020. № 2 (22). С. 42-56.

46. Фатеев В.Ф., Смирнов Ф.Р., Рыбаков Е.А. Измерение эффекта удвоения гравитационного смещения частоты с помощью квантового нивелира на водородных часах. Письма в Журнал технической физики. 2022. Т. 48. № 7. С. 36-39.

47. Фатеев В.Ф., Рыбаков Е.А. Экспериментальная проверка квантового нивелира на мобильных квантовых часах. Доклады Российской академии наук. Физика, технические науки. 2021. Т. 496. № 1. С. 41-44.

48. Фатеев В.Ф. Релятивистская теория и применение квантового нивелира и сети "Квантовый футшток". Альманах современной метрологии. 2020. № 3 (23). С. 11-52.

49. Takamoto, M., Ushijima, I., Ohmae, N. et al. Test of general relativity by a pair of transportable optical lattice clocks. Nat. Photonics 14, 2020.

50. Grotti, J., Koller, S., Vogt, S. et al. Geodesy and metrology with a transportable optical clock. Nature Phys 14, 2018.

51. Бэлью Л., Стулингер Э. Орбитальная станция «Скайлэб». (Сокр. пер. с англ. под общ. ред. д-ра физ.-мат. наук Г.Л. Гродзовского). – М.,

«Машиностроение», 1977. – 232 с.

52. Спутниковая система «ГЕО-ИК-2». Сайт ОАО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева. [Электронный ресурс]. <http://www.iss-reshetnev.ru/?cid=prj-geo-ik2> (Проверено 16.02.2022).

53. Фатеев В.Ф., Сахно И.В. Особенности построения авиационно-космических двухпозиционных РСА с монохроматическим зондирующим сигналом//Сб. трудов. СПб: МО РФ. 2004.

54. Сахно И.В., Ткачев Е.А., Гаврилов Д.А., Успенский К.К. Малый космический аппарат обзора морской поверхности с использованием сигналов спутниковых радионавигационных систем // Изв. ВУЗов, сер Приборостроение, 2009, 52, №4, С.34-39.

55. Фатеев В.Ф., Ксендзук А.В., Обухов П.С., Крапивкин Г.И., Тимошенко Г.В., Король Г.Н., Новиков В.А., Герасимов П.А., Шахалов К.С. Экспериментальный бистатический радиолокационный комплекс// Радиотехника, 2012, Электромагнитные волны и электронные системы №5, т.17.

56. Фатеев В.Ф., Лопатин В.П., Кузьмин Н.И. Космический эксперимент по радиолокации с использованием сигналов ГНСС на борту МКС // Метрология времени и пространства. Материалы VIII Международного симпозиума, Менделеево, МО, 2016 г.

57. Фатеев В. Ф., Лопатин В. П. Космический бистатический радиолокатор контроля профиля поверхности океана на основе сигналов ГНСС // Изв. вузов. Приборостроение. 2019. Т. 62, № 5. С. 484-491.

58. Канушин В. Ф., Ганагина И.Г. Современные проблемы физической геодезии: учебное пособие для студентов, обучающихся по специальности 120103.65 "Космическая геодезия" и направлению подготовки магистров 120100.68 "Геодезия и дистанционное зондирование" / ФГБОУ ВПО "СГГА"- 2-е изд., испр. - Новосибирск : СГГА, 2014. - 122 с.

59. Грушинский Н.П. Теория фигуры Земли. М.: Наука, 1976. 511 с.

60. A. B. Watts, K. Horai & N. M. Ribe. On the determination of the deflection of the vertical by satellite altimetry // Marine Geodesy. 1984. Vol. 8. Number 1-4. P. 85-

127.

61. Медведев П.П. и др. Спутниковая альтиметрия // Гравиметрия и геодезия. М.: Научный мир, 2010. С.404-422.

62. Македонский Е.Л., Непоклонов В.Б., Задорожко Л.И. 1992. Моделирование гравитационного поля Земли для коррекции измерительных и навигационных средств. СПб.: ЦНИИ «Электроприбор», 58 с.

