

УДК 681.787

**ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ
МЕЖСПУТНИКОВЫХ ЛАЗЕРНЫХ
ИНТЕРФЕРОМЕТРОВ В СУЩЕСТВУЮЩИХ
ПРОЕКТАХ ГРАВИТАЦИОННО-ВОЛНОВЫХ АНТЕНН
И КОСМИЧЕСКИХ ГРАВИТАЦИОННЫХ
ГРАДИЕНТОМЕТРОВ**

**С.С. Донченко, Р.А. Давлатов, Е.А. Лавров,
Д.А. Соколов, И.О. Скакун**

*ФГУП «ВНИИФТРИ», Менделеево, Московская обл., Россия,
donchenko_ss@vniiftri.ru, davlatov_r_a@mail.ru,
lavrov@vniiftri.ru, sokolov@vniiftri.ru, skakun@vniiftri.ru*

Аннотация. В работе рассмотрены принципы построения межспутниковых и бортовых интерферометров в миссиях LISA, LISA Pathfinder, Tianqin, GRACE-FO. Описаны основные особенности устройств. Приведены результаты экспериментов и теоретические оценки их точности.

Ключевые слова: межспутниковый лазерный интерферометр, гравитационные волны, спутник, свободный от сноса.

**PRINCIPLES OF CONSTRUCTION OF INTER-SATELLITE
LASER INTERFEROMETERS IN THE EXISTING PROJECTS
OF GRAVITATIONAL-WAVE ANTENNAS AND SPACE
GRAVITATIONAL GRADIOMETERS**

**S.S. Donchenko, R.A. Davlatov, E.A. Lavrov,
D.A. Sokolov, I.O. Skakun**

*FSUE "VNIIFTRI", Mendeleevo, Moscow region, Russia,
donchenko_ss@vniiftri.ru, davlatov_r_a@mail.ru,
lavrov@vniiftri.ru, sokolov@vniiftri.ru, skakun@vniiftri.ru*

Abstract. The paper discusses the principles of building inter-satellite and airborne interferometers in the LISA, LISA Pathfinder, Tianqin, GRACE-FO missions. The main features of the devices are described. The results of experiments and theoretical estimates of their accuracy are presented.

Keywords: intersatellite laser interferometer, gravitational waves, drag-free satellite.

Введение

В настоящее время активно развиваются проекты гравитационно-волновых антенн (LISA, TIANQIN, DECIGO и др.) и космических гравитационных градиентометров (GRACE-FO, GRACE). Основные задачи, решаемые в таких проектах, — регистрация длинноволновых гравитационных волн и

уточнение гравитационного поля Земли с помощью лазерной интерферометрии в космосе. Принцип работы в этих миссиях основан на измерении относительного положения космических аппаратов (КА) и пробных масс, размещённых внутри них.

В большинстве миссий используется схема интерферометра Майкельсона, где опорный пучок формируется бортовым лазерным источником, а измерительный — принятым с помощью телескопа излучением от удалённого спутника. Полученный на фотоприёмнике сигнал биений пропорционален изменению фазы между космическими аппаратами.

Сложность построения подобных лазерных измерительных систем заключается в сверхбольших длинах плеч 2,5 млн км (LISA), 110 000 км (TIANQIN), 10^3 км (DECIGO), 220 км (GRACE-FO). Кроме того, спутники постоянно движутся относительно друг друга, и их ориентация изменяется. При этом точность межспутникового интерферометра должна быть не хуже нм, бортового — пм.

Далее в работе описаны пространственные конфигурации межспутниковых интерферометров, их архитектура и принципы построения.

Космический детектор LISA

Пространственная конфигурация интерферометра

В проекте LISA предлагается разместить КА на гелиоцентрической орбите на расстоянии от 50 до 65 млн км от Земли, со средним расстоянием между КА (S/C) около 2,5 млн км (рис. 1а). Каждый из них движется по своей независимой гелиоцентрической орбите так, что они вместе образуют треугольник, плоскость которого имеет наклон 60° к плоскости эклиптики. Законы небесной механики заставляют треугольник почти жёстко вращаться относительно его центра с вариациями длин плеч и углов не более одного процента. КА в углах треугольника имеют две пробные массы, которые определяют конечные точки плеч, а также оборудование для лазерного интерферометрического измерения длины этих плеч (рис. 1б).

По практическим соображениям измерение расстояния между пробными массами разбито на три отдельных измерения: измерение межспутникового расстояния между оптическими скамьями, которые размещены на КА, и измерений положения каждой из пробных масс относительно соответствующей оптической скамьи (рис. 2). Поскольку шум измерений межспутникового интерферометра существенно больше шумов бортовых измерительных систем, то такой подход практически не влияет на точность измерений расстояния между пробными массами.

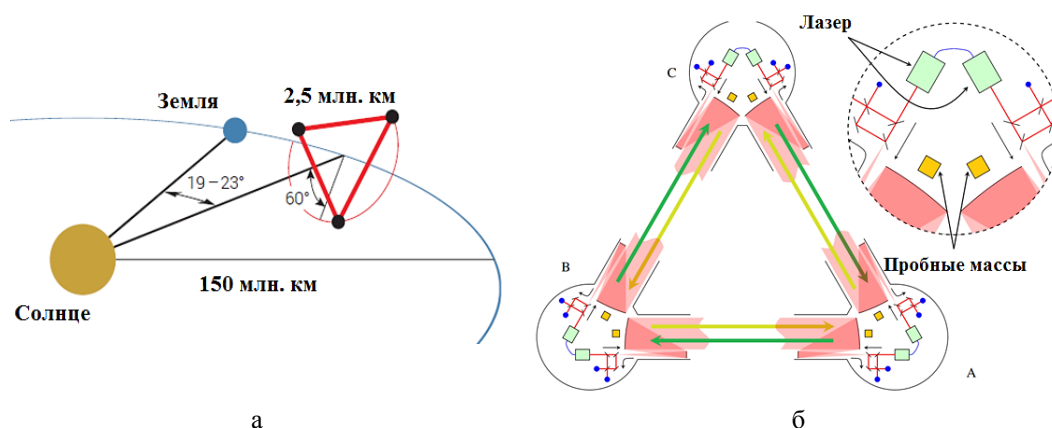


Рис. 1. Орбита «созвездия спутников» LISA: а — орбита «созвездия спутников» LISA; б — общая схема интерферометрической системы

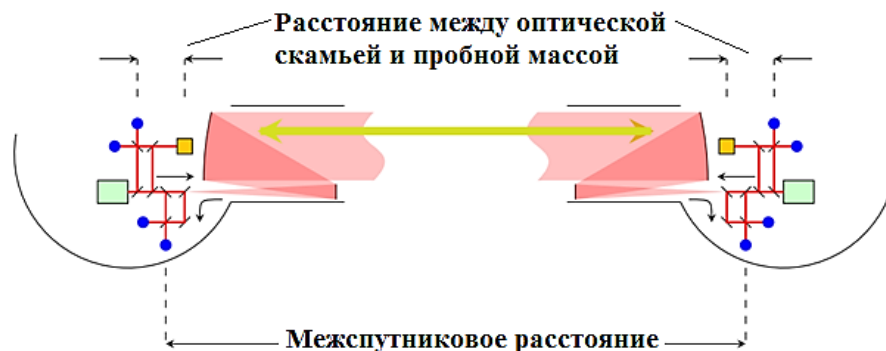


Рис. 2. Измерения в одном плече LISA

Каждый аппарат содержит гравитационный сенсор — пробную массу, которая совместно с системой определения её положения и двигателями КА образуют систему спутника, свободного от сноса. Этот же сенсор входит в цепь контроля оптической длины плеч интерферометра. Важным узлом является телескоп с диаметром 20 см, который служит для передачи светового луча от лазера (мощность — 2 Вт, длина волны — 1064 нм) вдоль плеча на удалённый КА, а также для приёма слабого оптического излучения от неё.

