

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

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

Автореферат  
диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Менделеево, 2023 г.

Работа выполнена в Федеральном государственном унитарном предприятии «Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений» (ФГУП «ВНИИФТРИ»).

**Научный руководитель:**

**Фатеев Вячеслав Филиппович**, доктор технических наук, профессор, Заслуженный деятель науки РФ, начальник научно-технического центра «Метрологического обеспечения наземной и космической гравиметрии» ФГУП «ВНИИФТРИ».

**Официальные оппоненты:**

**Милюков Вадим Константинович**, доктор физико-математических наук, заведующий лабораторией лазерных интерферометрических измерений Государственного астрономического института им. П.К. Штернберга Московского государственного университета им. М.В. Ломоносова (г. Москва).

**Гусев Игорь Витальевич**, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник отдела 03002 АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (г. Королев).

**Ведущая организация:** Военно-космическая академия им. А.Ф. Можайского, 197198, Россия, г. Санкт-Петербург, ул. Ждановская, д.13.

Защита диссертации состоится «\_\_» \_\_\_\_\_ 20\_\_ г. в \_\_:\_\_ часов на заседании диссертационного совета Д 32.1.004.01 в ФГУП «ВНИИФТРИ» по адресу: 141570, Московская обл., Солнечногорский р-н., р.п. Менделеево.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ФГУП «ВНИИФТРИ» ([www.vniiftri.ru](http://www.vniiftri.ru)):  
<https://www.vniiftri.ru/upload/iblock/589/713wx1tk30mfon36zjy870i7pkapge9.pdf>.

Автореферат разослан «\_\_» \_\_\_\_\_ 2023 г.

Ученый секретарь Диссертационного совета,  
кандидат физико-математических наук



М.В. Балаханов

## Введение

### Актуальность темы исследований

В настоящее время разрабатываются автономные помехозащищенные системы навигации, ключевым элементом которых является бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС). Главным преимуществом БИНС является абсолютная помехозащищенность, поскольку постановка организованных помех такой системе невозможна. Однако они накапливают погрешность определения координат, которая в среднем составляет 1800 м за один час движения. Поэтому при длительных интервалах времени движения необходимо выполнять коррекцию накопившейся погрешности при определении текущих координат. Для этого используется дополнительная измерительная информация, в качестве которой могут быть:

1. Результаты измерений координат с помощью навигационной аппаратуры потребителей глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) 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 ГНСС 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.

2. Карты 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.

3. Оптические изображения местности. Погрешность коррекции показаний БИНС 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.

4. Параметры магнитного поля Земли. Существенным ограничением их использования является подверженность 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 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 Этвеш, соответственно. Такие карты для доступных территорий подготавливаются с помощью полевых гравиметров и градиентометров. При этом детальность измерений должна быть не хуже 1 км.

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.

В настоящее время на борту космического аппарата без каких-либо пространственных ограничений возможно определение только второго гравитационного градиента. Для этого используется космический гравитационный градиентометр, принцип действия которого заключается в определении разности гравитационных сил, действующих на пробные массы. Это реализуется на основе измерений параметров их относительного движения. Первый 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 движения космического аппарата.

В проектах GRACE и GRACE-FO 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 градиентов гравитационного потенциала. 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.

**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 задачи исследований:**

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 полунатурное моделирование.

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.

**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 работы.** Результаты исследований использованы при выполнении гранта РФФИ и пяти научно-исследовательских работ.

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 геопространственной 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 опубликованы в 17 статьях, в том числе в 9 статьях в изданиях из Перечня ВАК российских рецензируемых изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертации, и 27 докладах на научно-технических конференциях. Получено два патента на изобретение, два свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ и два свидетельства о государственной регистрации баз данных.

### **Структура и объем диссертации**

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, перечня условных обозначений и сокращений, списка цитируемой литературы из 162 наименований. Общий объем диссертации составляет 175 страниц. Диссертация содержит 65 рисунков и 14 таблиц.

### **СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во Введении** обоснована актуальность темы диссертации, указана цель и задачи исследования, сформулированы основные положения, выносимые на защиту, научная новизна, определена практическая значимость и личный вклад автора.

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

На основе публикаций, представленных в сборнике статей по итогам конференций «Навигация по гравитационному полю Земли и ее метрологическое обеспечение» и «Навигация по гравитационному и магнитному полям Земли. Новые технологии» установлено, что для достижения погрешности навигации по ГПЗ 700 м необходимо использовать навигационную гравиметрическую карту первого градиента гравитационного потенциала, т.е. ускорения силы тяжести, с погрешностью не более 1 мГал ( $1 \text{ мГал} = 10^{-5} \text{ м/с}^2$ ), второго градиента - не более 5 Этвеш ( $1 \text{ Этвеш} = 1 \text{ мГал}/10 \text{ км} = 10^{-9} \text{ с}^{-2}$ ). Детальность данных – не более 1 км. Для формирования навигационных карт удаленных и труднодоступных территорий и акваторий следует выполнять измерения на борту геодезического космического аппарата (ГКА). Для предъявления требований к погрешности измерения градиентов в околоземном пространстве выполнено моделирование аномальности параметров гравитационного поля на поверхности

Земли и на орбите высотой 300 км с использованием модели EGM2008. В итоге установлено, что аномальность первого градиента уменьшается в 50 раз, второго градиента – в 1650 раз. В свою очередь, это приводит к необходимости измерения первого и второго градиентов потенциала с погрешностями 0,020 мГал и 0,003 Этвеш соответственно. Установлено, что для редуцирования (переноса) результатов измерений с орбиты ГКА на поверхность Земли необходимо измерить третий градиент потенциала с погрешностью не более 0,001 Этвеш/км.

Выполнена оценка возможности расчета градиентов потенциала по математическим моделям ГПЗ, рельефу местности и плотностям пород Земли. Указаны их достоинства и недостатки. В результате анализа известных наземных и воздушных средств измерений гравитационного потенциала и его градиентов сделан вывод о непригодности их использования на борту ГКА в условиях невесомости.

В настоящее время на борту ГКА без каких-либо пространственных ограничений возможно определение только второго градиента потенциала. Для этого используются космические градиентометры, принцип измерения которых заключается в определении разности гравитационных сил, действующих на разнесенные пробные массы. Эта разность определяется на основе измерений параметров их относительного движения. В результате анализа зарубежных космических градиентометров выделены основные их параметры и оценены картографические возможности (таблица 1).

Таблица 1 - Результаты анализа зарубежных космических градиентометров

| Параметр                     |                 | СНАМР   | GRACE <sup>1</sup> /<br>GRACE-FO <sup>2</sup>   | GOCE  |
|------------------------------|-----------------|---|---|---|
| Тип                          |                 | Двухспутниковый по линии «спутник-спутник»                          |   | Односпутниковый   |
| Измерительное средство       |                 | Навигационная аппаратура потребителя GPS                            | Фазовый радиодальномер <sup>1</sup> ( $\sigma = 1$ мкм), лазерный фазовый дальномер <sup>2</sup> ( $\sigma = 50$ 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 | Первый градиент | 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  |

В итоге сделан вывод, что 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 привлечение 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. Отмечено, что во ФГУП «ВНИИФТРИ» предложен и разработан наземный макет бортового лазерного интерферометра отечественной гравитационно-волновой антенны «SOIGA» с погрешностью 100 пм.

Для достоверного измерения составляющих второго градиента потенциала на борту ГКА 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 неопределенностью калибровки не более  $10^{-5}$  Этвеш для бортового градиентометра любого типа.

В целом, в процессе анализа установлено, что для формирования навигационных


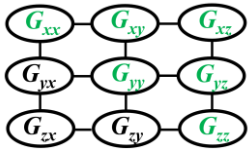
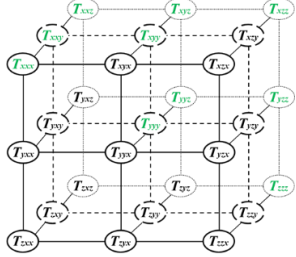
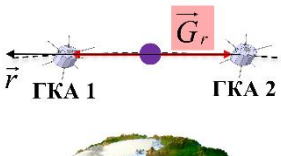
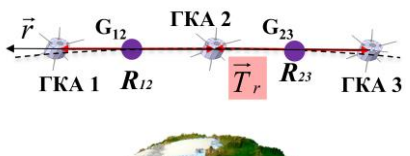
гравиметрических карт удаленных территорий и акваторий необходимо:

- разработать элементы теории и структуру многоспутникового кластера для совместного определения первого, второго и третьего градиентов гравитационного потенциала. При этом спутники кластера выполняют роль свободных космических масс;
- исследовать лазерный бортовой градиентометр на основе свободных масс внутри космического аппарата и выполнить полунатурное моделирование;
- разработать новый метод бортовой калибровки космических градиентометров.

В Главе 2 приводятся результаты разработки метода совместного определения составляющих первого, второго и третьего градиентов гравитационного потенциала.