63. Hwang C., Kao E., Parsons B. 1998. Global derivation of marine gravity anomalies from Seasat, Geosat, ERS1 and Topex/Poseidon altimeter data // Geophys. J. 2(134), 449–459.

64. Дробышев и др. Оценка потенциальных возможностей спутниковой альтиметрии при изучении гравитационного поля Мирового океана // Гироскопия и навигация. 3 (50), 14–25.

65. Железняк Л.К., Конешов В.Н. Оценка погрешности данных спутниковой альтиметрии по сравнению с гравиметрическими материалами // Физика Земли. 1, 76–81.

66. Fu L., Christensen E.J., Yamarone C.A., Lefebvre M., M'énard Y., Dorrer M., Escudier P. TOPEX/POSEIDON mission overview // Journal of Geophysical Research, 99(C12), 24369–24381.

67. Kaula W. The terrestrial environment: Solid earth and ocean physics: Report of a study at Williamstown, Mass., NASA Contract. Rep., CR-1579, 1970.

68. Reigber C., Lühr H., Schwintzer P. and Wickert J. Earth Observation with CHAMP // Results from Three Years in Orbit, Springer-Verlag, 65–70.

69. Montenbruck O., Kroes R. In-flight performance analysis of the CHAMP BlackJack GPS Receiver // GPS Solutions, Volume 7, No 2. August 2003, pp. 74-86.

70. Touboul P., Foulon B., LeClerc G.M. STAR, The Accelerometer of the Geodesic Mission CHAMP // Proceedings of the 49th IAF Congress, Melbourne, Australia, Sept. 28 - Oct. 2, 1998, IAF-98-B.3.07.

71. Forste C., Choi S. CHAMP accelerometer preprocessing at Geo-ForschungsZentrum Potsdam // Earth Observation with CHAMP. Results from Three Years in Orbit, Springer-Verlag, 169–174.

72. Shin-Chan Han, Shum C.K., Jekeli C., Braun A., Chen Y., Chung-Yen Kuo. CHAMP Gravity Field Solutions and Geophysical Constraint Studies // Earth Observation with CHAMP. Results from Three Years in Orbit, Springer-Verlag, 108–114.

73. Maus S., Rother M., Hemant K., Luhr H., Kuvshinov A., Olsen N. Earth's lithospheric magnetic field determined to spherical harmonic degree 90 from CHAMP satellite measurements // Geophysical Journal International, Vol. 164, Is. 2, 2006, P. 319–330.

74. Jakowski N., Tsybulya K., Mielich J., Belehaki A., Altadill D., Jodogne J.-C. and Zolesi B. Validation of GPS ionospheric radio occultation results onboard CHAMP by vertical sounding observations in Europe // Earth Observation with CHAMP. Results from Three Years in Orbit, Springer-Verlag, P. 108–114.

75. Wolff, M. Direct measurements of the Earth's gravitational potential using a satellite pair. Journal of Geophysical Research, 74, Pages 5295–5300.

76. Colombo O. L. Global geopotential modelling from satellite-to-satellite tracking // Rep. 317, Dep. of Geod. Sci. and Surv., OhioState Univ., Columbus, 1981.

77. Piscane V.L. et al. Description of the Dedicated Gravitational Satellite Mission (GRAVSAT) // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing, Vol. GE-20, No. 3, pp315-321, July 1982.

78. Taylor P.T., et al., GRM: Observing the Terrestrial Gravity and Magnetic in the 1990's. EOS, Vol. 64, № 43, October 25, 1983, pages 609-611.

79. Antreasian P.G., Lundberg J.B., Schutz B.E. Simulation of the GRM Drag Compensation System // The Journal of the Astronautical Sciences, Vol. 39, No.4, pp487-518, October-December, 1991.

80. Vetter J.R., and et al. A Historical Survey of Earth Gravitational Models Used in Astrodynamics from Sputnik and TRANSIT to GPS and TOPEX // Proceedings of the AAS/AIAA Astrodynamics Conference, AAS 93-620, Victoria, British Columbia, Canada, August 16-19, 1993.