Принятый от удалённого КА оптический луч интерферирует с лучом локального опорного лазера, формируя за счёт гетеродинирования на квадрантном фотоприёмнике сигнал с частотой биений от 5 до 25 МГц. Фаза биений измеряется прецизионным фазометром с разрешением $\sim 10^{-6}$ Гц/ $(\sqrt{\text{Гц}})$. Вариации этого сигнала во времени отражают доплеровское смещение частоты света из-за взаимных движений КА, которое содержит медленные изменения длин плеч (месяцы, годы) и более быстрые вариации (секунды, часы) за счёт гравитационно-волновых возмущений. Из сигнала относительного

перемещения КА вычитается сигнал локальных перемещений пробной массы гравитационного сенсора относительно соответствующей оптической скамьи. Результатом будет целевая (научная) величина — относительная вариация расстояния между удалёнными свободно падающими пробными массами, обусловленными только гравитацией. Все негравитационные возмущения (солнечное давление, радиационные потоки частиц и др.) компенсируются.

Интерферометрическая измерительная система (ИИС)

Как говорилось ранее, расстояние между космическими аппаратами составляет 2,5 млн км, что приводит к существенному ослаблению принимаемого сигнала из-за дифракционной расходимости лазерного луча. Поэтому использование пассивных ретроотражателей невозможно. На каждом космическом аппарате располагается свой источник лазерного излучения. При этом один из них является ведомым и подстраивается по второму (ведущему). Таким образом ослабленный луч от ведущего КА как бы «усиливается» с помощью лазера на борту ведомого КА и направляется обратно.

Узел бортового лазера располагается вне оптической скамьи. Его излучение вводится с помощью одномодового волокна и оптико-волоконных коллиматоров и распределяется через несколько светоделителей и зеркал для разных интерферометров и дополнительных датчиков, таких как мониторы питания.

Один из основных элементов ИИС (рис. 3) — это оптические скамьи (optical benches ОВ). Основание оптической скамьи делается из стеклокерамики со сверхнизким коэффициентом температурного расширения для минимизации оптических изменений длины пути из-за колебания температуры. Каждая оптическая скамья содержит один основной «научный» интерферометр для регистрации и измерения параметров сигнала гетеродина от бортового и удалённых лазеров. Также на ней размещаются бортовой и опорный интерферометры. Последние два интерферометра контролируют положение и ориентацию пробной массы и оценивают измерение задержки в оптических путях на скамье.

ОВ имеет оптические интерфейсы с пробной массой на одной стороне и телескоп с другой стороны. Его (её) интерфейс для телескопа — это точно определённая апертура (внутренняя плоскость зрачка) диаметром несколько мм; точный размер зависит на окончательном увеличении телескопа. Каждый телескоп имеет апертуру около 30 см в диаметре и служит одновременно для передачи (TX) и получения (RX) направления вдоль соответствующего плеча. Для того чтобы свести к минимуму влияние обратного рассеянного света TX в пути RX, мы предполагаем в качестве базовой линии внеосевую конструкцию с 6 изогнутыми отражателями, некоторые из которых асферические и требуют точности поверхности формы около 30 нм.

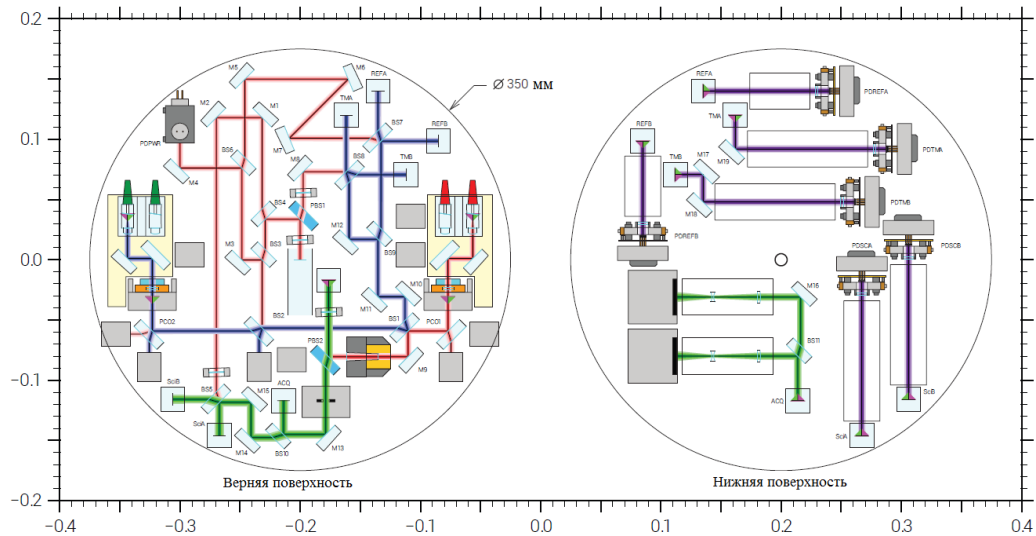


Рис. 3. Возможная компоновка оптической скамьи

Альтернативой является изменение центральной области вспомогательного зеркала [1] в осевой конструкции для минимизации обратного отражения, которое потенциально упростит процедуры выравнивания и интеграции. Ожидается, что требуемая высокая стабильность оптической длины пути через телескоп будет достигнута за счёт использования материалов с малым расширением и очень высокой термостойкости всего космического корабля [2]. Если на более поздних этапах это предположение оказывается предельным или ненадёжным, предполагаемый дизайн позволяет добавить оптическую связь для непосредственного измерения фазы выходного волнового фронта без фундаментальных изменений.

Фотодиоды в научном и локальном интерферометрах представляют собой квадрантные устройства из InGaAs диаметром около 2 мм со встроенными предусилителями, установленными на ОБ. Фазометр измеряет сигналы от каждого сегмента как сумму всех сегментов, чтобы обеспечить продольные измерения, и дифференциальные, чтобы предоставить информацию выравнивания, используя метод дифференциального зондирования волнового фронта (DWS). DWS, успешно используемый в LPF и LIGO [3], измеряет угол между интерферирующими волновыми фронтами. Применение DWS для длинных межкосмических кораблей испытано на GRACE Follow-On в начале 2018 года [4, 5]. Эта схема обеспечивает угловые показания тангажа и отклонения от курса на входящий луч соответственно. Эти сигналы будут затем использоваться как часть DFACS [6].

Помимо зеркал, светоделителей, волоконно-оптических пусковых устройств и фотодиодов ОВ также содержит камеру InGaAs для помощи в первоначальном сборе линии связи и привод (не показан) для компенсации медленно меняющегося угла наведения вперед, который возникает в результате конечного времени прохождения света вдоль плечей (≈ 8 секунд) в сочетании с орбитальным движением космического корабля в течение этого времени.

Один лазер в созвездии обозначен как главный, и его частота стабилизируется по эталонному резонатору [7]. Все остальные лазеры синхронизированы по фазе с этим главным с частотной отстройкой в диапазоне от 5 до 25 МГц. Для избыточности и симметрии каждый космический корабль имеет одинаковый резонатор. Из-за изменчивости доплеровских сдвигов во времени частоты должны периодически (каждые несколько недель) переключаться в соответствии с частотным планом, рассчитанным на земле [7]. Электрооптический модулятор (ЕОМ) накладывает несколько слабых вспомогательных модуляций на передаваемое лазерное излучение, чтобы передавать тактовые шумы и обеспечивать двунаправленную синхронизацию отметок времени, измерять расстояния в абсолютном диапазоне и передавать данные между космическими аппаратами.

Все сигналы тонов биений обрабатываются в фазометре. Каждый канал оцифровывается быстрым аналого-цифровым преобразователем (АЦП), например, с выборкой из 14 битов при 80 MSPS, а затем обрабатывается в программируемой пользователем полевой матрице (FPGA). Фаза и частота тонов биений непрерывно отслеживаются с помощью цифровой фазовой автоподстройки частоты (DPLL) с полосой пропускания несколько десятков кГц. Фаза и частота затем находятся в цифровых регистрах внутри ПЛИС, откуда они могут быть непосредственно извлечены и уничтожены цифровыми фильтрами (отфильтрованы). Вспомогательные функции для длинных каналов отслеживают боковые полосы тактового сигнала и модуляцию псевдослучайного шума для использования в алгоритме TDI на земле и передаче данных между космическими аппаратами. Полная функциональность и требуемые характеристики фазометра были продемонстрированы как в Европе, так и в США [8, 9].