В таблице 2 представлены параметры градиентов гравитационного потенциала. У первого градиента три составляющих, при этом отсутствуют методы и средства их определения на борту ГКА из-за невесомости. У второго градиента шесть независимых составляющих. Однако классические двухспутниковые градиентометры обеспечивают определение только одной составляющей вдоль межспутникового расстояния. То же относится к третьему градиенту, у которого уже десять независимых составляющих и необходимо три ГКА для определения каждой из них. Это приводит к необходимости использования многоспутниковых систем.

Таблица 2 - Градиенты гравитационного потенциала

|   | <b>Первый градиент</b><br>$\vec{g} = \nabla W = \vec{i}g_x + \vec{j}g_y + \vec{k}g_z$ | <b>Второй градиент</b><br>$G = \nabla(\nabla W)$   | <b>Третий градиент</b><br>$T = \nabla(\nabla(\nabla W))$   |
|---|---|--|--|
| <b>Связь с потенциалом и составляющие</b> |      |                                |                                        |
| <b>Принцип измерения</b>                  | Не измеряется в космосе   | Система «спутник-спутник»<br> | Система «спутник-спутник-спутник»<br> |

Способ определения составляющих первого градиента по сигналам ГНСС

Способ определения составляющих первого градиента потенциала ГПЗ основан на измерении текущего радиального ускорения центра масс ГКА относительно удаленных космических ориентиров, в качестве которых целесообразно использовать спутники ГНСС – навигационные КА (НКА).

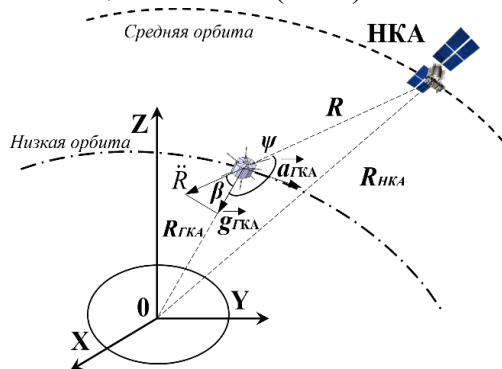


Рисунок 1 - Схема определения УСП

Рассмотрим общий случай относительного движения низкоорбитального ГКА и НКА (рисунок 1). В этом случае абсолютное радиальное ускорение в невращающейся системе координат будет описываться следующей формулой:

$$\vec{\ddot{R}} = \vec{g}_{ГКА} + \vec{a}_{ГКА}, \quad (1)$$

где  $\vec{\ddot{R}} = \partial^2 R / \partial t^2$  - абсолютное ускорение;  $\vec{g}_{ГКА}$  - гравитационное ускорение ГКА;  $\vec{a}_{ГКА}$  - ускорение ГКА, возникающее вследствие воздействия сил негравитационной природы.

Возмущающие ускорения негравитационной природы исключаются при измерении бортовыми высокоточными акселерометрами, погрешность которых в



настоящее время достигает  $10^{-12} \text{ м/с}^2$ . В соответствии с рисунком 1 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 (1) примет вид:

$$g_{ГКА} = \ddot{R} \cos \beta + \sigma_a, \quad (2)$$

где  $\beta$  – угол между направлениями ГКА - НКА и ГКА - центр масс;  $\sigma_a$  – остаточное негравитационное ускорение, обусловленное погрешностью акселерометра.

При расположении НКА в зените относительно ГКА имеем:

$$g_{ГКА} = \ddot{R} + \sigma_a. \quad (3)$$

Таким образом, определение первого градиента 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 навигационная аппаратура потребителя (НАП) ГНСС, в которой выполняется измерение текущей псевдофазы:

$$\Delta R = \Delta \varphi \lambda / 2\pi, \quad (4)$$

где  $\Delta \varphi$  – измеренное изменение фазы;  $\lambda$  – длина волны.

Стандартное отклонение определения ускорения при выполнении измерений по  $n$  видимых аппаратов ГНСС на трех навигационных сигналах по каждому из них будет выражаться следующей формулой:

$$S_{\ddot{R}} = \left( \frac{\partial \ddot{R}}{\partial \Delta R} \right) S_{\Delta R} = \frac{1}{t^2 \sqrt{3n}} S_{\Delta R}, \quad (5)$$

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

В таблице 3 представлены требования к интервалу измерений и погрешности измерения приращения расстояния для достижения погрешности определения ускорения не более 0,020 мГал.

Таблица 3 - Требования к интервалу измерений и погрешности приращения расстояния

| Погрешность измерения 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 спутников ГНСС. Для достижения такой точности на борту ГКА предлагается использовать полосу фазовой автоподстройки 0,6-3 Гц и рубидиевый сверхминиатюрный стандарт частоты НАП-КПН с кратковременной нестабильностью частоты (за 1 с) не более  $3 \cdot 10^{-11}$  в качестве опорного генератора приемника. Кроме того, следует учесть особые условия выполнения измерений на борту КА: отсутствие атмосферы, уменьшенное влияние ионосферы, отсутствие многолучевости, высокий уровень сигнал/шум.

*Способ определения составляющих второго градиента по сигналам ГНСС*

Рассмотрим два низкоорбитальных ГКА. В прямоугольной геоцентрической системе координат параметры их относительного движения и составляющие второго градиента связаны следующей системой уравнений.

$$\begin{cases} G_{xx} \Delta x + G_{yy} \Delta y + G_{zz} \Delta z = \Delta \ddot{x} \\ G_{yx} \Delta x + G_{yy} \Delta y + G_{yz} \Delta z = \Delta \ddot{y} \\ G_{zx} \Delta x + G_{zy} \Delta y + G_{zz} \Delta z = \Delta \ddot{z} \end{cases}, \quad (6)$$

где  $\Delta x, \Delta y, \Delta z$  – разность координат ГКА;  $\Delta \ddot{x}, \Delta \ddot{y}, \Delta \ddot{z}$  – составляющие разности гравитационных ускорений ГКА.

В системе уравнений (6) шесть неизвестных составляющих градиента. Следовательно, для их определения необходимо составить систему из 6 уравнений. Это приводит к необходимости использовать минимум две пары ГКА, например 1-2 и 3-4 на рисунке 2. Однако, при расположении ГКА в одной плоскости составляющие градиента в других плоскостях будут

оказывать малое влияние на параметры относительного движения ГКА, что не обеспечит их определение. Следовательно, для равноточного определения всех составляющих градиента предпочтительно располагать ГКА в трех орбитальных плоскостях. Это приводит к добавлению ГКА 5 и ГКА 6, расположенных по местной вертикали в зените и надире.

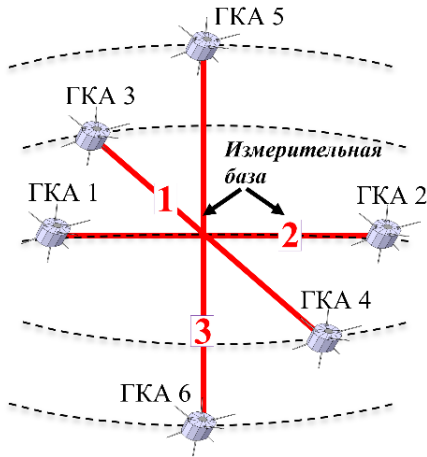


Рисунок 2 - Конфигурации многобазового градиентометра

в таком случае выражение (7) примет следующий вид:

$$G_{xx} = (g_{x,2} - g_{x,1}) / L_{x,12}, \quad (8)$$

где  $\Delta g_x$  – составляющая первого градиента по оси ОХ;  $L_{x,12}$  – расстояние между ГКА вдоль оси ОХ.

Стандартное отклонение составляющей второго градиента при  $S_{gx1} = S_{gx2}$ :

$$S_{G_{xx}} = \sqrt{2 \left( \frac{1}{L_x} \right)^2 S_{g_x}^2 + \left( \frac{\Delta g_x}{L_x^2} \right)^2 S_{L_x}^2}, \quad (9)$$

где  $S_{g_x}$  – стандартное отклонение измерения составляющей первого градиента;  $S_{L_x}$  – стандартное отклонение измерения расстояния между ГКА.

При использовании предложенного ранее способа определения бортового ускорения ГКА с погрешностью не более 0,020 мГал и расстоянии между ГКА 100 км достижимая погрешность определения составляющей второго градиента согласно выражению (9) составляет 0,003 Этвеш при детальности измерений 54 км.