81. Tapley B.D., and et al. GRACE Mission Proposal to the ESSP Program. 1997.

82. Tapley B.D., and et al. The Current Status of the GRACE Mission// GRACE Science Team Meeting. GSTM proceedings 2017.

83. Witkowski M., Massmann, F.-H. Status GRACE mission operations. GRACE

Science Team Meeting. GSTM proceedings 2014.

84. Thomas J. An analysis of gravity-field estimation based on intersatellite dual 1-way biased ranging // Technical Report JPL 98-15, Jet Propulsion Laboratory.

85. Kim J., Tapley B. Error Analysis of a Low–Low Satellite-to-Satellite Tracking Mission // *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 25, Page 6.

86. Touboul P., Foulon B., and Willemenot E. Electrostatic space accelerometers for present and future missions. *Acta Astronautica*, 45, Pages 605–617, doi: 10.1016/S0094-5765(99)00132-0.

87. Kang Z., Tapley B., Bettadpur S., Ries J., Nagel P. Precise orbit determination for GRACE using accelerometer data // *Advances in Space Research*, 38, Pages 2131–2136, doi: 10.1016/j.asr.2006.02.021.

88. Jäggi A., Hugentobler U., Bock H., and Beutler, G. Precise orbit determination for GRACE using undifferenced or doubly differenced GPS data. *Advances in Space Research*, 39, Pages 1612–1619, doi: 10.1016/j.asr.2007.03.012.

89. Liu X. Global gravity field recovery from satellite-to-satellite tracking data with acceleration approach // PhD thesis, Technical University of Delft, 2008.

90. Schumaker RL.: 1990, 'Scientific Applications of Frequency-Stabilized Laser Technology in Space,' Jet Propulsion Laboratory Pub. 90-50, Caltech, Pasadena, CA, pp. 133-146.

91. Bender P.L. 'Integrated laser Doppler method for measuring planetary gravity fields,' in *From Mars to Greenland: Charting Gravity with Space and Airborne Instruments* // IAG Symposium, Vol. 110, Springer-Verlag, pp. 63-72.

92. Colombo, O.L., Chao, RF.: 1992, 'Global gravitational change from space in 2001,' IAG Symposium Vol. 112, Potsdam.

93. Watkins M.M., Folkner W.M., Chao B., Tapley B.D.: 2000, 'EX-5: A laser interferometer follow-on to the GRACE mission,' presented at GGG2000, Banff, Canada, 31 July - 5 August, 2000.

94. D. Schütze et al., "Laser beam steering for GRACE Follow-On intersatellite interferometry," *Opt. Express*, vol. 22, pp. 24117–24132, Oct 2014.

95. Elsaka B., Raimondo J., Brieden P., Reubelt T., Kusche J., Flechtner F., Iran

S., Sneeuw N., Müller J. Comparing seven candidate mission configurations for temporal gravity field retrieval through full-scale numerical simulation // *J. Geophys. Res.* 2014. – Volume 88, Issue 1, pp 31-43.

96. Elsaka B. Feasible Multiple Satellite Mission Scenarios Flying in a Constellation for Refinement of the Gravity Field Recovery // *International Journal of Geosciences.* 2014. 5(3): 267-273.

97. Stummer C., Siemes C., Pail R., Frommknecht B., Floberghagen R. Upgrade of the GOCE Level 1b gradiometer processor // *Advances in Space Research.* – 2012. – V. 49. – P. 739–752.

98. Langeman et al. ARISTOTELES Additional Study Executive Summary Report June 1990 ESA Contract 8355/89/NUJS(SC).

99. Balmino G., Letoquart D., Barlier F., Ducasse F., Bernard A., Sacleux B., Bouzat C., Le Pichon X., Souriau M. Le projet GRADIO et la détermination à haute résolution du géopotentiel. *Journal of Geodesy*, 58(2): 151–179. doi: 10.1007/BF02520899.