Чувствительность измерительной системы детектора LISA к геометрическим деформациям (вариациям метрики пространства) представлена его шумовым спектром (рис. 4). На низких частотах она ограничена остаточным ускорением пробных масс ~ 3 (фм·с⁻²)/√ Гц) для каждой массы. На частотах выше 5 мГц доминируют флуктуации длины плеч $\sim (12$ пм)/√ Гц) и добавляются $\sim (7,4$ пм)/√ Гц) за счёт квантового фотонного шума. С дальнейшим повышением частоты чувствительность деградирует за счёт падения эффективности преобразования гравитационного сигнала в оптический. Требуемая ширина полосы измерения простирается от 0,1 мГц до 1 Гц (красная линия), а в качестве цели — до 0,03 мГц и до 1 Гц (синие линии).

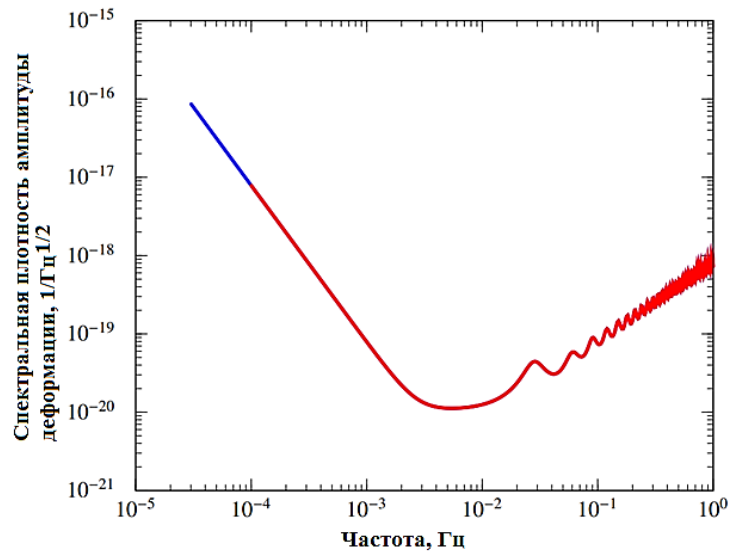


Рис. 4. Кривая чувствительности LISA. Построена спектральная плотность амплитуды деформации модели чувствительности прибора

Специфической чертой LISA-интерферометрии является возможность дополнительного подавления оптических шумов лазера с помощью техники так называемой запаздывающей интерферометрии, осуществляющей прецизионный баланс плеч с точностью до 1 м. Это достигается за счёт некоторой апостериорной процедуры дополнительной обработки сигнала.

Фактически эксперимент с полётом LISA Pathfinder (2015 г.) представил финальную проверку на орбите большинства ключевых технических узлов большого проекта и подтвердил метрологические способности измерительного комплекса LISA (рис. 5). По оценкам ESA, создание космической гравитационно-волновой обсерватории на базе LISA вполне осуществимо как с технической, так и с финансовой стороны. Запуск спутников LISA планируется на ракете «Ариан V», хотя рассматриваются и другие варианты.

Космический детектор LISA Pathfinder

В рамках проекта LISA в 2015 году была запущена в космос миссия LISA Pathfinder, целью которой было проверить основные технологии и саму концепцию космического эксперимента по регистрации гравитационных волн и проверки общей теории относительности. Внешний вид КА показан на рис. 8.

Основными научными системами КА являются: система спутников, свободных от сноса; оптическая измерительная система; устройство обработки измерительной информации.

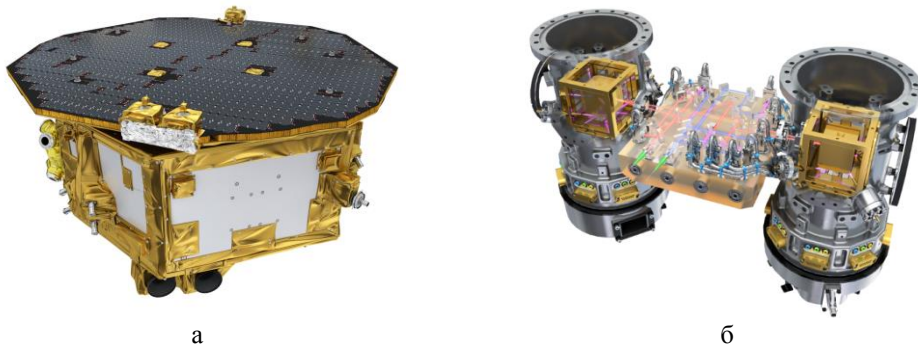


Рис. 5. Облик спутника проекта LISA Pathfinder: а — внешний вид КА миссии LISA Pathfinder; б — внутренне устройство бортовых систем КА

Система спутника, свободного от сноса, измеряет положение пробных масс относительно КА и компенсирует воздействие внешних сил так, чтобы на пробные массы действовали только гравитационные силы. На рис. 6 представлено остаточное относительное ускорение пробных масс. Виден последний результат (02.2017): спектр шума лежит заметно ниже проектного разрешённого уровня (серая кривая) [10].

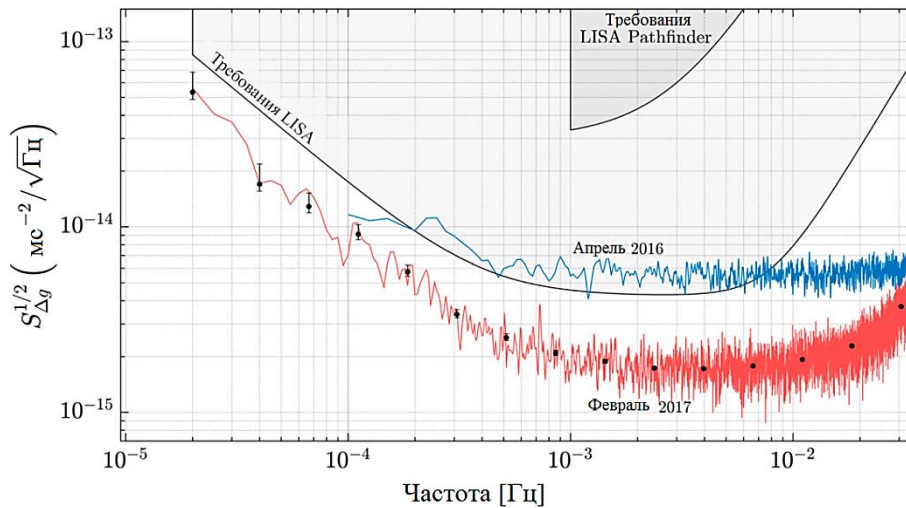


Рис. 6. Остаточное (шумовое) относительное ускорение пробных масс

Оптический интерферометр используется для измерения непосредственно изменения расстояния между пробными массами с точностью не хуже $9 \frac{\text{пм}}{\sqrt{\text{Гц}}} \sqrt{1 + \left(\frac{3\text{МГц}}{f}\right)^4}$, где f — исследуемая частота. Вид оптической скамьи с размещёнными оптическими компонентами и квадратурными фотоприёмниками представлен на рис. 7.

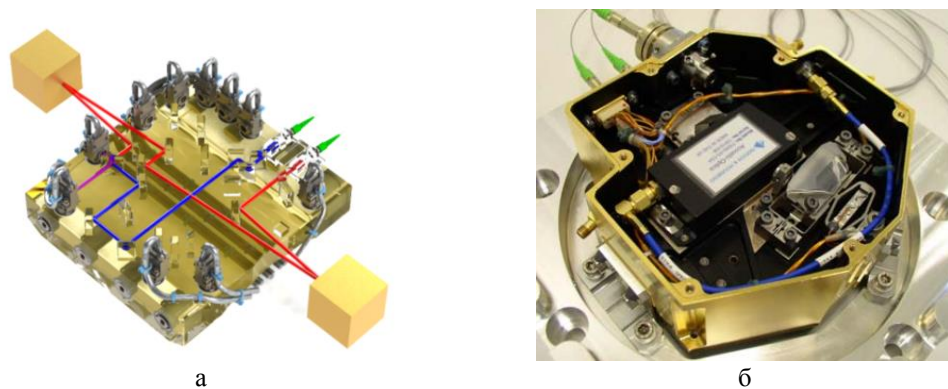


Рис. 7. Вид оптической скамьи: а — внешний вид оптической скамьи без лазера с пробными массами; б — внешний вид высокостабильного лазерного модуля, формирующего сигналы для оптической скамьи

Для достижения такой высокой точности используется интерферометр гетеродинного типа. Излучение от высокостабильного Nd:YAG-лазера, функционирующего на длине волны 1064 нм с уровнем мощности в несколько десятков мВт.