#### Способ определения составляющих третьего градиента по сигналам ГНСС

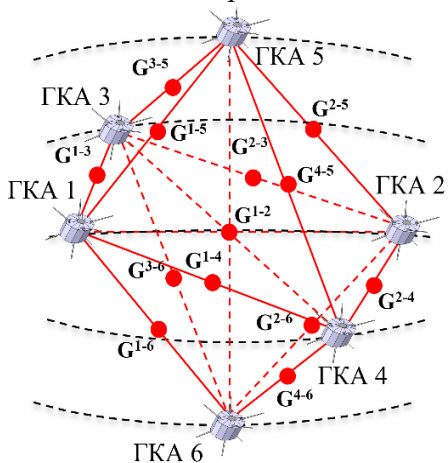


Рисунок 3 - Расположение точек, в которых определен второй градиент потенциала ГПЗ

Для определения всех независимых составляющих третьего градиента необходимо использовать не менее 10 измерительных баз по три ГКА в каждой. Для уменьшения количества ГКА предлагается использовать предложенный ранее многоспутниковый кластер (рисунок 2). Каждая пара ГКА образует одну измерительную базу, в каждой из которых рассчитываются составляющие второго градиента. На рисунке 3 представлено расположение точек, к которым относятся вычисленные градиенты. Выражение для определения составляющих третьего градиента будет следующим:

$$\begin{pmatrix} T_{klX}^{ijqu} & T_{klY}^{ijqu} & T_{klZ}^{ijqu} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{G_{kl}^{ij} - G_{kl}^{qu}}{\Delta X_G} & \frac{G_{kl}^{ij} - G_{kl}^{qu}}{\Delta Y_G} & \frac{G_{kl}^{ij} - G_{kl}^{qu}}{\Delta Z_G} \end{pmatrix}, \quad (10)$$

где  $i, j, q, u$  – индексы спутников;  $k, l, m$  – индексы координатных осей (принимают значения X, Y, Z);  $\Delta X_G, \Delta Y_G, \Delta Z_G$  – приращение координат между точками с вычисленным значением второго градиента.

Для реализации метода необходимо в каждой паре ГКА определить все составляющие второго градиента. Это возможно на основе измерений параметров относительного движения

ГКА, полученных от бортовой НАП, согласно следующим выражениям:

$$\begin{aligned} G_{xx} &= \frac{\Delta\ddot{x}_{i,j} \times \Delta x_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2}, G_{xy} = \frac{\Delta\ddot{x}_{i,j} \times \Delta y_{i,j} + \Delta\ddot{y}_{i,j} \times \Delta x_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2}, G_{xz} = \frac{\Delta\ddot{x}_{i,j} \times \Delta z_{i,j} + \Delta\ddot{z}_{i,j} \times \Delta x_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2}, \\ G_{yy} &= \frac{\Delta\ddot{y}_{i,j} \times \Delta y_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2}, G_{yz} = \frac{\Delta\ddot{y}_{i,j} \times \Delta z_{i,j} + \Delta\ddot{z}_{i,j} \times \Delta y_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2}, G_{zz} = \frac{\Delta\ddot{z}_{i,j} \times \Delta z_{i,j}}{\Delta r_{i,j}^2} \end{aligned} \quad (11)$$

где  $\Delta x_{i,j}, \Delta y_{i,j}, \Delta z_{i,j}$  - разность координат КА  $i$  и  $j$ ;  $\Delta\ddot{x}_{i,j}, \Delta\ddot{y}_{i,j}, \Delta\ddot{z}_{i,j}$  - разность ускорений КА  $i$  и  $j$ .

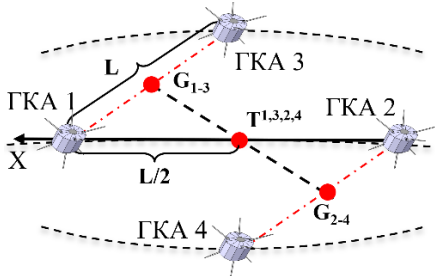


Рисунок 4 - Схема определения третьего градиента в кластере

Для оценки точности определения составляющей третьего градиента рассмотрен частный случай в связке ГКА 1-4 (рисунок 4). В таком случае получаем:

$$T_{xxx}^{1,3,2,4} = \frac{G_{1-3,xx} - G_{2-4,xx}}{L} \quad (12)$$

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, в которых вычислен второй градиент.

С учетом выражения (11) и принимая во внимание, что  $\Delta x_{1,3} = \Delta x_{2,4} = L/2$  и  $\Delta\ddot{x}$  является разностью составляющей первого градиента по оси ОХ, получим:

$$T_{xxx}^{1,3,2,4} = \frac{g_{x1} - g_{x3} - g_{x2} + g_{x4}}{2L^2} \quad (13)$$

Стандартное отклонение составляющей третьего градиента при равноточном определении составляющих первого градиента вычисляется по формуле:

$$S_{T_{xxx}^{1,3,2,4}} = \left[ 4 \left( \frac{1}{2L^2} \right)^2 S_{g_x}^2 + \left( \frac{g_{x1} - g_{x3} - g_{x2} + g_{x4}}{2L^3} \right)^2 S_L^2 \right]^{1/2} \quad (14)$$

где  $S_{g_x}$  - погрешность измерения первого градиента;  $S_L$  - погрешность расчета расстояния между точками, в которых вычислен второй градиент.

Согласно выражению (14) при погрешности измерения первого градиента 0,020 мГал погрешность определения составляющих третьего градиента составляет  $2 \cdot 10^{-5}$  Этвеш/км.

#### Структура и состав многоспутникового кластера

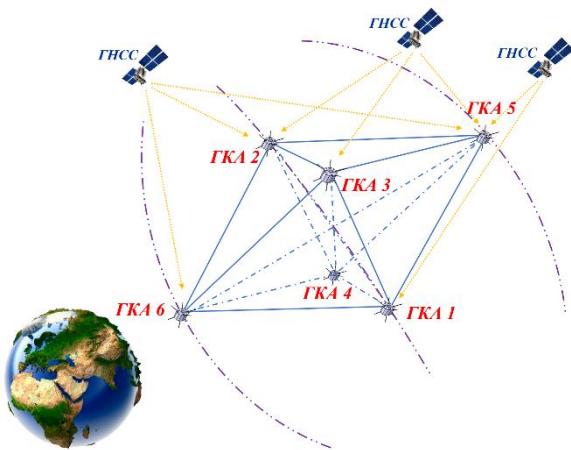


Рисунок 5 - Конфигурация многоспутникового градиентометра

Для реализации метода совместного определения составляющих первого, второго и третьего градиентов гравитационного потенциала предложена структура многоспутникового кластера, состоящего из шести низкоорбитальных ГКА (рисунок 5):

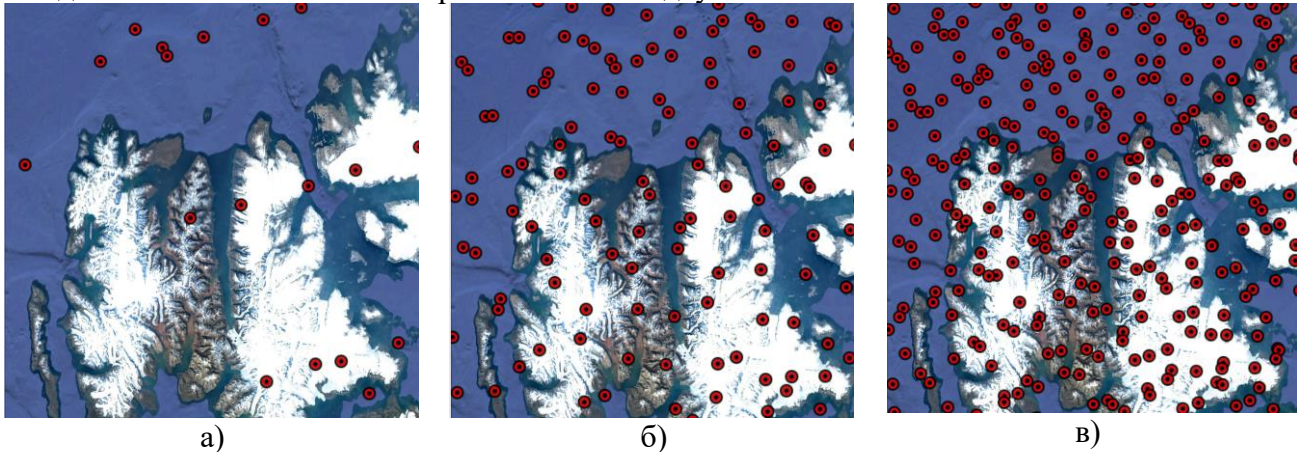
- два ГКА расположены на одной орбите и движутся тандемом, т.е. «след-в-след»;
- третий и четвертый ГКА находятся на соседних орбитах на такой же высоте, что и первые два;
- пятый и шестой ГКА расположены вблизи местной вертикали и меняют место от надира до зенита.

В состав бортовой аппаратуры предлагается включить многочастотную мультисистемную НАП ГНСС, высокоточный акселерометр для учета воздействия сил негравитационной природы, а также бортовые двигатели для периодической корректировки положения ГКА кластера, особенно ГКА 6 и ГКА 5. Минимальный состав бортовой аппаратуры позволяет реализовать космический градиентометр на малоразмерных аппаратах типа CubeSat, что значительно сократит стоимость разработки и упростит процесс запуска. В таблице 4 представлены картографические возможности градиентометра.

Таблица 4 - Картографические возможности многоспутникового 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 этого выбрана точка пространства, которая является геометрическим центром кластера, так как в ней определяются составляющие второго и третьего градиентов. При моделировании рассмотрен участок размером 250x250 км в зоне Арктике, так как эта область является одной из самых приоритетных в части развития навигационного обеспечения потребителей. На рисунке 6 представлены результаты моделирования за 7, 21 и 42 дня полета. В итоге установлено, что для достижения детальности 1 км достаточно выполнять измерения в течение двух лет.



