

УДК 006.91

## КОСМИЧЕСКИЕ ДЕТЕКТОРЫ ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЛН: ОТРАБОТКА ПРОРЫВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГРАВИТАЦИОННЫХ ГРАДИЕНТОМЕТРОВ

© 2019 г. В. Ф. Фатеев<sup>1\*</sup>, Р. А. Давлатов<sup>1\*\*</sup>

<sup>1</sup>Федеральное государственное унитарное предприятие Всероссийский научно-исследовательский институт физико-технических и радиотехнических измерений (ФГУП ВНИИФТРИ), Менделеево, Московская область, Россия

Поступила в редакцию 28.12.2018 г.; после доработки 11.03.2019 г.; принята к публикации 22.03.2019 г.

В работе представлен анализ современных разработок в области создания космических детекторов гравитационных волн и рассмотрены возможности применения ключевых технологий для создания перспективных космических измерителей градиента гравитационного поля Земли. Приведена структура космического градиентометра на свободных массах и представлены предложения по отработке и калибровке измерителя.

DOI: 10.1134/S0004629919080012

### 1. ВВЕДЕНИЕ

В Российской Федерации для обеспечения Государственной системы координат разрабатываются модели гравитационного поля Земли (ГПЗ) в виде разложения гравитационного потенциала Земли в ряд по сферическим гармоникам. Для расчета таких моделей используется набор измерительной информации, полученной с использованием как наземных измерительных средств (ИС), так и космических. Космические средства используются для расчета длиннопериодических волн ГПЗ. Согласно мировым исследованиям, ИС для определения параметров модели ГПЗ можно условно разделить следующим образом.

1. До 50–60-й степени и порядка разложения потенциала ГПЗ расчет проводится с использованием возмущенных орбит космических аппаратов (КА), которые рассчитываются с использованием средств лазерной локации или градиентометра по линии “спутник–спутник” в режиме “высокий–низкий” (CHAMP [1], отдельно спутники GRACE, Jason и т.д.).

2. До 120–130-й степени используется градиентометр по линии “спутник–спутник” в режиме “низкий–низкий” (спутники GRACE [2]).

3. До 240–250-й степени используется бортовой космический градиентометр, основанный

на трех парах микроакселерометров (спутник GOCE [3]).

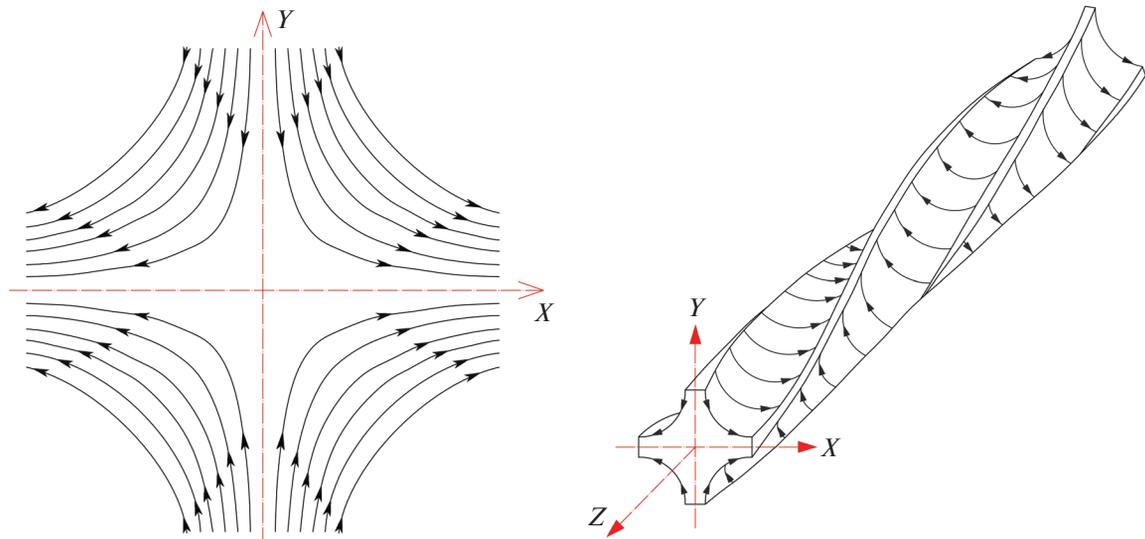
4. Для степеней  $\gg 250$ -й гармоники в разложении ГПЗ рассчитывают на основе сводных каталогов аномалий силы тяжести, уклонений отвесной линии и высот квазигеоида, полученных с использованием наземных измерительных средств и космических, таких как спутниковые радиовысотометры.

Таким образом, главным инструментом для расчета спутниковой модели ГПЗ (до степеней порядка 240–250) являются космические гравитационные градиентометры различных типов, основная идея которых заключается в определении разности гравитационных сил, действующих на КА или на пробную массу (ПМ) внутри КА. Следует отметить, что определение параметров относительного движения ПМ является ключевым элементом для детектирования гравитационной волны (ГВ), проходящей через эти массы. Для решения указанной задачи используются наземные детекторы ГВ и в перспективе — космические. Наибольший интерес составляют именно космические детекторы, так как используемая в них технология регистрации относительного движения ПМ может быть применена в космических градиентометрах.

В данной работе приведены основные разработки в области создания космических детекторов гравитационных волн и рассмотрены возможности использования полученных разработок для создания перспективных космических гравитационных градиентометров.

\*E-mail: fateev@vniiftri.ru

\*\*E-mail: davlatov\_r\_a@mail.ru



**Рис. 1.** Схема силовых линий ускорения (слева), вызванных плоской гравитационной волной, распространяющейся в направлении  $Z$ , перпендикулярном к плоскости рисунка (направление ускорения в каждой точке совпадает с направлением стрелки в этом месте, а величина ускорения равна плотности силовых линий) и изменения ориентации силовых линий вследствие правой круговой поляризации (справа).

## 2. СВЯЗЬ ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЛН И ГРАВИТАЦИОННОГО ПОЛЯ ЗЕМЛИ

Главная задача детектора ГВ — регистрация влияния эффекта искривления пространства, возникающего при прохождении ГВ через датчик, на движение механических систем этого датчика. Основная трудность заключается в том, что эти эффекты имеют крайне малое значение и для их регистрации необходима разработка сверхчувствительных систем с использованием передовых технологий.

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 одинаково. В фундаментальной монографии Ч. Мизнера, К. Торна и Дж. Уилера [4] представлена схема силовых линий для ускорений в детекторе ГВ, вызванных плоской гравитационной волной, распространяющейся в направлении  $Z$  (рис. 1), перпендикулярном к плоскости рисунка. Силовые линии представляют собой гиперболы. Направление ускорения в каждой точке совпадает с направлением стрелки в этом месте, а величина ускорения равна плотности силовых линий. Так же следует отметить, что создаваемые волной ускорения обладают правой круговой поляризацией (рис. 1, правая панель).