100. Schrama E.J. Gravity Field Error Analysis: Applications of GPS Receivers and Gradiometers on Low Orbiting Platforms NASA TM 100769.

101. Wells W.C. Spaceborne Gravity Gradiometers, NASA Conf. Pub. 2305, 1984.

102. Paik H.J. // *J Astronautical Sci.*, vol. 29, 1981. M. V. Moody, H. A. Chan, and H. J. Paik, *IEEE Trans. Magn.*, vol. MAG-19, p. 461, 1983.

103. A. Popescu. Satellite Design and Status GOCE // ESA/ESTEC.

104. Christophe B., Marque J-P., Foulon B. Accelerometers for the ESA GOCE mission: one year of in-orbit results. *GPHYS SYMPOSIUM.* Paris, 2010, 26 p.

105. В.Б. Брагинский. Измерение малых сил в физических экспериментах. М. «НАУКА», 1974.

106. Информационные спутниковые системы №8, 2009, стр. 22-23.

107. Глушков В.В., От Геоида до Гео-ИК-2: история и перспективы развития отечественных космических геодезических комплексов // *Геодезия и картография.* – 2016. – № 9. – С. 22–29. DOI: 10.22389/0016-7126-2016-915-9-22-29.

108. В.Е. Косенко. Комплексные исследования по обоснованию путей создания, принципов построения, определению проектного облика космической

системы глобального геодезического мониторинга // Альманах современной метрологии. №3, 2015 г. – с. 9 – 20.

109. Einstein A. Sitzungsber. Preuss. Akad. Wiss., 1916, 688.

110. Einstein, Sitzungsber. Preuss. Akad. Wiss. 1, 154 (1918).

111. C.W. Misner, K. S. Thorne, J.A. Wheeler. GRAVITATION. W.H. Freeman and Company. San Francisco, 1973.

112. В.В. Белецкий. Движение искусственного спутника относительно центра масс М., 1965 г., 416 стр. с ил.

113. Красовский А.А., Румянцев Е.А., Сучков А.И., Вавилов Ю.А. Одноканальные двумерные измерительные и управляющие системы. Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. Выпуск 1207. Издание Академии. 1967.- 345с.

114. Брагинский В.Б., Зельдович Я.Б., Руденко В.Н., Письма в ЖЭТФ, 10, 437.

115. Joseph Webber, Phys. Rev. Lett. 20, 1307 (1968).

116. Герценштейн М.Е., Пустовойт В.И. ЖЭФТ 43 605 (1962); Gertsenshtein ME, Pustovoit V I Sov. Phys. JETP 16 433 (1963).

117. LIGO (Laser Interferometer Gravitational-Wave Observatory) [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ligo.caltech.edu/> (дата обращения: 10.08.23).

118. B. P. Abbott (LIGO Scientific Collaboration and Virgo Collaboration) et al. Observation of Gravitational Waves from a Binary Black Hole Merger (англ.) // Physical Review Letters: journal. — 2016. — Vol. 116, no. 6. — DOI:10.1103/PhysRevLett.116.061102.

119. Weiss R., Bender P.L., Misner C.W., Pound R.V. Report of the Sub-Panel on Relativity and Gravitation, Management and Operations Working Group for Shuttle Astronomy // Technical report, NASA, Washington, DC (1976).

120. Astrium. LISA – study of the Laser Interferometer Space Antenna; final technical report, 2000.

121. Hammersfahr. LISA mission study overview. Class. Quant. Grav., 18: 4045–4051, 2001.

122. Laser Interferometer Space Antenna: A Cornerstone Mission for the

Observation of Gravitational Waves. System and Technology Study Report ESA-SCI (2000)11 July 2000.

123. Racca G.D., McNamara P.W. The LISA Pathfinder Mission, Tracing Einstein's Geodesics in Space// Space Science Reviews, Vol. 151, No 1-3, March 2010, pp. 159-181, DOI: 10.1007/s11214-009-9602-x.