а) за 7 дней полета – 95 км; б) за 21 день полета – 35 км; в) за 42 дня полета – 18 км

Рисунок 6 - Детальность измерительных данных с течением времени

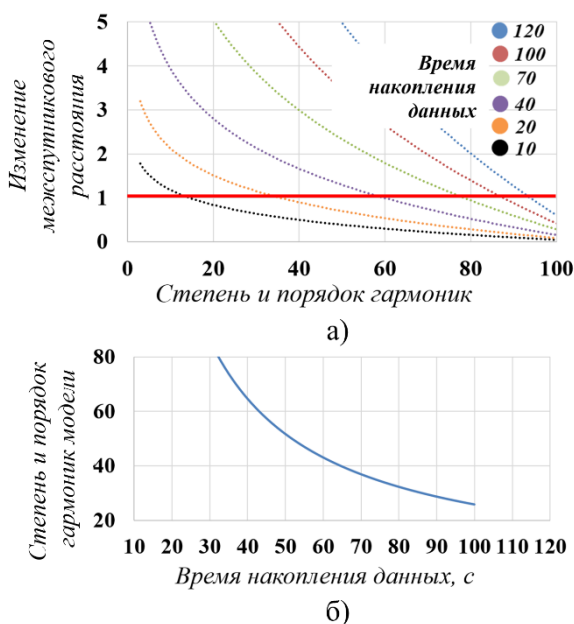


Рисунок 7 - Результаты моделирования

Одним из приложений предлагаемого многоспутникового градиентометра является уточнение модели ГПЗ. Для оценки значения максимальной степени  $N$  модели ГПЗ выполнено моделирование с использованием разработанной программно-математической модели. На рисунке 7а представлены результаты расчета влияния гармоник степени  $N_i$  на изменение расстояния между ГКА. Чем больше время накопления данных, тем выше реакция системы на изменение ГПЗ. В то же время, согласно рисунку 7б, это влечет за собой уменьшение детальности уточняемой модели ГПЗ.

Компромиссным решением является использование времени накопления данных 40 с, что обеспечит уточнение модели ГПЗ до степени и порядка 60 при погрешности измерения межспутникового расстояния 1 мм.



**Глава 3** посвящена результатам разработки метода прецизионного измерения составляющих второго градиента гравитационного потенциала и структуры бортового космического трехосного лазерного градиентометра, а также оценки его характеристик.

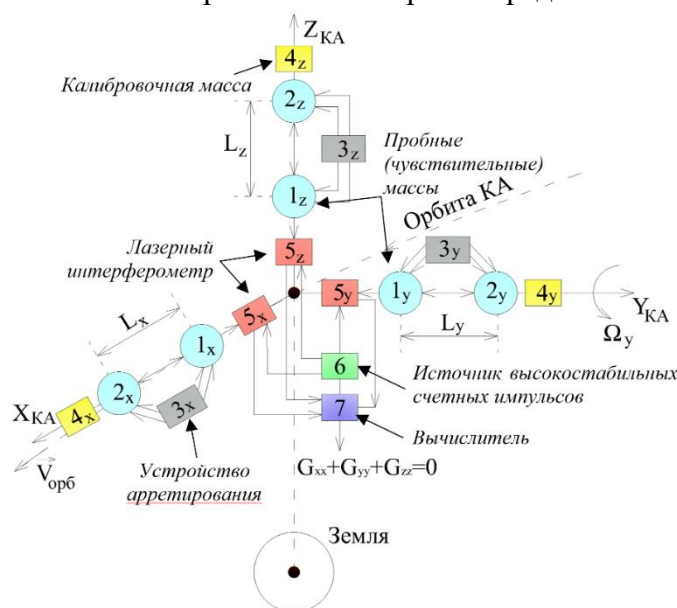


Рисунок 8 - Принципиальная схема космического градиентометра на свободных массах

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. 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  $4_{XYZ}$ .

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

$$\ddot{\vec{R}} = \vec{G}\vec{R} + \vec{a}_{неграв.} + \left[ \vec{\Omega} \left[ \vec{R}\vec{\Omega} \right] \right] + \left[ \vec{R}\dot{\vec{\Omega}} \right] + 2 \left[ \vec{\Omega}\dot{\vec{R}} \right], \quad (15)$$

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 (15) 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.

Для обоснования принципа работы лазерного гравитационного градиентометра на свободных массах введем следующую систему координат: начало системы координат совпадает с центром масс КА; 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  $\Omega_Y$  (рисунок 8).

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

На основе уравнения (15) изменение взаимного ускорения пары СМ описывается следующим выражением:

$$\begin{bmatrix} \Delta\ddot{R}_X \\ \Delta\ddot{R}_Y \\ \Delta\ddot{R}_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{xx} & G_{xy} & G_{xz} \\ G_{yx} & G_{yy} & G_{yz} \\ G_{zx} & G_{zy} & G_{zz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -(\omega_y^2 + \omega_z^2) & \omega_x\omega_y & \omega_x\omega_z \\ \omega_y\omega_x & -(\omega_z^2 + \omega_x^2) & \omega_y\omega_z \\ \omega_z\omega_x & \omega_z\omega_y & -(\omega_x^2 + \omega_y^2) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & -\dot{\omega}_z & \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z & 0 & -\dot{\omega}_x \\ -\dot{\omega}_y & \dot{\omega}_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta R_X \\ \Delta R_Y \\ \Delta R_Z \end{bmatrix} + 2 \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\dot{R}_X \\ \Delta\dot{R}_Y \\ \Delta\dot{R}_Z \end{bmatrix}, \quad (16)$$

где  $\omega_i$  - угловая скорость вокруг оси  $i$ ;  $\dot{\omega}_i$  - угловое ускорение вокруг оси  $i$ ;  $\Delta R_i$  - 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 (16) отсутствуют негравитационные ускорения, так как 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  $\Omega_y$  (т.е.  $\Omega_x = \Omega_z = 0$ ), то выражение (16) примет вид:

$$\begin{bmatrix} \Delta\ddot{R}_X \\ \Delta\ddot{R}_Y \\ \Delta\ddot{R}_Z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} G_{xx} & G_{xy} & G_{xz} \\ G_{yx} & G_{yy} & G_{yz} \\ G_{zx} & G_{zy} & G_{zz} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -\omega_y^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\omega_y^2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & \dot{\omega}_y \\ 0 & 0 & 0 \\ -\dot{\omega}_y & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta R_X \\ \Delta R_Y \\ \Delta R_Z \end{bmatrix} + 2 \begin{bmatrix} 0 & 0 & \omega_y \\ 0 & 0 & 0 \\ -\omega_y & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\dot{R}_X \\ \Delta\dot{R}_Y \\ \Delta\dot{R}_Z \end{bmatrix}. \quad (17)$$

Выполнена оценка влияния углового ускорения космического аппарата для свободных масс, расположенных на оси ОХ ( $\Delta R_Y = \Delta R_Z = 0$ ):

$$\begin{bmatrix} \Delta\ddot{R}_X^{\dot{\Omega}} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \dot{\omega}_y \\ 0 & 0 & 0 \\ -\dot{\omega}_y & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta R_X \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (18)$$

что равнозначно:  $\Delta\ddot{R}_X^{\dot{\Omega}} = 0$ . По аналогии, для свободных масс, расположенных на осях ОУ и ОZ:  $\Delta\ddot{R}_Y^{\dot{\Omega}} = 0$ ,  $\Delta\ddot{R}_Z^{\dot{\Omega}} = 0$ . Это приводит к следующему выводу: угловое ускорение не оказывает влияние на взаимное ускорение СМ в выбранной системе координат.

Выполнена оценка влияния кориолисова ускорения на изменение ускорения двух бортовых свободных масс, расположенных на оси ОХ ( $\Delta R_Y = \Delta R_Z = 0$ ):

$$\begin{bmatrix} \Delta\ddot{R}_X^{\Omega} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} = 2 \begin{bmatrix} 0 & 0 & \omega_y \\ 0 & 0 & 0 \\ -\omega_y & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\dot{R}_X \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad (19)$$

т.е.  $\Delta\ddot{R}_X^{\Omega} = 0$ . Для СМ, расположенных на осях ОУ и ОZ получены соответствующие выражения:  $\Delta\ddot{R}_Y^{\Omega} = 0$ ,  $\Delta\ddot{R}_Z^{\Omega} = 0$ .

На основе выражения (17) и с учетом результатов анализа мешающих ускорений для свободных масс, размещенных вдоль оси ОХ ( $L_X = \Delta R_X$ ,  $\Delta R_Y = \Delta R_Z = 0$ ), получено:

$$\ddot{L}_X = (G_{xx} - \omega_y^2)L_X. \quad (20)$$

Для свободных масс, размещенных вдоль оси ОУ ( $L_Y = \Delta R_Y$ ,  $\Delta R_X = \Delta R_Z = 0$ ) получено:

$$\ddot{L}_Y = G_{yy}L_Y. \quad (21)$$

Для свободных масс, размещенных на оси ОZ ( $L_Z = \Delta R_Z$ ,  $\Delta R_X = \Delta R_Y = 0$ ) получено:

$$\ddot{L}_Z = (G_{zz} - \omega_y^2)L_Z. \quad (22)$$

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

$$G_{xx} + G_{yy} + G_{zz} = 0. \quad (23)$$

Таким образом, появляется возможность составить систему из 4 уравнений и принять угловую скорость как определяемый параметр наравне с тремя диагональными составляющими второго градиента гравитационного потенциала.