В состав излучающего модуля также входит светоделитель и 2 акустооптических модулятора. В каждый из пучков вносится частотный сдвиг с помощью акустооптического модулятора, кроме того, с их помощью осуществляется контроль мощности. На выходе акустооптических модуляторов стоят устройства с активной компенсацией разности оптических длин на основе пьезоактуаторов. Узел оптического источника излучения также содержит систему термостатирования для уменьшения частотной нестабильности.

Схематическое изображение акустооптического модулятора (АОМ), используемого в LISA Pathfinder, приведено на рис. 8а.

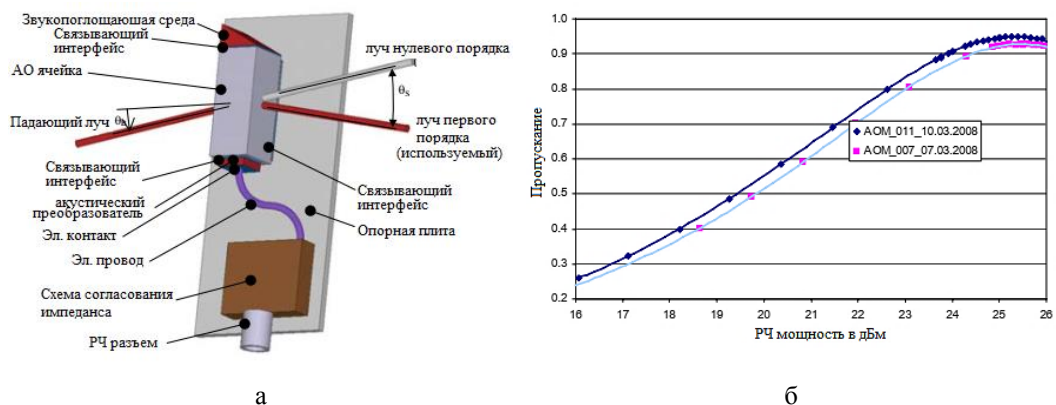


Рис. 8. Схематическое изображение акустооптического модулятора: а — схематическое изображение АОМ; б — функция оптического пропускания АОМ

Для ячейки АОМ используется двулучепреломляющий кристалл TeO_2 , который возбуждается пьезоэлектрическим элементом, прикреплённым к одной из её граней. Радиочастотный сигнал управляет пьезоэлектрическим приводом, частота модуляции при этом пропорциональна частотному сдвигу оптического излучения. При изменении мощности радиочастотного сигнала изменяется коэффициент пропускания 1-го дифракционного порядка оптического излучения, проходящего через АОМ-ячейку (зависимость коэффициента пропускания от мощности модулирующего сигнала радиочастотного).

Для коррекции разности оптических путей применяется пьезоактуатор с трипель-призмой, внешний вид узла приведён на рис. 9. Трипель-призма может перемещаться пьезоактуатором в диапазоне до 80 мкм с шагом в 1 нм.

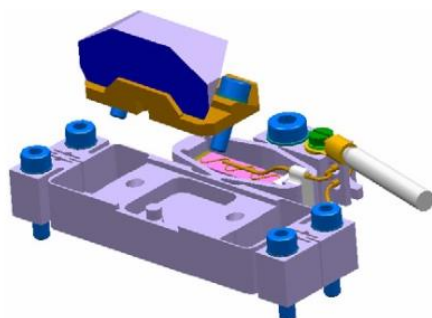


Рис. 9. Внешний вид устройства коррекции разности оптических путей

Связь оптического лазерного модуля с оптической скамьёй осуществляется с помощью оптоволоконных коллимационных портов и волоконных кабелей. На оптической скамье собрано помимо основного интерферометра (рис. 10а), измеряющего расстояние между пробными массами, ещё 3.

Интерферометр контроля положения пробной массы оценивает изменение положения пробной массы «1» относительно КА. Помимо первых двух интерферометров, измеряющих положение пробных масс, на оптической скамье расположены два вспомогательных интерферометра. Опорный интерферометр (рис. 10в) используется для оценки изменений задержек в волоконных патч-кордах, к примеру, из-за температурных флуктуаций. Волоконные кабели существенно менее стабильные, чем оптическая скамья в сборе. Так как длина оптоволоконных кабелей отличается, то на оптической скамье используется конфигурация оптических элементов, позволяющая сделать равными оптические пути опорного и измерительного лучей. Таким образом, нестабильность лазера не сказывается на измерениях фазового шума в оптическом волокне. Результат измерения фазового набег в оптическом волокне вычитается из измерений остальных трёх интерферометров. Помимо вычитания при обработке измерений также задействован узел коррекции разности оптических путей, который устраняет измеренный фазовый набег в волокне из физических сигналов.

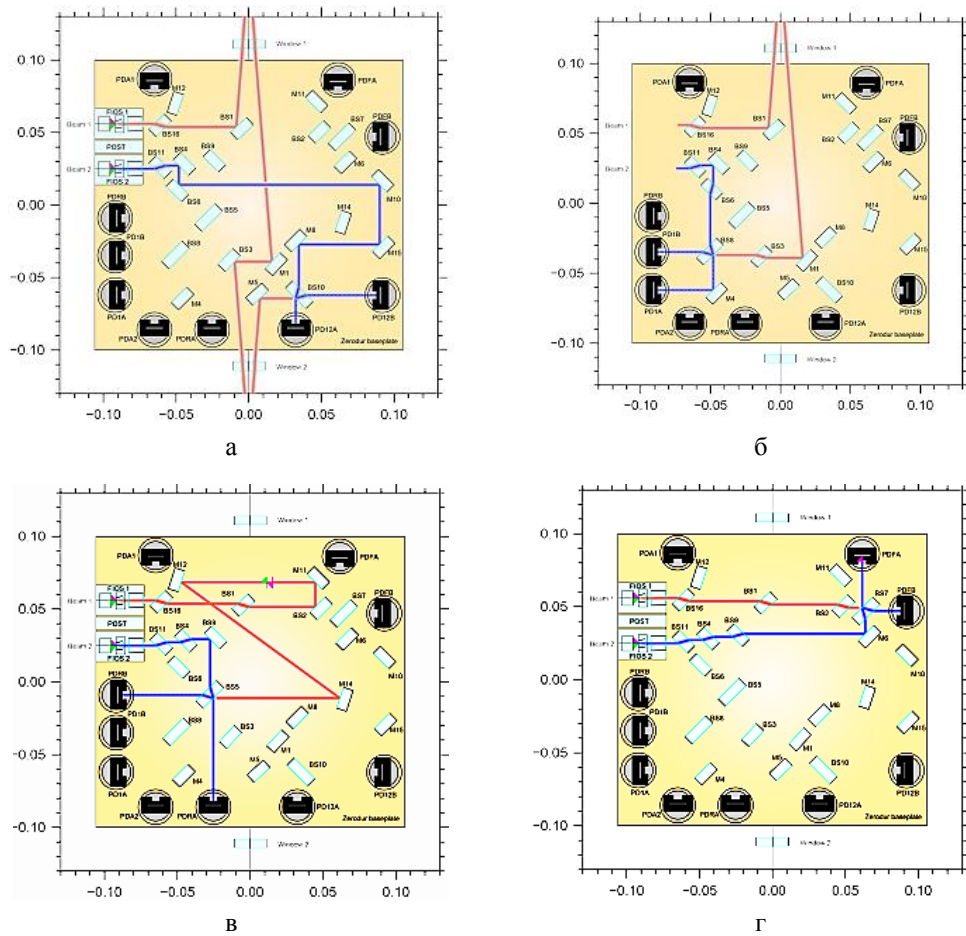


Рис. 10. Функциональные схемы интерферометров, собранных на оптической скамье:
 а — интерферометр основной; б — интерферометр контроля положения пробной массы;
 в — опорный интерферометр; г — частотный интерферометр

Четвёртый интерферометр используется для оценки частотной нестабильности интерферометра. В отличие от опорного интерферометра, где оптические пути опорного и измерительных лучей делаются равными, в случае частотного интерферометра — оптические пути отличаются. Оптическая разность хода приводит к усилению лазерного частотного шума δf , которая в свою очередь приводит к фазовому шуму $\delta\phi$:

$$\delta\phi = 2\pi \frac{\Delta s}{c}, \quad (1)$$

где Δs — оптическая разность хода, c — скорость света.