В работе [5] представлена структура поля ускорений, которые создает ГВ при распространении вдоль направления  $X$  (рис. 1, правая панель). При размещении в плоскости  $YZ$  двух свободных точечных масс можно наблюдать колебания одной

массы относительно другой с частотой волны  $\omega_{\text{grav}}$ . Если эти массы расположены вдоль оси  $Y$ , то величина амплитуды колебаний  $\Delta l$  в направлении  $Y$  равна:

$$\Delta l = \frac{1}{2}hl,$$

где  $l$  — расстояние между массами,  $h$  — амплитуда возмущений метрики, вызванная ГВ.

Если пара масс расположена вдоль оси  $Z$ , то колебания будут в противофазе по отношению к колебаниям первой пары (рис. 2). Стрелками показано движение пробных масс при воздействии на них гравитационной волны.

При рассмотрении поля возмущающих сил на борту КА [6] можно увидеть, что направление силовых линий схоже с влиянием ГВ. Для регистрации возмущений ГПЗ возможно использование бортового механического вращающегося резонансного градиентометра гантельного типа (ВРГГ), который был предложен в 1962 г. А.А. Красовским [7]. Градиентометр состоит из двух механических гантелей, размещенных под углом  $90^\circ$  на одной оси, выполненной в виде упругого торсиона (рис. 3). Механические гантели представляют собой симметричные относительно оси жесткие металлические штоки, на концах которых размещены пробные массы. Направление силовых линий возмущающих сил, действующих на пробные массы обеих гантелей, создает встречные механические усилия. При этом, за счет упругости торсиона, расстояние между массами на концах разных гантелей изменяется на

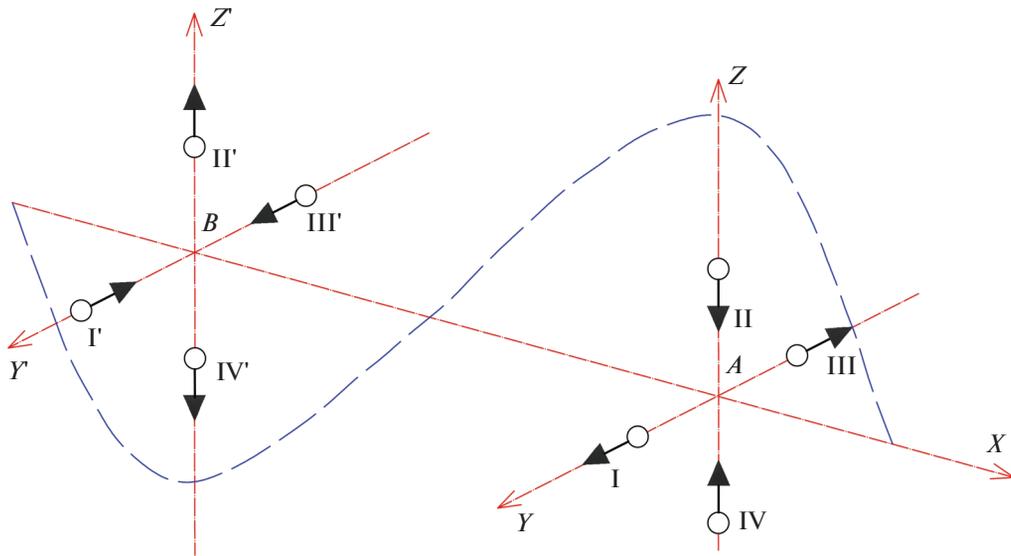


Рис. 2. Влияние гравитационной волны на свободные массы I, II, III, IV. Стрелками показано движение пробных масс при воздействии на них гравитационной волны.

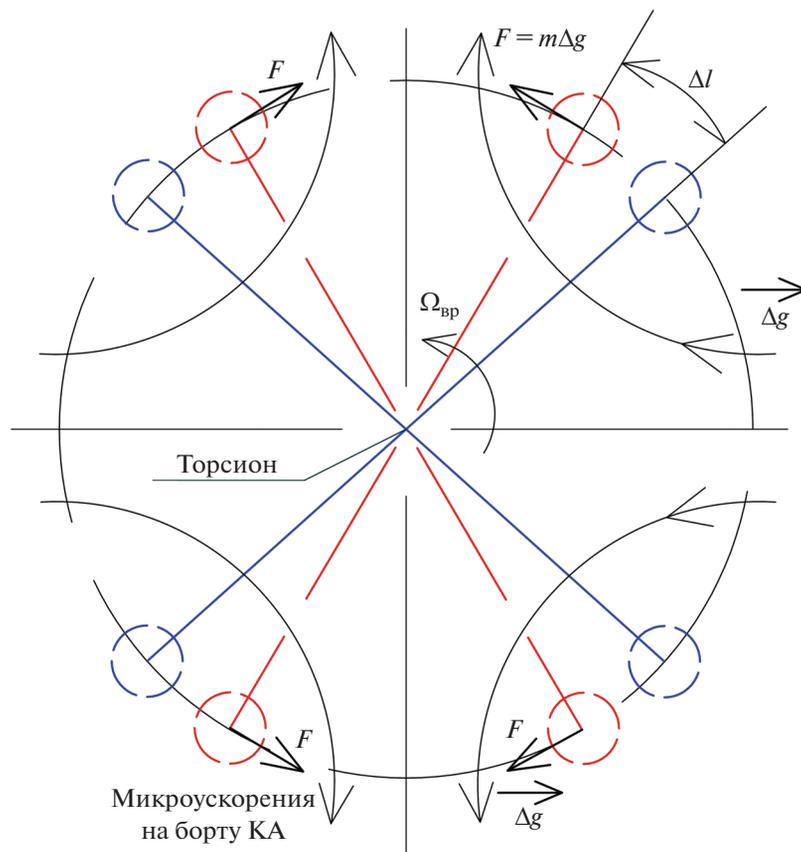


Рис. 3. Принципиальная схема механического вращающегося резонансного градиентометра гантельного типа.

некоторую достаточно малую величину  $\Delta l$ , которое дает количественную информацию о градиенте ГПЗ [8].