В качестве альтернативного варианта построения лазерного градиентометра на свободных массах предложено использовать интерферометр Фабри-Перо. Это обеспечит увеличение значения измеряемого эффекта и, как следствие, точности измерений за счет многократного (до 10 раз) переломления рабочего лазерного луча между клиновидными зеркалами. Кроме того, картина интерференции в интерферометре Фабри-Перо обладает повышенной резкостью полос интерференции по сравнению с интерферометром Майкельсона.

Еще одной альтернативной схемой построения лазерного градиентометра является использование стеклянных линз Люнеберга в качестве пробных масс. 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.

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

$$\Delta L_Y = \frac{1}{2} G_{yy} L_Y t^2. \quad (24)$$

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

Выразим составляющую второго градиента:

$$G_{yy} = \frac{\Delta L_Y}{2 L_Y t^2}. \quad (25)$$

Стандартное отклонение для будет описываться следующей формулой:

$$S_{G_{yy}} = \left[ \left( \frac{1}{2 L_Y t^2} \right)^2 S_{\Delta L_Y}^2 + \left( \frac{\Delta L_Y}{2 L_Y^2 t^2} \right)^2 S_{L_Y}^2 + \left( \frac{\Delta L_Y}{L_Y t^3} \right)^2 S_t^2 \right]^{1/2}, \quad (26)$$

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 (26) 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 получено:

$$S_{G_{yy}} = \left( \frac{1}{2 L_Y t^2} \right) S_{\Delta L_Y}. \quad (27)$$

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 основе выражения (27) установлено, что при погрешности бортового интерферометра 1 пм достаточно выполнять измерения в течение 5 с при расстоянии между СМ 0,5 м для достижения погрешности измерения второго градиента потенциала не более  $10^{-4}$  Этвеш.

При продолжительности выполнения измерений в течении 5 с детальность данных в пределах одной подспутниковой трассы составит около 40 км. Однако, это значение может быть уменьшено по аналогии с тем, как было предложено в главе 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 за период не более двух лет.

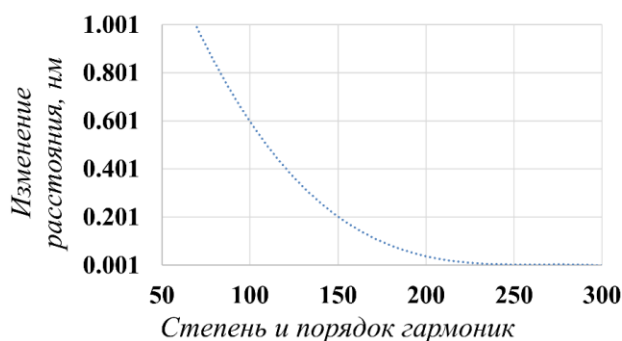


Рисунок 9 - Результаты моделирования

Для оценки возможности уточнения модели ГПЗ при использовании лазерного градиентометра на свободных массах разработана программно-математическая модель. Главная задача модели заключается в оценке изменения 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 9.

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).

Для отработки технических решений, лежащих в основе бортового градиентометра, разработан и собран наземный макет одноосного предлагаемого лазерного космического градиентометра на полусвободных массах. Схема макета представлена на рисунке 10а. 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. Уголковые отражатели помещены в специальную оправу, выполненную из меди, для обеспечения возможности их подвешивания (рисунок 10б). 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 10в представлена схема взаимного расположения элементов макета.

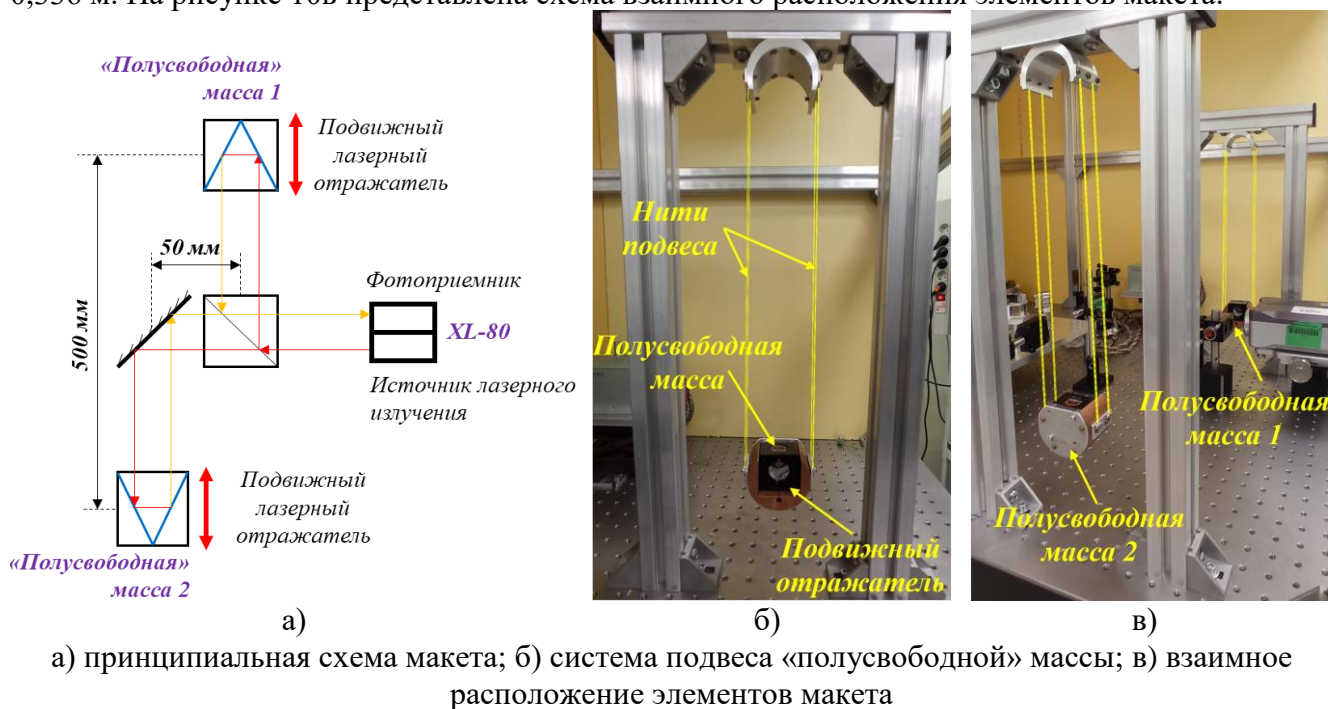
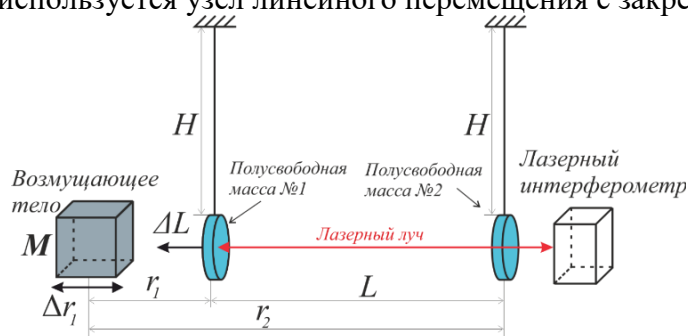


Рисунок 10 - Макет одноосного лазерного космического градиентометра на полусвободных массах

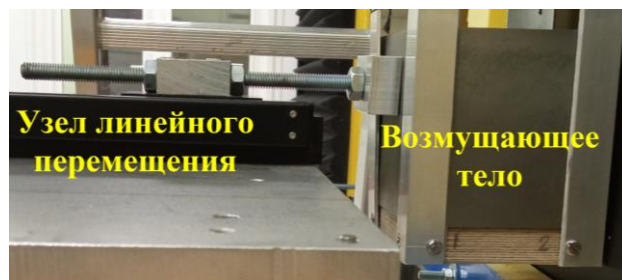
Для подтверждения работоспособности принципиальной схемы макета градиентометра и оценки его точности использовался метод калибровки на основе возмущающего тела (рисунок 11а). Суть метода основана на сопоставлении рассчитанного и измеренного изменения гравитационного градиента в результате движения возмущающего тела в непосредственной близости от макета. Изменение градиента приводит к изменению расстояния  $L$  между полусвободными массами, которое фиксируется лазерным интерферометром. Для реализации



метода калибровки в непосредственной близости от первой полусвободной массы подвешено возмущающее тело кубической формы и массой 18,705 кг (рисунок 11б). Для перемещения тела используется узел линейного перемещения с закрепленным на нем штоком.