Измерение лазерного частотного шума используется в узле лазерного источника для управления термостатом и пьезоподвижками для стабилизации частоты лазера.

Космический детектор TIANQIN

На каждом космическом корабле имеются три оптических модуля: модули стабилизации частоты лазера, оптической фазовой синхронизации и гетеродинный интерферометр (подробнее см. рис. 11). Модуль стабилизации частоты лазера состоит из мастер-лазера, сверхстабильной полости Фабри — Перо и системы управления стабилизацией частоты на основе схемы Паунда — Древера — Холла. Модуль оптической фазовой синхронизации состоит из ведомого лазера и установленной петли фазовой синхронизации, при помощи которой подчинённый лазер синхронизирован по фазе с ведущим лазером. Модуль гетеродинного интерферометра состоит из двух интерферометрических оптических систем и соответствующего им лазерного луча системы управления наведением. Оба скреплены на одном отрезке сверхнизкого расширения (ULE) стеклянной опорной плиты для формирования одной квазимонолитной оптической скамьи.

В каждой из трёх частей один лазерный интерферометр гетеродинного типа и две системы инерциального зондирования будут использоваться для измерения смещения между парами испытательных масс в клетках, по одному на каждый космический корабль. Инерционная чувствительная система измеряет расстояние между испытательной массой и оптическим стендом интерферометра на каждом космическом аппарате, в то время как смещение между двумя оптическими скамьями интерферометра измеряется интерферометром транспондерного типа.

Для реализации транспонирующей лазерной системы измерения дальности создана гетеродинная оптическая система с петлёй фазовой синхронизации (OPLL), в которой ведомый лазер синхронизирован по фазе с частотой входящего лазерного луча. Вся система состоит из гетеродинного интерферометра (устанавливается на главном спутнике) и оптической системы фазовой синхронизации (на ведомом спутнике). Мощность лазерного луча, получаемого ведомым спутником, ослаблена до 10 нВт с помощью нейтрального фильтра. Предварительный результат показал, что OPLL может поддерживать блокировку более 20 часов с остаточной ошибкой менее чем 1 нм.

Разрабатывается космическая система стабилизации частоты лазера, используя метод Паунда — Древера — Холла. Так как стабильность эталонной полости Фабри — Перо является ключевым ограничением, поэтому была связана полость Фабри — Перо и компоненты согласования мод непосредственно на одной и той же опорной плите и всей оптической скамье, помещённые в вакуумную камеру с тепловой защитой. Предварительные результаты показывали, что частоту лазерного шума на 1 Гц можно контролировать в пределах $10 \text{ Гц/Гц}^{1/2}$. Дальнейшие улучшения запланированы в форме построения полости Фабри — Перо и компенсации шума, вызванного волоконно-оптическими компонентами.

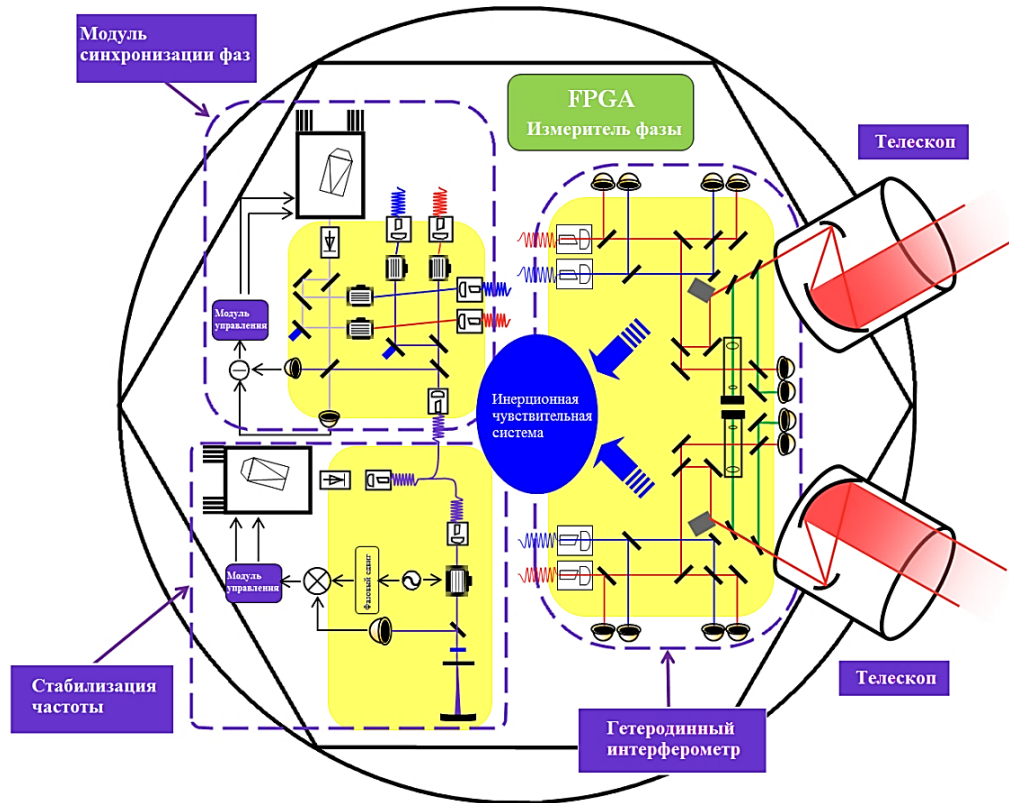


Рис. 11. Схема оптической системы на каждом космическом корабле

Параметры лазеров на ведущем и ведомом КА:

- длина плеча лазерного интерферометра — $L = 3^{1/2} \cdot 10^5$ км;
- мощность лазера — $P_{out} = 4$ Вт;
- диаметр телескопа — $D = 20$ см;
- эффективность оптической цепочки — $\varepsilon = 0,3$;
- искажение волнового фронта — $d = \lambda / 10$;
- центральная частота лазера — $f \approx 2,8 \cdot 10^{14}$ Гц.

Для системы уменьшения помех разрабатываются две возможные схемы инерциальной сенсорной системы: использования кубических пробных масс с ёмкостными датчиками в инерционных датчиках, как в LISA, и в форме шара.

В случае с кубическими пробными массами на каждом будут размещаться два одинаковых инерционных датчика космического аппарата. Каждый датчик имеет рамку из электродов, окружающую пробную массу, равную 2,45 кг, с ёмкостным зазором около 5 мм вдоль чувствительной оси. Пробные массы будут изготовлены с использованием сплава Au-Pt. Звуковой сигнал модуляции будет введён в пробную массу через инжекционные электроды на раме. Другие электроды будут использоваться для определения положения пробной массы относительно рамы и электростатического контроля пробной массы.

Система наведения оптического излучения на КА

Стабильность наведения лазерного луча является ключевой задачей, так как джиттер луча снижает качество связи или делает невозможным межспутниковую лазерную связь. С этой целью была создана и испытана настольная система управления точным наведением луча для межспутниковой лазерной связи. Смещение наведения более чем на 100 мкрад производится управляемым зеркалом. При включённой системе управления наведением луча смещение отрабатывается до значения менее 100 нрад менее чем за 0,5 с. Кроме того, стабильность наведения может быть сохранена при 40 нрад для рыскания и 62 нрад для тангажа, когда дрожание принятого луча составляет 20 мкрад.

Принимая во внимание наработки eLISA в качестве примера, лазерный джиттер должен быть подавлен до 10 нрад за период от 10^2 до 10^3 с.

Для исследования системы управления наведением лазерного луча в межспутниковой лазерной связи на рис. 12 показана функциональная часть системы. В качестве источника света используется твердотельный лазер на длине волны 1064 нм. Лазер 1, показанный красным, передаёт часть излучения на спутник 2. Отражённая от PBS часть лазера 1 демодулируется на демодулирующей оптической скамье, в то время как другая часть, показанная зелёным цветом, интерферирует с лазером 2. Сигнал DWS производится QPD и фазометром, а затем отправляется на контроллер управления лучом. Затем контроллер даёт команду локальному управляемому зеркалу отрегулировать локальный луч параллельно приёмному лучу. То же самое относится и к передаче лазера 2 на спутник 1.