Примечательно, что похожее устройство было предложено в 1969 г. В.Б. Брагинским, Я.Б. Зельдовичем и В.Н. Руденко в качестве приемника

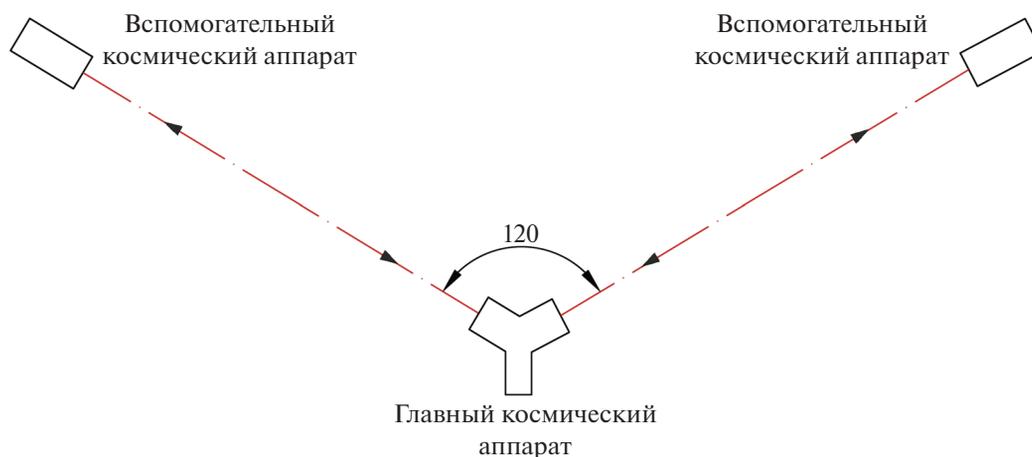


Рис. 4. Структурная схема проекта LAGOS.

гравитационного излучения типа модулятора [9]. В приемнике в качестве чувствительных элементов используются две гантели под углом  $90^\circ$  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 — будет происходить взаимное сближение (отдаление).

Принципиальное отличие от ВРГГ заключается в габаритах гантелей. В случае градиентометра основными целями были 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 [9]. В изготовленном ВРГГ группой А.И. Сороки детектировалось биение гантелей с погрешностью  $10^{-8}$  м, что соответствовало градиенту в десятки этвеш (Е). В случае удовлетворения требований к погрешностям детектора ГВ возможно определение градиента ГПЗ с погрешностью 0.001 Е, что соответствует погрешности самого точного космического градиентометра GOCE [3].

Таким образом, картина силовых линий ускорений, вызываемых ГВ и во вращающемся гантельном детекторе ГПЗ, практически одинакова. Кроме того, для регистрации ГВ и определения градиента ГПЗ могут использоваться одинаковые по своему принципу измерительные средства. Расхождения в реализации будут основываться на требуемой амплитудной и частотной чувствительности системы.

### 3. КОСМИЧЕСКИЙ ДЕТЕКТОР ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЛН LISA

К началу 1980-х годов впервые было предложено разработать космический детектор гравитаци-

онных волн для обнаружения волн в низкочастотной полосе (ниже 1 Гц), используя высокочувствительную интерферометрическую систему для определения колебаний расстояния между удаленными космическими аппаратами.

Самая первая концепция такого детектора — это Гравитационный волновой интерферометр (GWI) с челночным запуском. В публикации НАСА в марте 1978 г. [10] описан интерферометр с общей массой пуска 16.4 т, который включал в себя четыре пробные массы по 1000 кг на концах крестообразного устройства длиной 1 км.

В работах [11, 12] рассматривается возможность использования объектов, находящихся на значительном расстоянии друг относительно друга для регистрации ГВ. В качестве таких объектов могут использоваться КА с лазерным интерферометром для фиксации изменения межспутникового расстояния. Подробная концепция такого типа детектора ГВ была рассмотрена в [13–15], она получила название “Лазерная антенна для наблюдения гравитационного излучения” (Laser Antenna for Gravitational-radiation Observation in Space, LAGOS). LAGOS состоял из трех КА: один (главный) в центре и два вспомогательных, находящиеся на расстоянии 106 км от главного и образующие угол в  $120^\circ$  на главном КА (рис. 4).

Альтернативный вариант детектора был представлен Европейским космическим агентством в 1993 г. в проекте SAGITTARIUS. Аналогичный проект под названием OMEGA был предложен НАСА в 1996 г. Главным отличием проекта OMEGA является использование шести КА, расположенных на геоцентрической орбите. В 1993 г. была предложена концепция Лазерной интерферометрической космической антенны (Laser Interferometer Space Antenna, LISA), которая в настоящее время является основной для создания

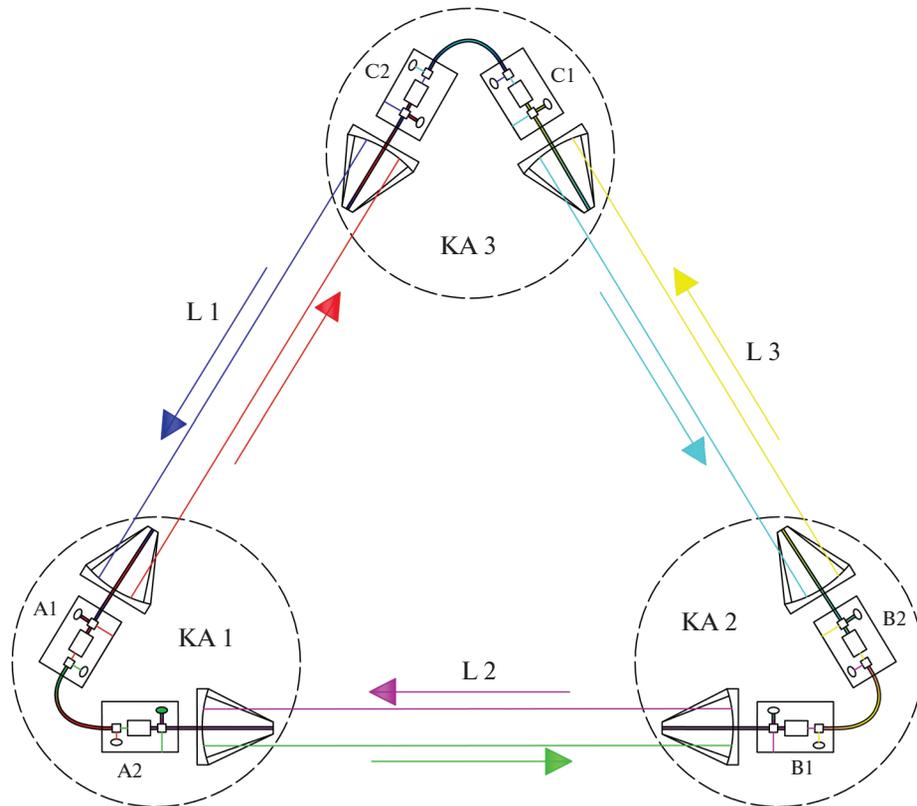


Рис. 5. Схема измерений в проекте LISA.