а) Принципиальная схема испытаний



б) Размещение возмущающего тела

Рисунок 11 - Стенд для испытания макета градиентометра

Выполнен расчет значения изменения второго градиента гравитационного потенциала при перемещении возмущающего тела на основе следующего выражения:

$$G_{ГПЗ} = G\rho \sum_v \frac{v_i}{r_i^3}, \quad (28)$$

где  $G$  – гравитационная постоянная;  $\rho$  – плотность тела;  $v_i$  – объем элементарного элемента тела;  $r_i$  – расстояние до элементарного элемента.

В итоге возмущающее тело изменяет градиент на 7,5 Этвеш. В соответствии с выражением:

$$\Delta l = MH \frac{G}{g} \left( \frac{r_2^2 - r_1^2}{r_2^2 r_1^2} \right), \quad (29)$$

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; это вызовет изменение расстояния между полусвободными массами на 11,7 нм. При этом неопределенность будет выражаться следующей формулой:

$$u_{\Delta l}^2 = \left( \frac{\partial \Delta l}{\partial M} \right)^2 u_M^2 + \left( \frac{\partial \Delta l}{\partial H} \right)^2 u_H^2 + \left( \frac{\partial \Delta l}{\partial G} \right)^2 u_G^2 + \left( \frac{\partial \Delta l}{\partial g} \right)^2 u_g^2 + \left( \frac{\partial \Delta l}{\partial r_1} \right)^2 u_{r_1}^2 + \left( \frac{\partial \Delta l}{\partial r_2} \right)^2 u_{r_2}^2, \quad (30)$$

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.

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  $35 \cdot 10^{-7} \text{ м/с}^2$ . В результате подстановки указанных значений погрешности и параметров макета в выражение (30) установлено, что неопределенность опорного значения составила 0,4 нм.

Исследование градиентометра выполнялось в порядке следующих 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:

$$\bar{l} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n l_i, \quad (31)$$

где  $l_i$  – измеренное расстояние между массами в серии;  $n$  – количество серий.

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

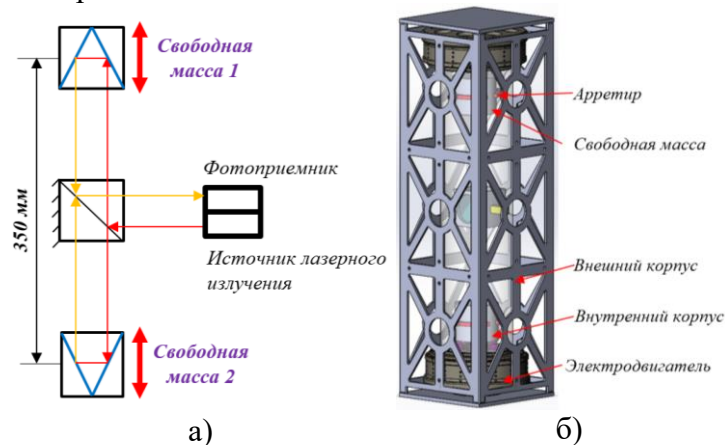
$$u_A(l) = \sqrt{\frac{1}{n(n-1)} \sum_{i=1}^n (l_i - \bar{l})^2}. \quad (32)$$

Результаты измерений представлены в таблице 5. Они демонстрируют, что вследствие воздействия возмущающего тела расстояние между массами увеличилось на 12 нм для первого этапа 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 5 - Результаты измерений

|        | Среднее измеренное значение $\Delta L$ | Погрешность измерений          |
|--------|--|--------------------------------|
| Этап 1 | <b>12,1 нм</b>                         | <b><math>\pm 3,9</math> нм</b> |
| Этап 2 | <b>10,3 нм</b>                         | <b><math>\pm 3,4</math> нм</b> |

Для подтверждения принципиальных схем и оценки работы градиентометра в условиях эксплуатации предложен эксперимент в условиях невесомости на борту Российской орбитальной служебной станции. Для этого предложена оптическая схема одноосного лазерного градиентометра на свободных массах, которая представляет собой интерферометр Майкельсона с двумя подвижными плечами (рисунок 12а). Угловые отражатели в каждом из плеч интерферометра являются по сути свободными массами. 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.



а) оптическая схема макета; б) внешний вид макета

Рисунок 12 - Облик бортового макета космического градиентометра

На рисунке 12б представлен один из возможных вариантов бортового макета. Для обеспечения движения свободных масс только вдоль оптической оси выполняется их вращение. Для этого 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, отпуская свободных масс и

начало измерения их относительного движения.

При расстоянии между свободными массами 0,35 м, времени накопления данных 5 с и погрешности бортового интерферометра 100 пм погрешность макета согласно выражению (27) будет 6 мЭтвеш. Для снижения погрешности макета необходимо уменьшать погрешность разработанного во ФГУП «ВНИИФТРИ» бортового лазерного интерферометра до 1 пм.

**В Главе 4** приводятся результаты разработки нового метода гравитационной калибровки бортовых космических градиентометров.

Для описания предложенного метода калибровки рассмотрена упрощенная схема трехосного бортового лазерного градиентометра на свободных массах (рисунок 13). На каждой оси градиентометра, в непосредственной близости от одной из пробных масс, устанавливается калибровочная масса (КМ) 4 на специальной платформе для обеспечения перемещения вдоль одной оси. Потенциал притяжения, который создает КМ для пробных масс 1 и 2 на каждой оси, выражается следующими формулами:

$$V_{1,i} = G \frac{m}{l_i}, V_{2,i} = G \frac{m}{L_i + l_i}, \quad (33)$$

где  $G$  – гравитационная постоянная;  $m$  – масса КМ;  $l_i$  – расстояние между КМ и пробной массой градиентометра;  $L_i$  – расстояние между пробными массами градиентометра;  $i$  – наименование оси.

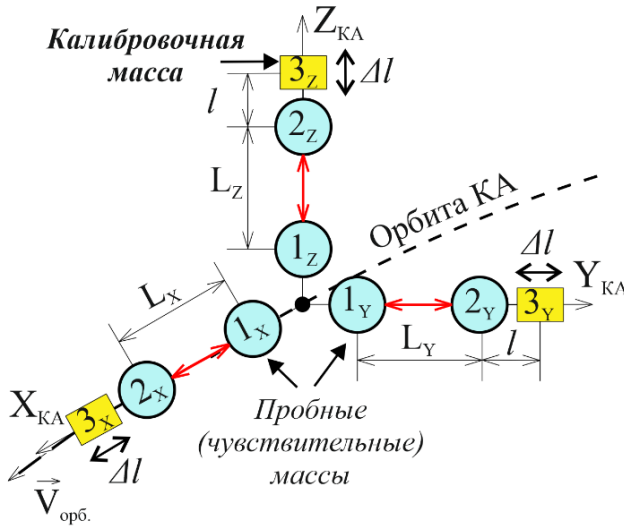


Рисунок 13 - Расположение калибровочных тел в принципиальной схеме

Тогда создаваемое ускорение определяется соотношениями:

$$a_{1,i} = \frac{\partial V_{1,i}}{\partial l_i} = -G \frac{m}{l_i^2}, a_{2,i} = -G \frac{m}{(L_i + l_i)^2}. \quad (34)$$

При этом КМ в исходном положении создает следующий градиент:

$$G_{0,ii} = \frac{a_{1,i} - a_{2,i}}{L_i} = \frac{Gm(2l_i + L_i)}{l_i^2(L_i + l_i)^2}. \quad (35)$$

При перемещении КМ на  $\Delta l$  градиент будет:

$$G_{\Delta l,ii} = \frac{Gm(2l_i + L_i - 2\Delta l_i)}{(l_i - \Delta l_i)^2(L_i + l_i - \Delta l_i)^2}. \quad (36)$$

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

$$\Delta G_{ii,on.} = G_{\Delta l,ii} - G_{0,ii} = Gm \left[ \frac{(2l_i + L_i - 2\Delta l_i)}{(l_i - \Delta l_i)^2(L_i + l_i - \Delta l_i)^2} - \frac{(2l_i + L_i)}{l_i^2(L_i + l_i)^2} \right]. \quad (37)$$

Значение перемещения КМ  $\Delta l$  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 выражения (20) - (23) примут следующий вид:

$$\begin{aligned} \ddot{L}_{X,KT} &= ((G_{xx} + \Delta G_{xx,KT}) - \omega_y^2) L_X; & \ddot{L}_{Y,KT} &= (G_{yy} + \Delta G_{yy,KT}) L_Y,KT \\ \ddot{L}_{Z,KT} &= ((G_{zz} + \Delta G_{zz,KT}) - \omega_y^2) L_{Z,KT}; & (G_{xx} + \Delta G_{xx,KT}) + (G_{yy} + \Delta G_{yy,KT}) + (G_{zz} + \Delta G_{zz,KT}) &= 0 \end{aligned} \quad (38)$$