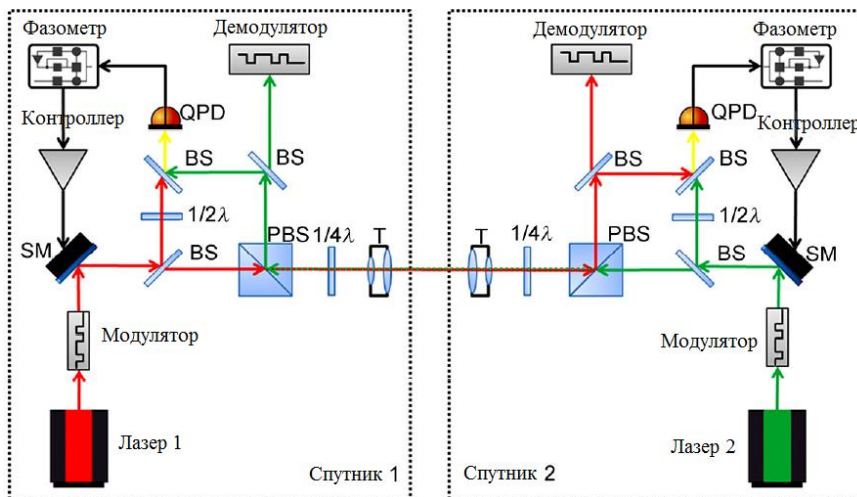


Рис. 12. Схема межспутниковой лазерной связи и её системы наведения луча:

BS — светоделитель; PBS — поляризационный светоделитель;

QPD — квадрантный фотодетектор; SM — управляемое зеркало; T — телескоп

После разделения лазерные лучи сдвигаются по частоте с помощью пары акустооптических модуляторов (АОМ), а дифрагмированные лучи первого порядка с максимальной мощностью выбираются апертурами. Затем пара лучей со стабилизированными гетеродинными частотами генерируется и отправляется в ультраустойчивый оптический стенд через систему с волоконным инжектором, как показано на рис. 13. Лазерный луч красный, используемый для имитации проходящего лазера, отражается от управляемого зеркала, управляемого симулятором, в то время как зелёный луч представляет локальный лазер. Два луча накладываются друг на друга, и относительный угол считывается угловой чувствительной системой DWS, состоящей из квадрантного фотодетектора (QPD) и фазового измерителя (PM) (рис. 14).

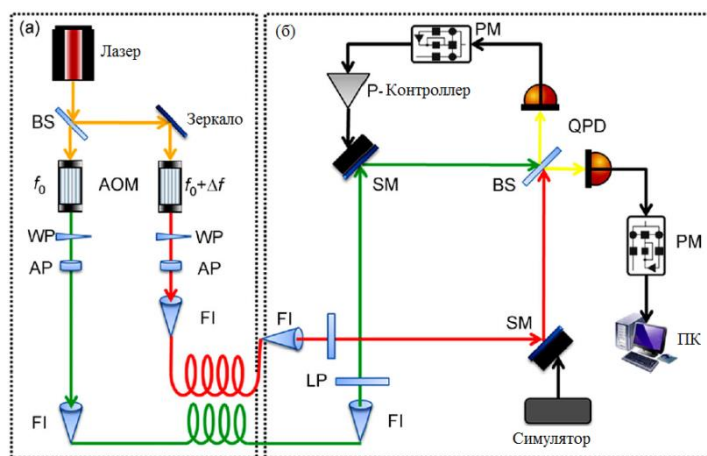


Рис. 13. Принципиальная схема системы управления направлением луча:
 АОМ — акустико-оптический модулятор; AP — апертура; BS — делитель луча;
 FI — волоконный инжектор; LP — линейный поляризатор; P — контроллер;
 PM — фазометр; QPD — квадрантный фотодетектор;
 SM — управляемое зеркало; WP — клиновидная пластина



Рис. 14. Ультрастабильная оптическая скамья системы наведения луча

DWS — высокочувствительная техника. В небольшом диапазоне фазовые сигналы DWS $\Delta\theta$ между противоположными половинами QPD могут быть аппроксимированы как:

$$\Delta\theta \approx \frac{16r}{3\lambda} \cdot \alpha = k \cdot \alpha, \quad (2)$$

где α — относительный наклон волнового фронта; r — радиус луча; λ — длина волны лазера; k — коэффициент преобразования.

Две степени свободы требуются для моделирования джиттера наведения принятого света, где рыскание указывает на горизонтальное смещение, а тангаж — это вертикальное колебание. В эксперименте две степени свободы калибруются независимо. Управляемое зеркало, приводимое в действие пьезоэлектрическим преобразователем (PZT), в диапазоне от -300 мкрад до 300 мкрад при рыскании (тангаже), когда тангаж (рыскание) удерживается в нуле. Данные наведения лазерного луча, считанные методом DWS, показаны на рис. 15.

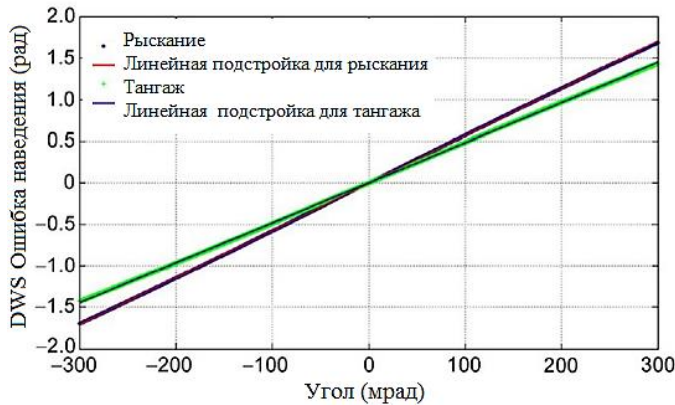


Рис. 15. Линии движения рыскания и тангажа

Как показано на рис. 15, сплошные линии — это линии линейной регрессии ошибки наведения DWS. Коэффициенты корреляции линейных фитингов для рыскания и тангажа составляют 0,99999, что указывает на хорошую линейность между сигналом DWS с относительными углами в рабочем диапазоне от -300 до 300 мкрад. Коэффициенты пересчёта для рыскания и тангажа, полученные из линейной кривой подгонки, составляют 5689 и 4815 рад/рад. Разные амплитуды коэффициента преобразования могут возникать из-за различных элементов, таких как полное перекрытие двух интерферирующих лучей, неоднородное пространственное распределение фазы или неперпендикулярность между лазерными лучами и фотодетектором. В дополнение к высокому коэффициенту преобразования измерение угла DWS может подавлять синфазные шумы, что делает возможным измерение угла и управление с высокой точностью.

Стабильность наведения — важный параметр, который будет серьезно влиять на частоту ошибок по битам для межспутниковой лазерной связи. В этом эксперименте управляемое зеркало направляет лазерный луч, у которого джиттер наведения от пика к пику составляет 20 мкрад. После 5000 с свободного хода система управления наведением начинает работать, и данные, зарегистрированные системой DWS, показаны на рис. 16. Как показано на рис. 16а, под замкнутым контуром управления наведением среднеквадратичное значение джиттера наведения подавляется от 7,1 мкрад до менее 40 нрад при рыскании. Между тем среднеквадратичное значение дрожания контролируется от 7,0 мкрад до 62 нрад, что показано на рис. 16б. Кроме того, среднее значение данных наведения меньше 100 нрад после управления наведением в направлениях рыскания и тангажа соответственно.