космического детектора ГВ. В 1998 г. были проведены концептуальное исследование проекта [16] и предварительная проработка технических решений [17]. С учетом результатов нескольких работ [18, 19] к началу 2000-х годов был сформирован облик проекта LISA. LISA состоит из трех идентичных космических аппаратов, находящихся на гелиоцентрической орбите. Конструктивно система LISA представляет собой треугольную форму, с длиной стороны порядка  $2.5 \times 10^6$  км с тремя одноплечевыми интерферометрами. Они образуют два полунезависимых интерферометра Майкельсона, один из которых повернут на  $60^\circ$ , с одним общим плечом. Космические аппараты LISA содержат пару ПМ и лазерных передатчиков/приемников. Каждая ПМ является конечным зеркалом одноплечевого интерферометра, в котором другое торцевое зеркало находится на одном из двух других космических аппаратов.

Определение изменения расстояния между двумя ПМ на одном плече интерферометра происходит путем измерения фазовых задержек лазерного излучения, пересекшего плечо интерферометра (рис. 5). 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 [20]. Согласно предварительным расчетам погрешность определения межспутникового расстояния будет составлять порядка  $10^{-10} - 10^{-12}$  м.

Следует отметить, что такой принцип интерферометрической системы измерения межспутникового расстояния предполагается реализовать в проекте GRACE-FO и во всех будущих проектах космических градиентометров по линии “спутник–спутник”. Реализация такой межспутниковой низкоорбитальной интерферометрической системы с погрешностью измерения межспутникового расстояния порядка  $10^{-10}$  м позволит значительно уточнить параметры ГПЗ. Таким образом, технологии, разработанные для LISA, могут стать основой для лазерных космических градиентометров по линии “спутник–спутник”.

#### 4. ПРОТОТИП КОСМИЧЕСКОГО ДЕТЕКТОРА ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЛН LISA PATHFINDER

Для отработки технических решений и тестирования бортовой аппаратуры будущего детектора LISA 3 декабря 2015 г. был запущен КА LISA

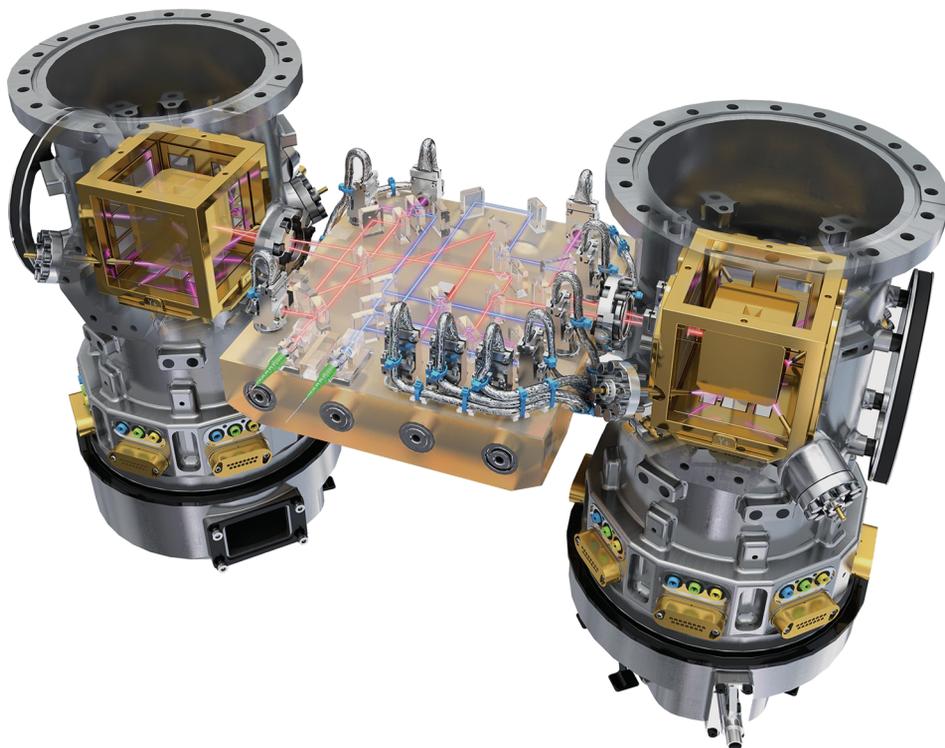


Рис. 6. Конфигурация спутника LISA Pathfinder.

Pathfinder (PLISA) на орбиту вокруг точки либрации L1 (точки Лагранжа) в системе Земля—Луна—Солнце. Эта точка расположена на линии Земля—Солнце на расстоянии около 1.5 млн. км от Земли. Особенностью этой виртуальной точки является уравнивание гравитационного влияния Земли и Солнца, в результате чего космический аппарат находится в равновесии, а его траектория находится в ограниченной области в окрестности точки L1.

PLISA представляет собой одно плечо созвездия интерферометров LISA, в котором дистанция между двумя ПМ уменьшена с 5 млн. км до 35 см. Как и в LISA, ПМ PLISA служат в качестве зеркал интерферометра и размещены внутри КА PLISA.

Идея PLISA заключается в определении изменения расстояния между двумя ПМ в момент прохождения гравитационной волны. Это изменение можно зарегистрировать с помощью высокоточного лазерного интерферометра.

В проекте LISA Pathfinder стирается понятие космического аппарата и полезной нагрузки. Сам корпус спутника непосредственно участвует в эксперименте, так как происходит полет трех тел — спутника и двух ПМ. Одна из ПМ находится в состоянии свободного падения по всем степеням свободы. Вторая ПМ свободно перемещается вдоль двух осей, и космический аппарат может контролировать смещение по этим осям путем вращения [21].

В PLISA ПМ выполнены в виде кубов из сплава золота и платины (рис. 6). Каждая ПМ заключена в куб с зазором в 4 мкм. Интерферометрическая система не только измеряет расстояние между ПМ с погрешностью  $10^{-12}$  м, но и контролирует их положение внутри куба. Спутник реагирует на малейшее смещение ПМ и меняет свое положение для компенсации этого смещения. Результаты будут анализироваться при разработке следующих спутников LISA [22, 23].

Успешная реализация проекта PLISA продемонстрировала возможность создания принципиально нового измерителя — градиентометра ГПЗ, в котором проводятся непосредственно прямые измерения текущего расстояния между ПМ с использованием лазерной интерферометрии. Если поместить PLISA на околоземную орбиту, то погрешность такого уже градиентометра составляла бы  $10^{-4}$ – $10^{-5}$  Е [24], что существенно точнее, чем достигнуто в настоящее время в проекте GOCE.

## 5. КОСМИЧЕСКИЙ ДЕТЕКТОР ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЛН DECIGO

В настоящее время в Японии разрабатываются два проекта по обнаружению ГВ.