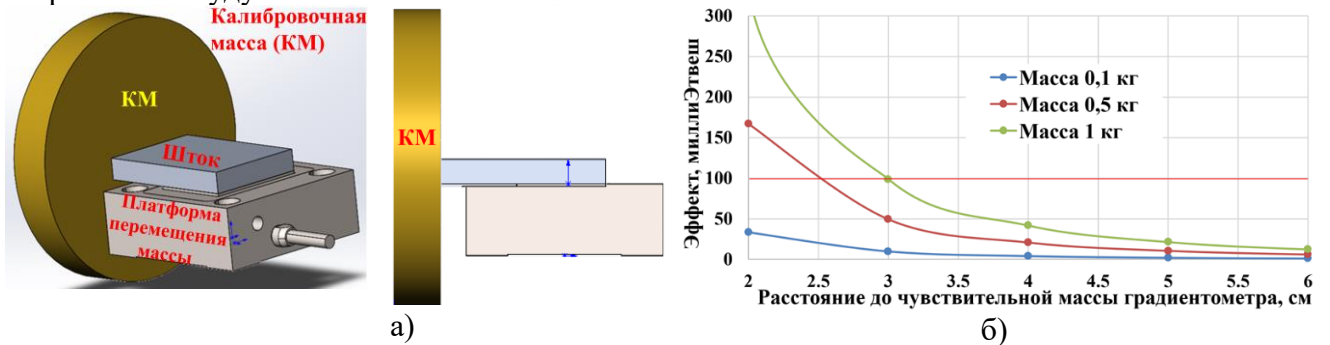
При выполнении измерений расстояния между пробными массами  $L$  и их взаимного ускорения  $\ddot{L}$  до начала и во время движения КМ можно найти разности выражений (38) и (20) и, в конечном счете, изменение градиента:

$$\Delta G_{xx,KT} = \frac{\Delta \ddot{L}_X}{L_X}, \Delta G_{yy,KT} = \frac{\Delta \ddot{L}_Y}{L_Y}, \Delta G_{zz,KT} = \frac{\Delta \ddot{L}_Z}{L_Z}. \quad (39)$$

Далее вычисляется отклонение измеренного изменения градиента от вычисленного, что позволяет оценить погрешность бортового градиентометра по каждой из осей:

$$\Theta_{G_{xx}} = \Delta G_{xx,KT} - \Delta G_{xx,on.}, \Theta_{G_{yy}} = \Delta G_{yy,KT} - \Delta G_{yy,on.}, \Theta_{G_{zz}} = \Delta G_{zz,KT} - \Delta G_{zz,on.} \quad (40)$$

Для реализации предложенного метода калибровки бортового градиентометра предложен бортовой стенд, состоящий из КМ, закрепленной с помощью штока на платформе перемещения (рисунок 14а). Для обеспечения максимального изменения бортового градиента необходимо КМ перемещать вдоль оси чувствительности бортового градиентометра. Для оценки параметров стенда выполнена оценка значения изменения градиента вследствие движения КМ с массой 1, 0,5 и 0,1 кг (рисунок 14б). Согласно полученным результатам для увеличения изменения градиента необходимо увеличить массу тела. При этом существенное значение имеет то, где происходит перемещение КМ: чем ближе к градиентометру, тем выше эффект. Это приводит к необходимости минимизации расстояние между КМ и пробной массой градиентометра и, как следствие, выбору форму КМ в виде диска. Согласно рисунку при движении КМ массой 0,5 кг на расстоянии 2,5 см до градиентометра гравитационный эффект составит 100 мЭтвеш, что более чем достаточно с учетом погрешности бортовых градиентометров 1-0,1 мЭтвеш. При изготовлении КМ массой 0,5 кг из сплава, состоящего из золота, платины или вольфрама габариты тела будут всего 6х6х1 см<sup>3</sup>.



а) модель бортового стенда; б) гравитационный эффект при перемещении КМ

Рисунок 14 - Бортовой стенд гравитационной калибровки и результаты его моделирования

Автором отмечено, что ключевой характеристикой стенда является точность расчета опорного значения изменения градиента. Суммарная стандартная неопределенность опорного значения изменения градиента, рассчитанного по формуле (37), вычисляется согласно выражению:

$$u_{\Delta G_{on}} = \left[ \left( Gm \frac{-2(l - \Delta l) + 2(2l + L_0 - 2\Delta l) + 2(l - \Delta l)}{(l - \Delta l)^3 (L_0 + l - \Delta l)^2} \right)^2 u_{\Delta l}^2 + \left( Gm \frac{2(l - \Delta l)^3 (L_0 + l - \Delta l) - 2l^3 (l + L_0)}{l^3 (l + L_0) (l - \Delta l)^3 (L_0 + l - \Delta l)} \right)^2 u_l^2 + \right. \\ \left. + \left( Gm \frac{(l - \Delta l)^2 (L_0 + l - \Delta l)^2 - l^2 (l + L_0)^2}{l^2 (l + L_0)^2 (l - \Delta l)^2 (L_0 + l - \Delta l)^2} \right)^2 u_{L_0}^2 + \left( G \frac{l^2 (l + L_0) - (l - \Delta l)^2 (L_0 + l - \Delta l)}{l^2 (l + L_0) (l - \Delta l)^2 (L_0 + l - \Delta l)} \right)^2 u_m^2 \right]^{1/2}, \quad (41)$$

где  $u_{\Delta l}$  - погрешность измерения перемещения КМ;  $u_l$  - погрешность начальной выставки КМ относительно градиентометра;  $u_{L_0}$  - погрешность системы определения расстояния между чувствительными элементами градиентометра;  $u_m$  - погрешность измерения массы КМ.

При потенциальной погрешности бортового градиентометра не более 0,1 мЕ необходимо, чтобы каждая составляющая в выражении (41) была не больше 0,01 мЕ. Для оценки влияния каждой составляющей подставим в формулу (41) следующие параметры стенда:

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 15 и свидетельствуют, что погрешность линейных измерений должна быть не более 12 нм, погрешность определения массы - не больше 0,1 г. Этим требованиям удовлетворяют серийные и доступные средства измерения. Таким образом, на современном уровне техники требования к погрешностям параметров стенда вполне реализуемы и неопределенность калибровки не более  $10^{-5}$  Этвеш.

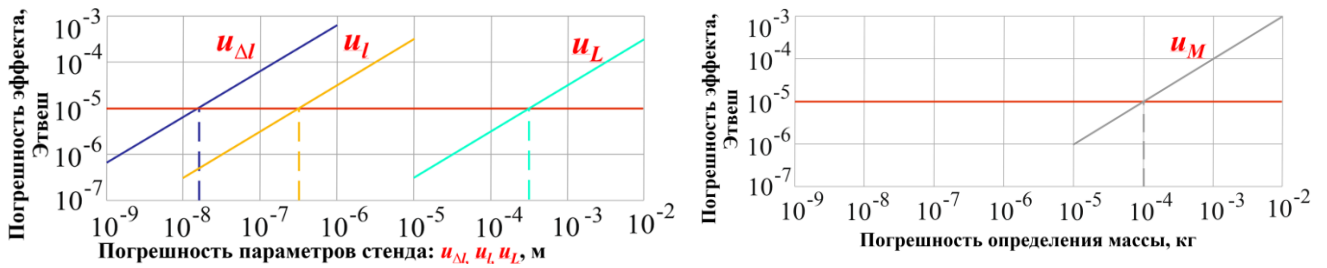


Рисунок 15 - Оценка влияния точности составляющих стэнда на точность вычисления опорного значения изменения градиента

Для апробации предложенного метода калибровки космических градиентометров разработана структура одноосного наземного стэнда полунатурного моделирования (рисунок 16).

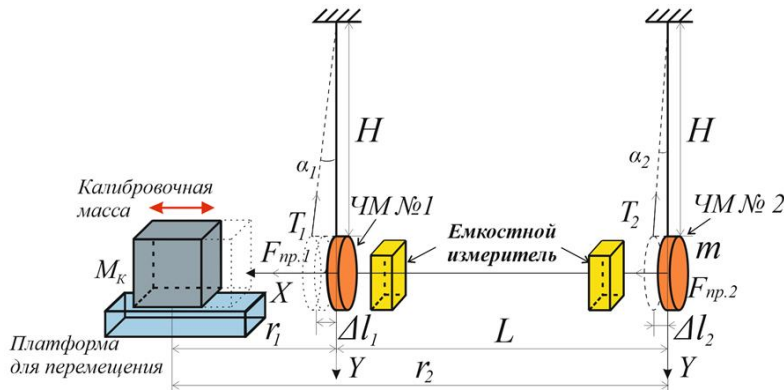


Рисунок 16 - Схема наземного стэнда полунатурного моделирования

В качестве «чувствительных масс» бортового градиентометра используются массы цилиндрической формы, подвешенные на нитях. Аналогом космического бортового стэнда 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 емкостной системой измерения перемещения и сравниваться с проектным значением, вычисленным с использованием данных о параметрах наземного стэнда и заданного перемещения КМ.