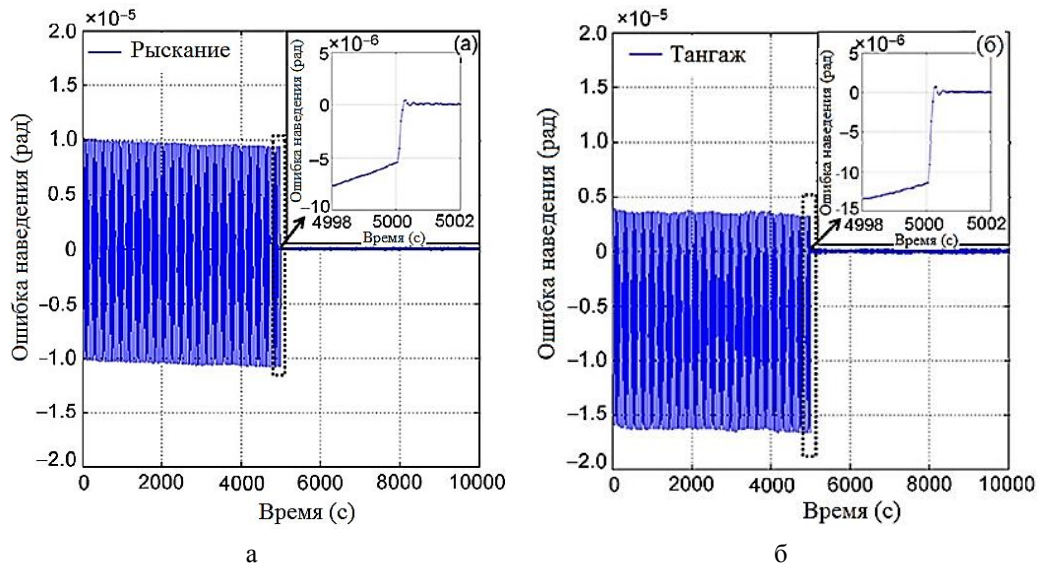


Рис. 16. Эффективность управления наведением луча с джиттером наведения, пик которого составляет 20 мкрад для рыскания и тангажа

Структура шума лазерного интерферометра

Основными источниками шума для лазерного интерферометра гетеродинного транспондерного типа являются:

- частотный шум: лазерный частотный шум ($\delta f/f$), связанный с рассогласованием (ΔL) между плечами интерферометра, приводит к шуму $\delta x_{FN} = (\delta f/f) \Delta L$. Предполагая, что $\Delta L = 0,01 L$, частота шума ниже $\delta f \leq 0,1 \text{ мГц/Гц}^{1/2}$ будет удовлетворительной. Этого можно достичь с помощью встроенной системы стабилизации частоты $10 \text{ Гц/Гц}^{1/2}$, а затем интерференционным способом с временной задержкой $0,1 \text{ мГц/Гц}^{1/2}$.

- дробовый шум: квант колебания мощности принимаемого лазерного излучения приводит к квантовому шуму в определении фазы $\delta x_{QL} = (\lambda / 2\pi)\sqrt{h\nu / P_{rec}}$, где ν — частота лазера, $\lambda = c/\nu$ — длина волны и $P_{rec} = \varepsilon P_{out} (\pi w_0 D / 2\lambda L)^2$, где w_0 — радиус исходящего луча. Смещение оси (включая ошибку наведения постоянного тока и джиттер наведения) исходящего луча может привести к снижению принимаемой мощности. Требование $\delta x_{QL} \leq 0,5$ пм/Гц^{1/2} приводит к $P_{rec} \geq 20$ нВт.
- стабильность наведения и искажение волнового фронта: поскольку измеренная фаза сигнала усредняется на поверхности детектора, а также искажение и дифракция волнового фронта (из-за конечного диаметра телескопа) приводят к шуму $\delta x_{PSWD} = (1/64)(2\pi/\lambda)^2 dD^2 \theta_{DC} \delta\theta$, то требуется $\delta x_{PSWD} \leq 0,5$ пм/Гц^{1/2}, ошибка наведения $\theta_{DC} \leq 10$ нрад и джиттер $\delta\theta \leq 10$ нрад/Гц^{1/2}.
- термостойкость: температурные колебания вызывают изменение размеров и индексов преломления оптических материалов, что приводит к шуму оптического пути (OPL). Для того, чтобы сделать всю систему устойчивой, необходимо использовать ULE для построения опорной плиты оптической системы и оптическое стекло типа S-PHM52 для построения опорной плиты всех компонентов. Коэффициенты теплового расширения для этих материалов порядка 10⁻⁸/К и 10⁻⁶/К соответственно. Общий коэффициент связи составит $C_{TOPL} \leq 5$ нм/К. Требование к фазовому шуму $\delta x_{OPL} = C_{TOPL} \delta T_{OB} \leq 0,5$ пм/Гц^{1/2} приводит к $\delta T_{OB} \leq 0,1$ мК/Гц^{1/2}.
- стабильность тактового генератора: частота для гетеродинной фазовой автоподстройки частоты задается ультрастабильным генератором (USO), дрейф частоты которого приводит к фазовому шуму в конечном результате, $\delta x_{USO} = (\delta F/F)(\lambda F / 2\pi\nu)$, где ν — частота гравитационной волны. Для решения поставленной задачи ($\nu = 6$ мГц при $F = 20$ МГц) требуется $\delta x_{USO} \leq 0,5$ пм/Гц^{1/2}, что приводит к $\delta F/F \leq 10^{-15}$ Гц^{-1/2}, и соответствующая дисперсия Аллана $\sigma_{Allan} = \sqrt{2\nu \ln 2} (\delta F/F) \leq 10^{-16}$. Синхронизация времени между космическими аппаратами поможет убрать тактовый шум и снизить требования к стабильности часов на несколько порядков.

Предварительный бюджет ошибок для лазерного интерферометра представлен в таблице 1.

Таблица 1

Предварительный бюджет ошибок для лазерной интерферометрии

Тип	Требования (6 мГц)	Ошибка пм/Гц ^{1/2}
Стабильность частоты лазера	$\delta f \leq 10$ Гц/Гц ^{1/2} (PDH) $\delta f \leq 0,1$ мГц/Гц ^{1/2} (TDI)	0,5
Дробовый шум	$P_{out} = 4$ Вт, $D = 20$ см	0,5
Стабильность наведения и искажение волнового фронта	$\theta_{DC} \leq 10$ нрад $\delta\theta \leq 10$ нрад/Гц ^{1/2}	0,5
Термостойкость оптической плиты	$C_{TOPL} \leq 5$ нм/К $\delta T_{OB} \leq 0,1$ мК/Гц ^{1/2}	0,5
Стабильность тактового генератора	$\delta F/F \leq 10^{-15} \cdot \text{Гц}^{-1/2}$ $\sigma_{Allan} \leq 10^{-16}$	0,5

Космический градиентометр GRACE-FO

В отличие от миссий космических детекторов гравитационных волн LISA, TIANQIN, DECIGO и др., проект GRACE-FO нацелен на мониторинг временных вариаций гравитационного поля Земли в глобальном масштабе. Группировка спутников состоит из двух низкоорбитальных спутников на высоте от 170 до 200 км, летящих друг за другом. Компоновка оборудования внутри КА приведена на рис. 17.

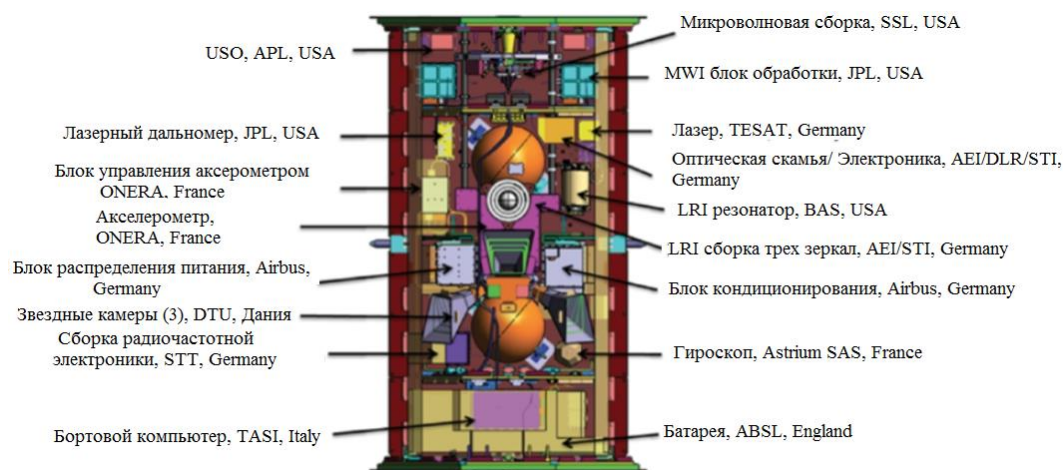


Рис. 17. Компоновка оборудования внутри КА

Основные параметры проекта приведены в таблице 2.

Таблица 2

Основные параметры проекта GRACE-FO

Год запуска	2018
Высота орбиты	425 км
Наклонение орбиты	90°
Период орбиты	92,9 мин
Расстояние между КА вдоль линии измерений	220 км
Точность наведения спутников	300 мкрад
Точность совмещения оптических пучков	50 мкрад
Точность измерений расстояния	80 нм в полосе частот от 2 до 100 МГц
Максимальная относительная скорость космических аппаратов	5 м/с

Между космическими аппаратами реализована интерферометрическая измерительная линия, функциональная схема которой приведена на рис. 18.