1. KAGRA — наземный криогенный интерферометр Майкельсона с резонатором Фабри-Перо с длиной плеча 3 км [25].

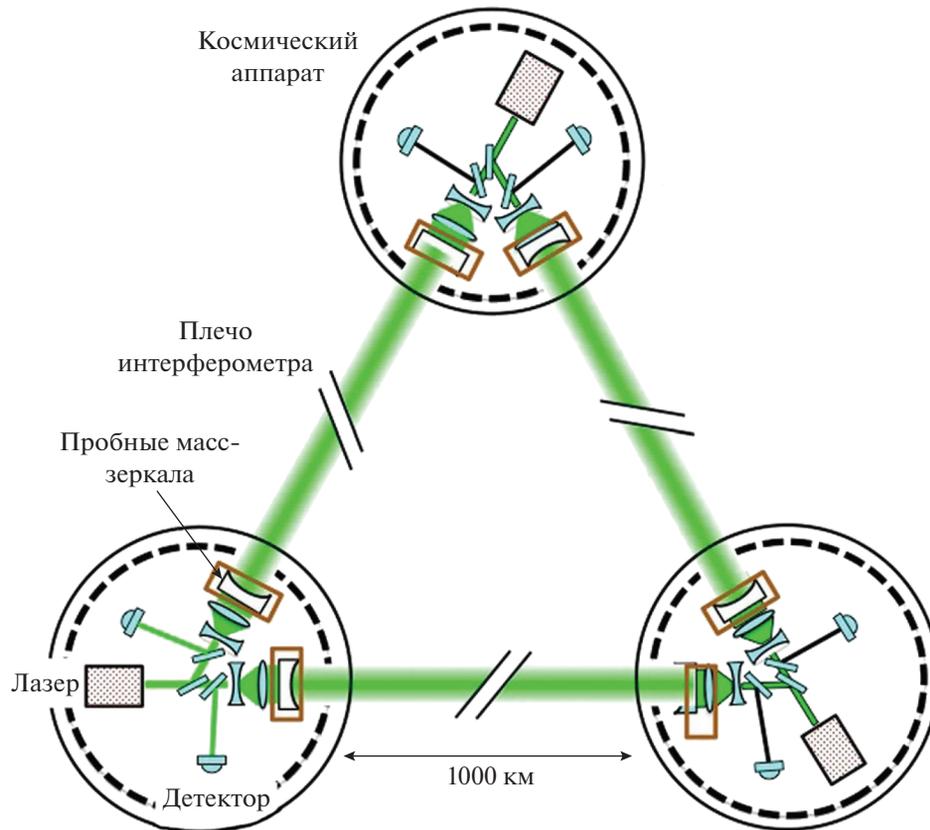


Рис. 7. Принципиальная схема проекта DECIGO.

2. Космический детектор DECIGO (Deci-hertz Interferometer Gravitational Wave Observatory).

Идея проекта DECIGO была представлена в 2001 г. в работе [26] и предлагалась для наблюдения ускорения Вселенной путем обнаружения ГВ. Детектор DECIGO состоит из трех КА, которые образуют правильный треугольник с длиной стороны 1000 км и являются плечами интерферометра Фабри-Перо (рис. 7). В каждом КА располагаются две ПМ, которые являются крайними зеркалами в плечах интерферометра, и источник лазерного излучения. Бортовая система КА обеспечивает свободный полет ПМ, реализуя систему “спутника свободного от сноса”. Искажение космического пространства-времени, вызванное ГВ, приводит к изменению длины оптического пути между двумя ПМ в каждом КА.

Параметры системы DECIGO: диаметр ПМ — 1 м, масса ПМ — 100 кг, длина волны лазера — 515 нм, мощность — 10 Вт.

В настоящее время рассматривается возможность использования 4 кластеров, два из которых будут вращаться вокруг одной точки (рис. 8) [27]. Основная идея DECIGO заключается в обнаружении ГВ в частотном диапазоне между проектом LISA и наземными детекторами. Это достигается

за счет использования более коротких плеч интерферометра (с 2.5 млн. км до 1000 км) и использования резонатора Фабри-Перо для борьбы с квантовым шумом.

Для обнаружения ГВ необходимо детектировать изменение расстояния между ПМ на уровне  $10^{-18}$  м/ $\sqrt{\text{Гц}}$ . Для этого необходимо обеспечить защиту ПМ от внешних возмущений, механических вибраций, тепловых колебаний и т.д. Наиболее сложной задачей является защита ПМ от внешних условий на уровне  $(10^{-18} - 10^{-17})$  м/ $c^2/\sqrt{\text{Гц}}$ .

В настоящее время реализовано определение внешних ускорений на уровне  $10^{-12}$  м/ $c^2/\sqrt{\text{Гц}}$  в проекте GOCE [3] и  $10^{-14}$  м/ $c^2/\sqrt{\text{Гц}}$  в проекте LISA Pathfinder.

Для реализации проекта DECIGO планируется выполнить несколько промежуточных проектов с целью верификации технических решений и вариантов обработки данных. В настоящее время выполнен первый этап, который заключался в создании системы компенсации внешних возмущений с использованием бортовых двигателей. Эта задача была решена в проекте SWIM путем запуска КА JAXA (SDS-1) с бортовым детектором гравитационных волн торсионного типа ТОВА. Эксперимент

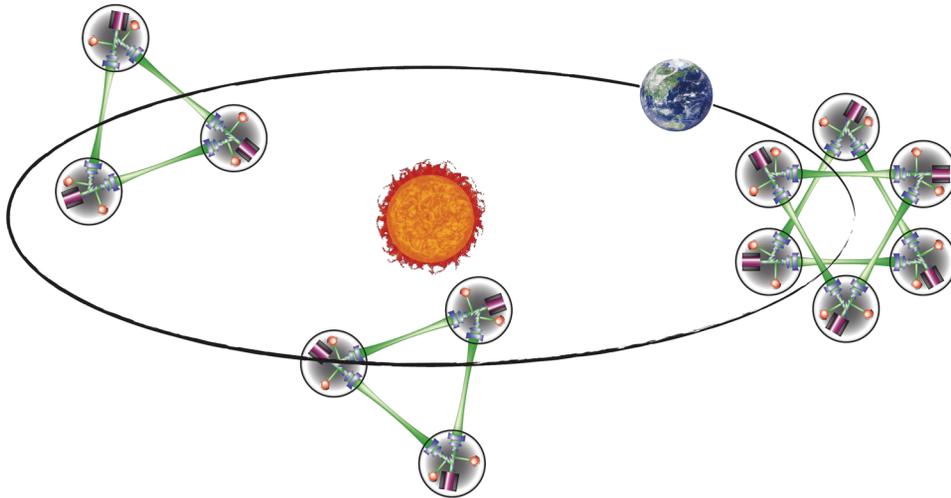


Рис. 8. Предварительная схема расположения КА проекта DECIGO.