Выполним оценку параметров стэнда. Пусть калибровочная масса была перемещена вдоль оси X из дальней зоны к первой массе стэнда на расстояние  $r_1$  (относительно второго –  $r_2$ ). Проекции сил, приложенных к каждой массе, на оси X и Y будут описываться следующими выражениями:

$$\text{по оси } OX : T_i \sin(\alpha_i) = F_{np.i}, \quad \text{по оси } OY : T_i \cos(\alpha_i) = mg, \quad (42)$$

где  $i$  – индекс чувствительной массы;  $T_i$  – сила натяжения нити;  $F_{np.i}$  – сила притяжения;  $m$  – масса.

Поскольку:

$$F_{np.i} = G \frac{Mm}{r_i^2}, \quad \text{tg}(\alpha_i) = \frac{\Delta l_i}{H}, \quad (43)$$

то получаем выражение для расчета перемещения масс:

$$\Delta l_i = \frac{G}{g} \frac{MH}{r_i^2}, \quad i = 1, 2. \quad (44)$$

Изменение взаимного положения определяется следующей формулой:

$$\Delta l_1 - \Delta l_2 = MH \frac{G}{g} \left( \frac{r_2^2 - r_1^2}{r_2^2 r_1^2} \right). \quad (45)$$

Таким образом, на величину взаимного перемещения чувствительных масс оказывают влияние следующие параметры стэнда: масса КМ, длина подвеса чувствительных масс, расстояние между КМ и первой чувствительной массой, расстояние между чувствительными массами. Требования к параметрам стэнда 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, изменение взаимного расстояния между чувствительными массами должно



быть не менее 10 нм. Для удовлетворения указанного требования выполнено моделирование параметров предложенного наземного стенда с целью оценки их значений (рисунок 17). Установлено, что необходимо использовать КМ массой не менее 12 кг и длиной подвеса не менее 0,25 м. Расстояние до первой ЧМ не более 6 см.

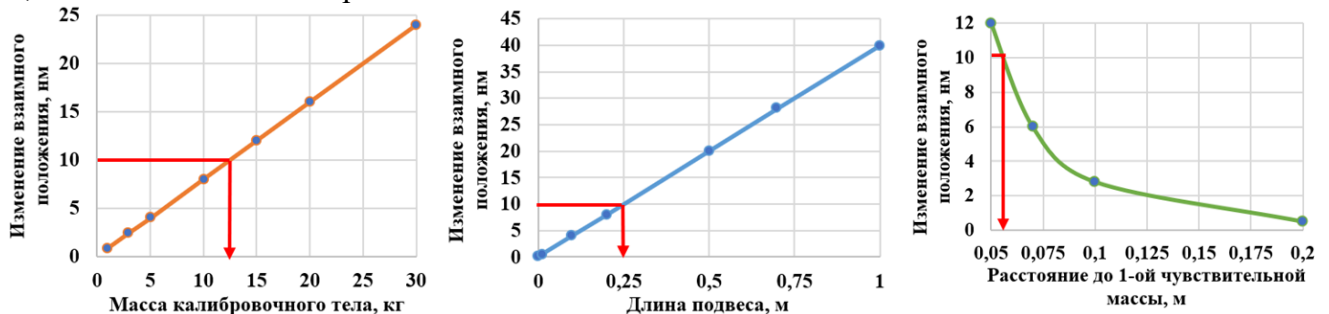


Рисунок 17 - Влияние параметров стенда на изменение взаимного положения зеркал

С учетом полученных рекомендаций изготовлен стенд, представленный на рисунке 18. Пробные массы выполнены из меди, имеют цилиндрическую форму и подвешены на нитях длиной 0,452 м из латуни диаметром 0,2 мм к конструкции, выполненной из профилей. В непосредственной близости от стенда располагается КМ массой 18,705 кг, подвешенная к геодезическому штативу. Рядом с массой располагается платформа для перемещений КМ с помощью специального штока. Значение перемещения задается специальным программным обеспечением.

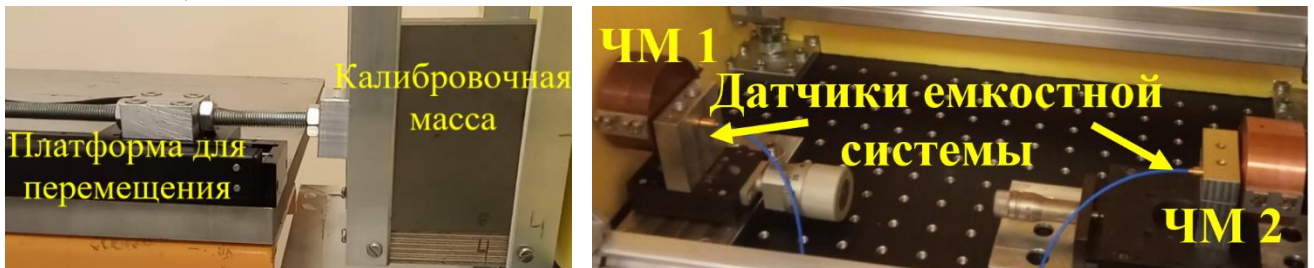


Рисунок 18 - Элементы стенда полунатурного моделирования

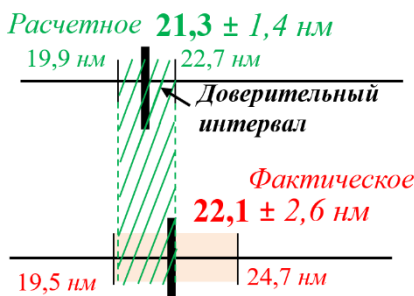


Рисунок 19 - Результаты испытаний

На первом этапе испытаний с учетом параметров стенда на основе формулы (44) вычислены перемещения первой и второй ЧМ, которые составили 21,3 и 0,3 при расширенной неопределенности 1,4 нм. На втором этапе выполнено локальное изменение гравитационного поля путем перемещения КМ с использованием платформы. В итоге ЧМ переместилась на 22,1 нм при расширенной неопределенности 2,6 нм. По результатам испытаний (рисунок 19) расчётные и измеренные значения перемещения ЧМ соответствуют друг другу. Это подтверждает правильность принятых технических решений и алгоритма обработки данных.

**В Заключение** приводятся основные научные результаты диссертации:

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 КА 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 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  $10^{-4}$  Этвеш 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 стенда для бортовой 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.

#### **СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

1. 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.

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

3. 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.

4. 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.

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

6. 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.

7. 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.

8. 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.

9. 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.

10. Давлатов Р.А. Калибровка космических бортовых гравитационных градиентометров. В книге: *Метрология времени и пространства. Материалы X Международного симпозиума. Менделеево*, 2021. С. 157-158.

11. Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф., Донченко С.С., Соколов Д.А., Лавров Е.А., Скакун И.О. Космический гравитационный градиентометр и акселерометр на свободных массах. В книге: *Метрология времени и пространства. Материалы X Международного симпозиума. Менделеево*, 2021. С. 164-165.

12. Давлатов Р.А. "CUBESAT" как эффективная платформа для определения параметров

ГПЗ. В книге: Метрология в XXI веке. Материалы VI научно-практической конференции молодых ученых, аспирантов и специалистов. Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений. 2019. С. 108-109.

13. Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф. Методы калибровки космических градиентометров. В книге: Навигация по гравитационному и магнитному полям Земли. Новые технологии. Тезисы докладов II научно-технической конференции. 2019. С. 70-71.

14. Давлатов Р.А. Возможности использования технологий детекторов гравитационных волн для гравиметрии. В книге: Метрология в XXI веке. Материалы VII научно-практической конференции молодых ученых, аспирантов и специалистов. Менделеево, 2019. С. 96.

15. Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф. Космические детекторы гравитационных волн: отработка прорывных технологий для перспективных космических гравитационных градиентометров. Астрономический журнал. 2019. Т. 96. № 8. С. 687. RSCI, Scopus, Web of Science.

16. Давлатов Р.А. Измеритель относительного движения свободных масс как гравитационный градиентометр. В книге: Метрология в XXI веке. Материалы V научно-практической конференции молодых ученых, аспирантов и специалистов. ФГУП "ВНИИФТРИ". 2018. С. 191.

17. Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф., Лопатин В.П., Рыбаков Е.А. Многоспутниковая геодезическая система на основе использования метрологических возможностей ГЛОНАСС. Метрология времени и пространства. Материалы IX Международного симпозиума. Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений» (ФГУП «ВНИИФТРИ»). 2018. С. 217-219.

#### **Патенты на изобретение:**

1. Давлатов Р.А., Денисенко О.В., Сильвестров И.С., Фатеев В.Ф. «Лазерный космический гравитационный градиентометр» RU 2754098 C1 (2021 г.).

2. Давлатов Р.А., Фатеев В.Ф., Денисенко О.В., Федотов В.Н., Сильвестров И.С. «Способ измерения гравитационного ускорения космического аппарата» RU 2768557 C1 (2022 г.).

#### **Свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ:**

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

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

#### **Свидетельство о государственной регистрации базы данных:**

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

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



ФГУП «ВНИИФТРИ». Подписано в печать \_\_.10.2023.

Объем 1 п. л. Тираж 100 экз. Заказ №\_\_

---

Полиграф. участок ФГУП «ВНИИФТРИ». 141570, п/о Менделеево,  
г.о. Солнечногорск, Московской обл.