124. Пустовойт В.И., Донченко С.И., Денисенко О.В., Фатеев В.Ф. Концепция создания космической лазерной гравитационной антенны на геоцентрической орбите ГЛОНАСС «SOIGA». «Альманах современной метрологии» № 1 (21) 2020, стр. 27–49.

125. Донченко С.С., Фатеев В.Ф., Давлатов Р.А., Харламов П.Г., Карауш Е.А., Гостев Ю.В., Соколов Д.А., Лавров Е.А. Особенности высокоточной космической лазерной гравитационно-волновой антенны на основе спутников, движущихся по орбитам ГЛОНАСС. Альманах современной метрологии. 2020. № 3 (23). С. 53-96.

126. Донченко С.С., Давлатов Р.А., Лавров Е.А., Соколов Д.А., Скакун И.О., Гунин П.М. Результаты исследования фазовых шумов лазерного интерферометра для проекта космического детектора гравитационных волн SOIGA. Оптический журнал. 2023. Т. 90. № 6. С. 3-14.

127. Willemenot E., Touboul P. and Josselin V. Bollettino di Geofisica Teorica ed Applicata, 1999, vol. 40, N. 3-4, pp. 527-532.

128. Dittus H. Endeavour Volume 15, 1991, Issue 2, pp. 72-78.

129. Visser, P.N.A.M. Using the GOCE star trackers for validating the calibration of its accelerometers. J Geod 92, 833–846 (2018). <https://doi.org/10.1007/s00190-017-1097-8>.

130. GOCE (Gravity field and steady-state Ocean Circulation Explorer) [Электронный ресурс]. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/g/goce> (дата обращения: 01.08.23).

131. Koop R., Yisser P., and Tscherning C. Aspects of GOCE calibration. International GOCE user workshop, 2001.vol. WPP-188. ESA/ESTEC.

132. Yunlong W., Hui1 L., Zhengho Z., and Kabman K. Geodesy and Geodynamics, 2012, vol. 3, pp. 34-39.

133. P. Novák, M. Šprlák, M. Pitoňák. On determination of the geoid from measured gradients of the Earth's gravity field potential // *Earth-Science Reviews*, 2021, pp. 103773.

134. Фатеев В.Ф. Космические измерители параметров гравитационного поля (часть 2) // *Альманах современной метрологии*. 2021. № 2 (26). С. 68-78.

135. Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф., Лопатин В.П. Возможности использования системы ГЛОНАСС для формирования гравиметрической многоспутниковой системы // *Альманах современной метрологии*. 2020. № 4 (24). С. 65-85.

136. Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф., Лопатин В.П. Применение навигационной аппаратуры ГНСС на борту наноспутника // *Известия высших учебных заведений. Приборостроение*. 2018. Т. 61. № 5. С. 437-445.

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

138. PolaRx5 product datasheet. [Электронный ресурс]. URL: <https://technokauf.ru/upload/iblock/223/223f92b289b9562afed5709a008c2c29.pdf> (дата обращения: 11.08.23).

139. Стандарт частоты рубидиевый сверхминиатюрный квантовый НАПКПН. Информационный материал. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.vniiftri.ru/upload/iblock/a07/a074a62081ea64bc92bdbf9992bd9914.pdf>. (дата обращения: 11.08.23).

140. Яшкин С.Н. Спутниковая градиентометрия и системы «спутник-спутник» / С. Н. Яшкин. - Москва: МИИГАиК, 2009. - 111 с.: ил., табл.; 21 см.; ISBN 978-5-91188-020-0.

141. Давлатов Р.А. Исследование перспективной космической измерительной системы для формирования навигационных гравиметрических карт // *Приборы*. 2021. № 7 (253). С. 34-47

142. Яшкин С.Н., Лонский И.И. Уравнения поправок измеренных величин в системе «спутник-спутник» // *Известия высших учебных заведений. Геодезия и аэрофотосъемка*. 2003. № 4. С. 31-38.

143. Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф. Многоспутниковый кластер для

определения параметров гравитационного поля Земли // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2019. Т. 62. № 5. С. 470-476.

144. Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф., Сильвестров И.С., Лопатин В.П. Космическая многоспутниковая система геофизического мониторинга. Состав и применение // Альманах современной метрологии. 2021. № 2 (26). С. 52-67.

145. Витушкин Л.Ф. Абсолютные баллистические гравиметры. Гирскопия и навигация. 2015. № 3 (90). С. 3-12.

146. Фатеев В.Ф. Космические измерители параметров гравитационного поля // Альманах современной метрологии, 2015, №3, стр. 32-62.

147. Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф. Анализ возможностей космического градиентометра на свободных массах // Альманах современной метрологии. 2020. № 2 (22). С. 65-72.

148. Денисенко О.В., Сильвестров И.С., Фатеев В.Ф., Давлатов Р.А. Лазерный космический гравитационный градиентометр. Патент на изобретение RU 2754098 C1, 26.08.2021. Заявка №2021102273 от 01.02.2021.

149. Белецкий В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс (М.:Наука, 1965).

150. Ландау Л.Д., Лифшиц Е.М. Механика. Изд. «Наука», М. 1973, стр. 161.

151. Давлатов Р.А., Пустовойт В.И., Фатеев В.Ф. Лазерные гравиметры на основе интерферометра Фабри-Перо // Физические основы приборостроения. 2017. Т. 6. № 3 (25). С. 63-71.

152. Васильев В.П., Садовников М.А., Соколов А.Л., Шаргородский В.Д., Акентьев А.С. Прецизионный КА "БЛИЦ-М" // Материалы VII Международного симпозиума. Метрология времени и пространства. 2014.

153. Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф. Программа для моделирования лазерного космического гравитационного градиентометра на свободных массах Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ 2023666518, 01.08.2023. Заявка № 2023664757 от 12.07.2023.

154. Haagmans R., Prijatna K. and Omang O.C.D., 2003. An alternative concept for validation of GOCE gradiometry results based on regional gravity. In: Tziavos I.N.

(Ed.), Gravity and Geoid 2002. Ziti Editions, Thessaloniki, Greece, 281-286.

155. Pail R. Local gravity field continuation for the purpose of in-orbit calibration of GOCE SGG observations. *Adv. Geosci.*, 1, 11-18.

156. Kern M. and Haagmans R. Determination of gravity gradients from terrestrial gravity data for calibration and validation of gradiometric data. In: Jekeli C., Bastos L. and Fernandes L. (Eds), Gravity, Geoid and Space Missions. International Association of Geodesy Symposia, 129, Springer-Verlag, Heidelberg, Germany, 95-100.

157. Eshagh M. Towards validation of satellite gradiometric data using modified version of 2nd order partial derivatives of extended Stokes' formula. *Artif. Satell.*, 44, 103-129.

158. Arabelos D. and Tscherning C.C. Calibration of satellite gradiometer data aided by ground gravity data. *J. Geodesy*, 72, 617-625.

159. Wolf K.I. and Denker H. Upward continuation of ground data for GOCE calibration. In: Jekeli C., Bastos L. and Fernandes L. (Eds), Gravity, Geoid and Space Missions. International Association of Geodesy Symposia, 129, Springer-Verlag, Berlin, Germany, 60-65.

160. Arabelos D., Tscherning C.C. and Veichert M. External calibration of GOCE SGG data with terrestrial gravity data: a simulation study. In: Tregoning P. and Rizos C. (Eds), Dynamic Planet. International Association of Geodesy Symposia, 130. Springer-Verlag, Heidelberg, Germany, 337-344.

161. H. Yildiz, R. Forsberg, C. C. Tscherning, D. Steinhage, G. Eagles, J. Bouman. Upward continuation of Dome-C airborne gravity and comparison with GOCE gradients at orbit altitude in east Antarctica // *Stud. Geophys. Geod.*, 61 (2017), DOI: 10.1007/s11200-015-0634-2.

162. Давлатов Р.А., Сильвестров И.С., Фатеев В.Ф. Методы калибровки космических гравитационных градиентометров // *Измерительная техника*. 2020. №1. С. 5-11.