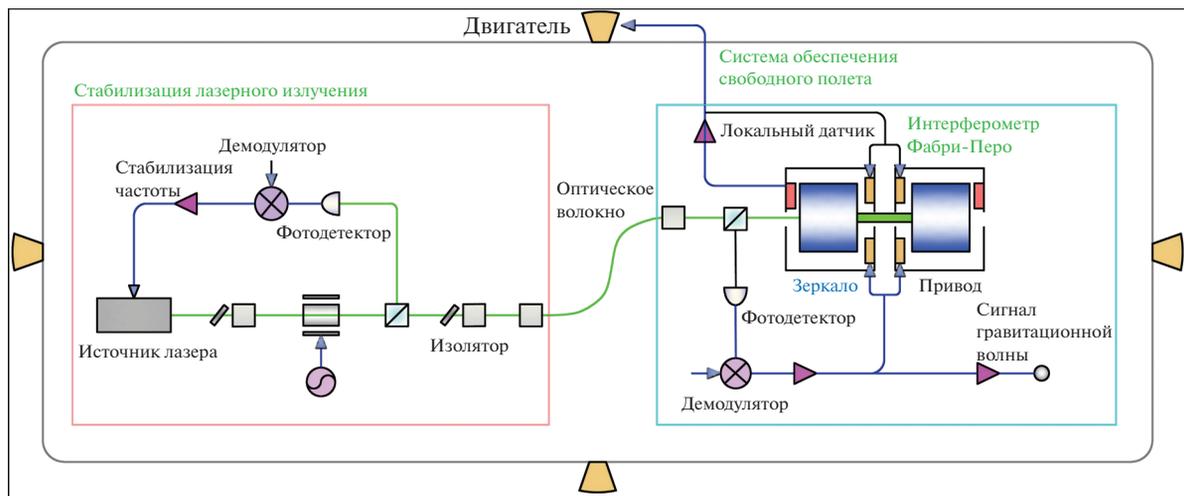


Рис. 9. Принципиальная схема проекта DECIGO Pathfinder.

продолжался порядка 1 года и продемонстрировал правильность принятых технических решений.

Изначально второй этап заключался в создании малого космического аппарата DECIGO Pathfinder с целью отработки бортовой лазерной интерферометрической системы Фабри-Перо для определения изменения расстояния между двумя ПМ [28]. На рис. 9 представлена схема лазерного интерферометра. Чувствительные элементы представляют собой зеркала интерферометра Фабри-Перо с массой 1 кг. Используется лазер с мощностью 25 мВт и длиной волны 1030 нм. Ключевой характеристикой системы является погрешность определения изменения расстояния между ПМ на уровне  $(10^{-15} - 10^{-16})$  м/ $\sqrt{\text{Гц}}$ . Для обеспечения указанной характеристики предполагается определять внешние возмущения с погрешностью порядка  $10^{-15}$  м/ $c^2/\sqrt{\text{Гц}}$  [28]. Несмотря на то что

некоторые элементы интерферометра и пробных масс уже были изготовлены [29], было решено пропустить DECIGO Pathfinder и сосредоточиться на третьем этапе, который назвали B-DECIGO.

Основная идея проекта B-DECIGO схожа с DECIGO: так же используются три КА, образующих равносторонний треугольник, стороны которого являются плечами интерферометра Фабри-Перо. Существенным отличием является то, что в B-DECIGO длина плеча составляет 100 км, диаметр ПМ составляет 30 см с весом 30 кг. Кроме того, космические аппараты будут двигаться по солнечно-синхронной геоцентрической орбите на высоте 2000 км. Запуск B-DECIGO планируется провести в конце 2020-х годов.

Проект DECIGO является первым проектом, в котором предложено использование интерферометра Фабри-Перо, как это сделано в наземных

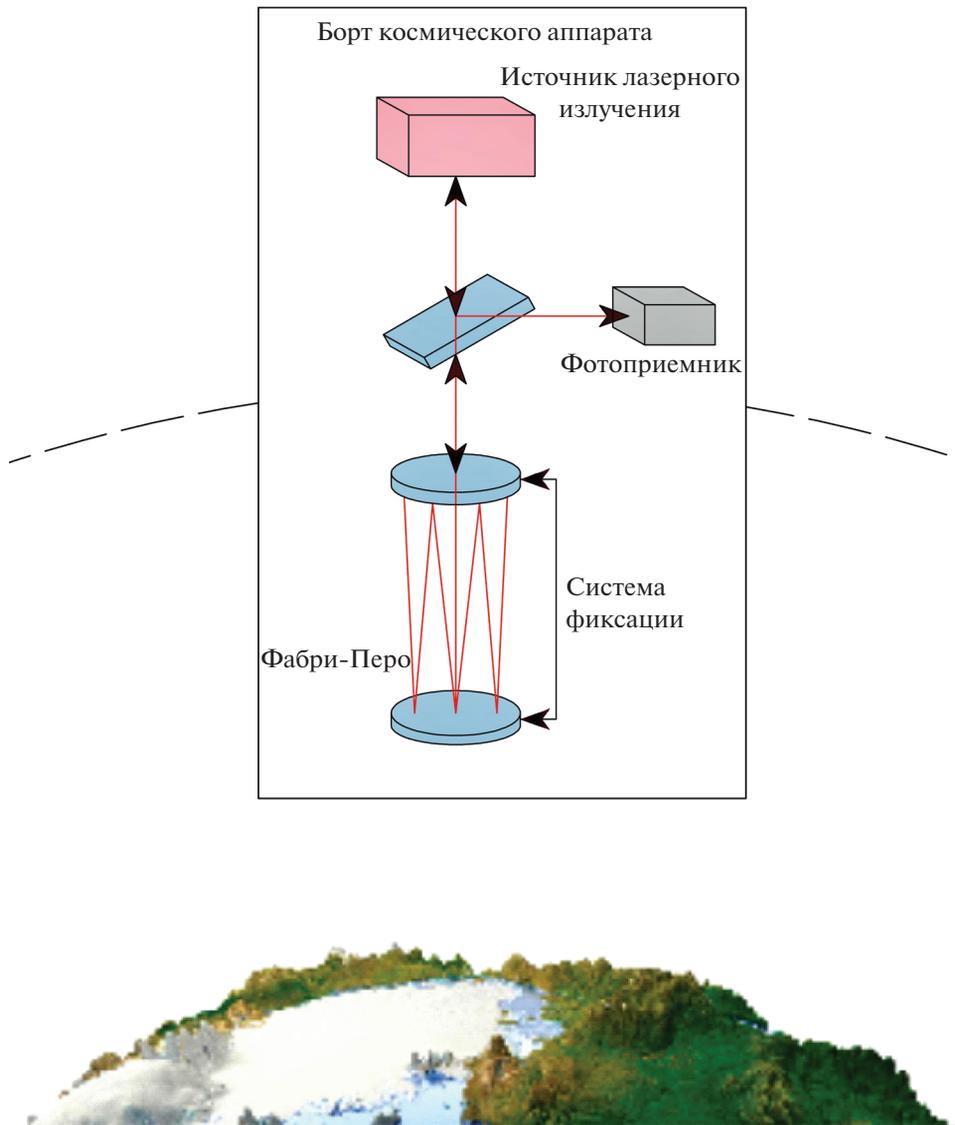


Рис. 10. Принципиальная схема космического градиентометра на свободных массах.

детекторах типа LIGO. Эта технология может использоваться в космических гравитационных градиентометрах типа GRACE-FO, так как позволит улучшить интерференционную картину, искусственно увеличить величину детектируемого изменения расстояния и др. В случае принятия решения о продолжении проекта DECIGO Pathfinder появится возможность демонстрации бортового лазерного градиентометра с использованием интерферометра Фабри-Перо.

## 6. КОСМИЧЕСКИЙ ГРАДИЕНТОМЕТР НА СВОБОДНЫХ МАССАХ

Измерительные системы типа PLISA или DECIGO Pathfinder при запуске на околоземную орбиту можно использовать для определения градиента ГПЗ. Таким образом, получается система

“спутник–спутник” внутри космического аппарата. Главной особенностью такой системы является отсутствие необходимости бортового высокоточного акселерометра, так как на пробные массы, находящиеся внутри КА, не действуют негравитационные ускорения. Принципиальным отличием указанных систем от проекта GOCE является то, что параметры относительного движения ПМ определяются на основе непосредственных прямых лазерных измерений изменения расстояния между ПМ. Кроме того, такие системы имеют известную метрологическую базу, что позволит непосредственно оценить погрешность лазерной системы.

Впервые в РФ в 2013 г. была предложена градиентометрическая система с использованием пробных масс внутри КА — космический градиентометр на свободных массах [8]. В измерителе используется принцип баллистического гравиметра и

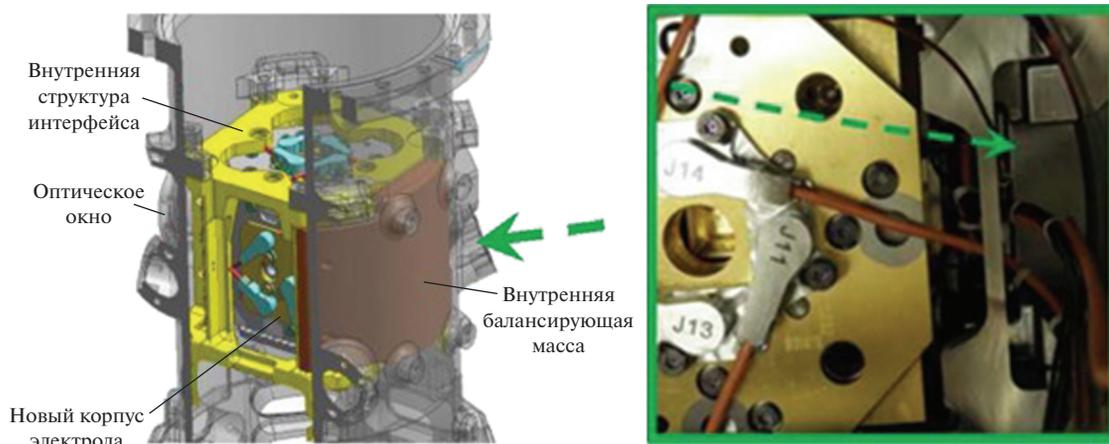


Рис. 11. Расположение внутренней балансирующей массы.

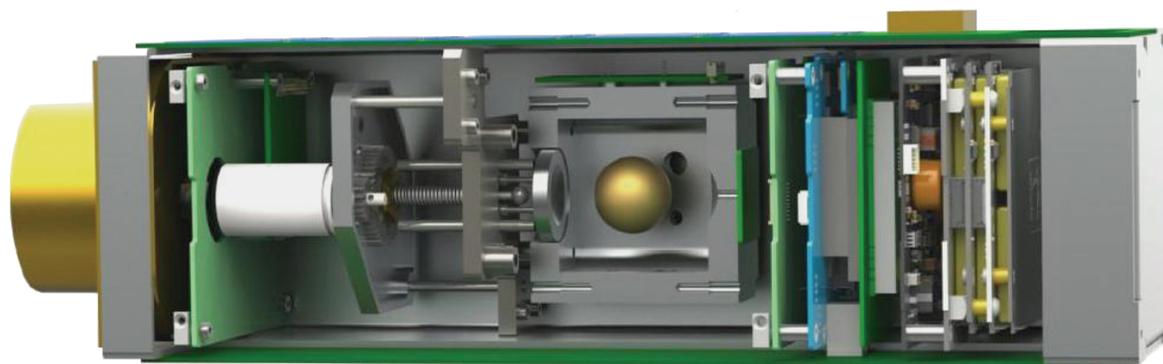


Рис. 12. Структура аппарата проекта Drag-free CubeSat.

основан на измерении параметров относительного движения двух свободных пробных масс внутри космического аппарата в состоянии невесомости (рис. 10). Измерение приращения относительного расстояния и радиальной скорости пробных масс производится с помощью лазерного интерферометра на интервале времени свободного движения масс. В отличие от одноосной системы “спутник—спутник” возможно использование нескольких измерительных баз (осей). Это позволит одновременно определить несколько составляющих градиента ГПЗ без существенного удорожания проекта, так как нет необходимости в создании новых КА.

При реализации измерительной системы с погрешностью определения приращения расстояния порядка  $10^{-12}$  м возможно определение градиента ГПЗ с погрешностью  $10^{-5}$  Этвеш, что на 2 порядка лучше, чем было получено в проекте GOCE.

Одним из главных элементов градиентометра, помимо высокоточного бортового лазерного интерферометра, является система обеспечения свободного полета масс внутри КА — система спутника, свободного от сноса или система “drag-free” (в зарубежной литературе). К примеру, солнечное излу-

чение на пробную массу весом в 1 кг создает возмущающее ускорение порядка  $10 \text{ нм/с}^2$  ( $10^{-8} \text{ м/с}^2$ ). Таким образом, для достижения требуемой точности бортовые микродвигатели должны с погрешностью порядка  $10^{-9} \text{ м/с}^2$  компенсировать воздействие сил негравитационного происхождения. Однако возможно осуществлять компенсацию этих ускорений путем перемещения бортовой балансирующей массы (БМ). Использование таких масс для корректировки перемещения бортовой ПМ позволяет сократить расход топлива. Такая технология была продемонстрирована в проекте PLISA с использованием вольфрамового бруска массой 1.8 кг, который называется “внутренней балансирующей массой (IBM)” (рис. 11) [30].

Примечательно, что бортовую балансирующую подвижную массу возможно использовать для калибровки чувствительной системы измерителя. При известных параметрах ПМ и БМ рассчитывается изменение положения ПМ при перемещении БМ. Это значение сравнивается с результатами измерений бортовой интерферометрической системы, что позволяет оценить чувствительность системы и при необходимости выполнить корректировку.

Для отработки технологии свободного полета бортовых масс реализуются проекты, часть которых основывается на использовании малоразмерных КА типа CubeSat. К примеру, в проекте [31] рассматривается вариант детектирования положения ПМ внутри КА с использованием ПЗС-матрицы, а с помощью бортовых двигателей компенсировать возмущающие силы на борт КА, что позволит свободной массе не соприкоснуться с корпусом КА. Конструкция КА представлена на рис. 12.

## 7. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На основе проведенного анализа можно сформулировать несколько выводов:

1. Использование измерений взаимного движения свободных космических тел в окрестности Земли — возможный путь измерения величины гравитационного градиента ГПЗ. Поэтому необходимо разрабатывать космические гравитационные градиентометры, в которых происходит непосредственное измерение параметров относительного движения пробных масс.

2. Технологические прорывы, достигаемые при создании космических детекторов гравитационных волн, могут использоваться при создании перспективных космических градиентометров.

3. Представленный космический градиентометр на свободных массах может опираться на результаты разработки космических детекторов гравитационных волн и имеет ряд преимуществ по сравнению с классическими гравитационными градиентометрами типа GOCE:

- высокая точность;
- отсутствие необходимости в акселерометре, контролирующем активные ускорения;
- возможность определения полного тензора градиента ГПЗ при измерениях по нескольким осям.

4. Создание космического градиентометра на свободных массах является задачей для многих отраслей научно-технического сообщества космических измерений, так как каждый элемент системы вносит вклад в погрешность конечного решения.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. C. Reigber, P. Schwitzer, and H. Lühr, The CHAMP geopotential mission. *Bollettino di Geofisica Teorica ed Applicata*, **40**, 285 (1999).
2. B. Tapley, S. Bettadpur, M. Watkins, and C. Reigber, *Geophys. Res. Lett.* **31**(9), 4 (2004).
3. *ESA Gravity Field and Steady-State Ocean Circulation Mission*. Report for mission selection of the four candidate Earth Explorer missions, ESA SP-1233(1) (European Space Agency, 1999).
4. C. W. Misner, K. S. Thorne, and J. A. Wheeler, *Gravitation* (San Francisco: W. H. Freeman and Company, 1973).
5. В. Б. Брагинский, М. В. Сажин, *Гравитационные волны* (М.: Из-во МГУ, 2003).
6. В. В. Белецкий, *Движение искусственного спутника относительно центра масс* (М.: Наука, 1965).
7. А. А. Красовский, Е. А. Румянцев, А. И. Сучков, Ю. А. Вавилов, *Труды ВВИА*, Вып. 1207 (1967).
8. В. Ф. Фатеев, *Альманах современной метрологии* № 3, 32 (2015).
9. В. Б. Брагинский, Я. Б. Зельдович, В. Н. Руденко, *Письма в ЖЭТФ* **10**, 437 (1969).
10. R. Weiss, P. L. Bender, C. W. Misner, and R. V. Pound, *Report of the Sub-Panel on Relativity and Gravitation, Management and Operations Working Group for Shuttle Astronomy*, Technical report, NASA, Washington, DC (1976).
11. R. Weiss, *Gravitational Radiation. The Status of the Experiments and Prospects for the Future*, in *Sources of Gravitational Radiation*, edited by L. Smarr (Cambridge University Press, 1979).
12. R. Decher, J. L. Randall, P. L. Bender, and J. E. Faller, *Active Opt. Devices and Applications* **228**, 149 (1980).
13. J. E. Faller and P. L. Bender, *Second International Conference on Precision Measurements and Fundamental Constants*. Abstract (1981).
14. J. E. Faller and P. L. Bender, in *Precision Measurements and Fundamental Constants II*, NBS Special Publication 617 (Washington: U. S. Govt. Printing Oce, 1984), p. 689.
15. J. E. Faller, P. L. Bender, J. L. Hall, D. Hils, and M. A. Vincent, in *Proc. of the Colloquium on Kilometric Optical Arrays in Space*, SP-226 (ESA, 1985).
16. W. M. Folkner, P. L. Bender, and R. T. Stebbins. *LISA mission concept study. Jet Propulsion Laboratory* (1998).
17. P. Bender, A. Brillet, I. Ciufolini, A. M. Cruise, et al., *LISA. Laser Interferometer Space Antenna*, Pre-Phase A Report (1998).
18. Astrium. LISA. Study of the Laser Interferometer Space Antenna. Final technical report, 2000.
19. A. Hammesfahr, *Classical and Quantum Gravity* **18**, 4045 (2001).
20. *Laser Interferometer Space Antenna: A Cornerstone Mission for the Observation of Gravitational Waves. System and Technology Study*, Report ESA-SCI (11 July 2000).
21. W. Fichter, A. Schleicher, N. Brandt, S. Vitale, and D. Bortoluzzi, *Control Tasks and Functional Architecture of the LISA Pathfinder Drag-Free System*, Proc. of the 6th Intern. ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems, Loutraki, Greece, October 17–20, 2005 (ESA SP-606, January 2006).
22. S. Vitale, *General Relativ. and Gravit.* **46**, 1730 (2014).

23. G. D. Racca and P. W. McNamara, *Space Sci. Rev.* **151**(1–3), 159 (2010).
24. C. Trenkel and S. Kemble, *J. Physics Conf. Ser.* **154**, id. 012002 (2009).
25. K. Kuroda, and the LCGT Collaboration, *Classical and Quantum Gravity* **23**, id. S215 (2006).
26. N. Seto, S. Kawamura, and T. Nakamura, *Phys. Rev. Lett.* **87**, id. 221103 (2001).
27. S. Sato, S. Kawamura, M. Ando, T. Nakamura, et al., *J. Physics Conf. Ser.* **154**, id. 012040 (2009).
28. M. Ando, S. Kawamura, T. Nakamura, K. Tsubono, et al., *J. Physics Conf. Ser.* **120**, id. 032005 (2008).
29. Sato, S., Y. Torii, Y. Wakabayashi, Y. Ejiri, et al., *J. Physics Conf. Ser.* **228**, id. 0120463 (2010).
30. W. J. Weber, *LISA Pathfinder and eLISA: measuring differential acceleration for gravitational wave astrophysics*, Iberian Gravitational Wave Meeting Barcelona, 13 May 2015.
31. J. W. Conklin, K. Balakrishnan, S. Buchman, R. L. Byer, et al., *The Drag-free CubeSat*, Proc. of the 26th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites (2012).