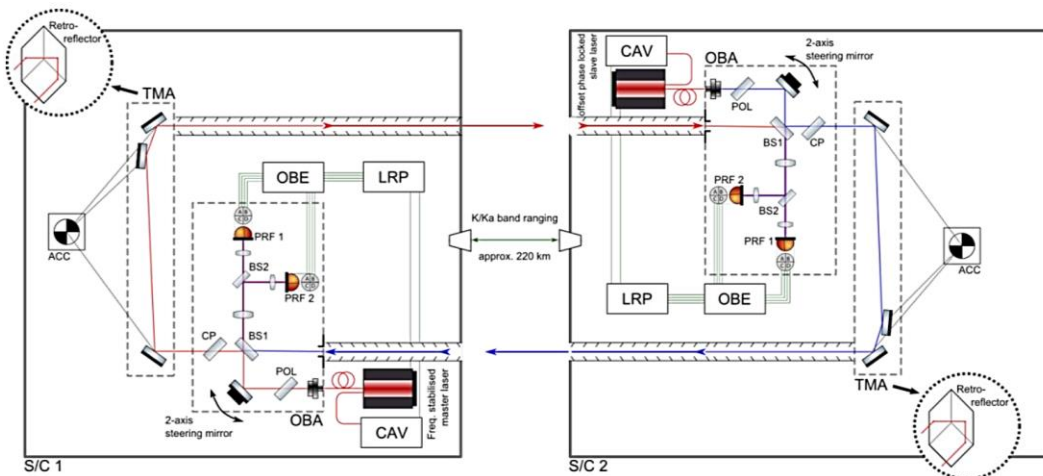


Рис. 18. Оптическая схема космического лазерного интерферометра градиентометра GRACE-FO: CAV — опорный резонатор Фабри — Перо; OBA — оптическая скамья в сборе; OBE — электронное вспомогательное оборудование; LRP — оборудование, задействованное в обработке сигналов оптического интерферометра

В отличие от детекторов гравитационных волн в КА градиентометров отсутствуют пробные массы. Вместо них используется акселерометр, расположенный в центре масс КА, при этом оптическая ось интерферометра проходит через оба акселерометра.

На каждом из аппаратов располагается оптическая скамья со стабилизированным источником излучения (рис. 19). Один из аппаратов является ведущим, его лазерный излучающий модуль стабилизируется по опорному резонатору Фабри — Перо с помощью метода Паунда — Древера — Холла. Второй КА является ведомым, его лазерный источник подстраивается по фазе относительно принятого излучения ведущего спутника.

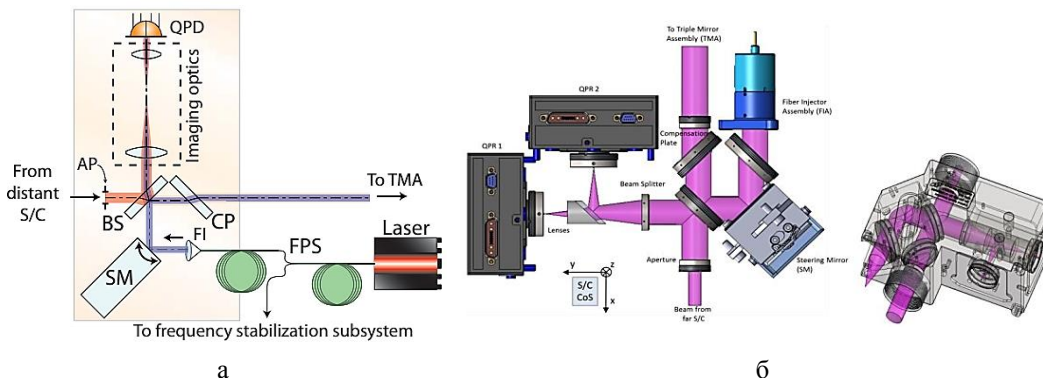


Рис. 19. Схема оптической скамьи: а — функциональная схема оптической скамьи; б — 3D-модель оптической скамьи в сборе

Оптическая скамья представляет собой жёстко собранный узел из оптических компонентов, основным элементом которой является одночастотный лазерный источник с контроллером поляризации, излучающий на длине волны 1064 нм. Большая часть его мощности с помощью оптоволоконного порта поступает на сканирующее зеркало (в двух плоскостях). При этом небольшая часть мощности поступает на систему частотной стабилизации, которая на ведомом спутнике неактивна. После сканирующего зеркала излучение на светоделительном кубике разделяется по двум путям: 95 % поступает на передающую систему на удалённый спутник, оставшиеся 5 % поступают с помощью оптической системы на квадратурный приёмник и представляют из себя так называемый опорный (локальный) луч.

Задача изображающей системы заключается в том, чтобы переносить апертуру приёмной системы и плоскость сканирующего зеркала на фотодетектор таким образом, чтобы наклон обоих элементов приводил к «чистому» наклону без смещения лучей.

Квадратурный фотодетектор имеет всего 4 пикселя, так как не требуется высокое пространственное разрешение. Основное требование — небольшой коэффициент передачи наклона в изменение расстояния. Аберрации изображающей системы одинаковые для опорного и принятого от удалённого КА лучей, небольшое отличие может возникать только из-за различного пространственного профиля пучков и остаточного рассогласования.

Оптический путь через обычный светоделительный куб зависит от угла и ведёт к вkladу ориентации КА в двухсторонние измерения расстояния между спутниками. Зависимости коэффициентов связи от углов ориентации КА, представленные на рис. 20, получены на основе расчёта хода лучей из соображений геометрической оптики.

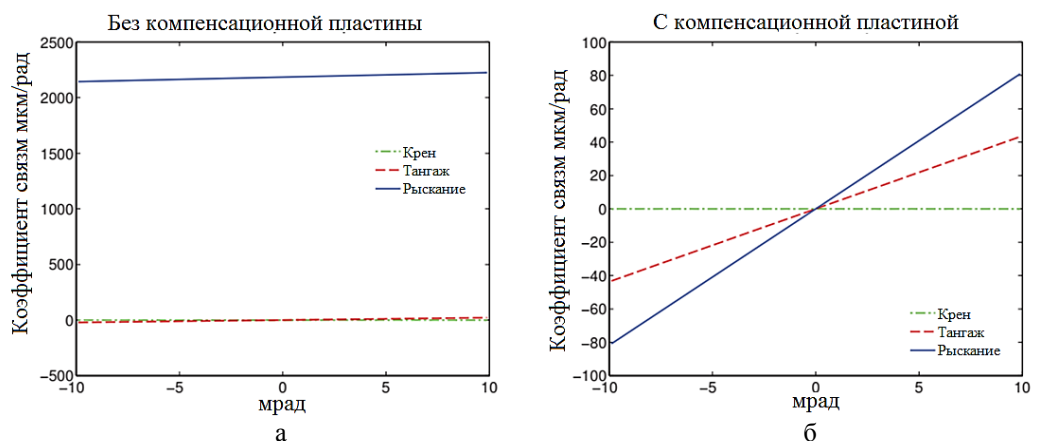


Рис. 20. Зависимость коэффициента связи от угла тангажа, рыскания и крена:
а — без компенсационной пластины; б — с компенсационной пластиной

Как видно из графиков, коэффициент связи для угла рысканья максимальный и составляет 2,2 мм/рад для кварцевого светоделительного кубика толщиной 7 мм. Использование компенсационной пластинки из того же материала, что и светоделительный кубик, повернутой на 90°, позволяет снизить коэффициент связи до допустимого значения и сдвинуть его на номинальную минимальную рабочую точку.

Угловое положение КА контролируется на уровне нескольких мрад на основании данных об орбитах и камерах звёздного неба. Однако для функционирования лазерного интерферометра необходима точность наведения не хуже 100 мкрад, которая достигается системой активного наведения. Система наведения состоит из дифференциального углового датчика и двигателей с тягой в несколько мкН. Принцип работы активного наведения представлен на рис. 21. На рис. 21а показано состояние КА, когда пучки соосны. На рис. 21б дифференциальный волновой датчик света измеряет угол между опорным и принятым от удалённого КА пучками и подаёт управляющую команду на двигатели. После коррекции углового расхождения двигатели выключаются (рис. 21в).

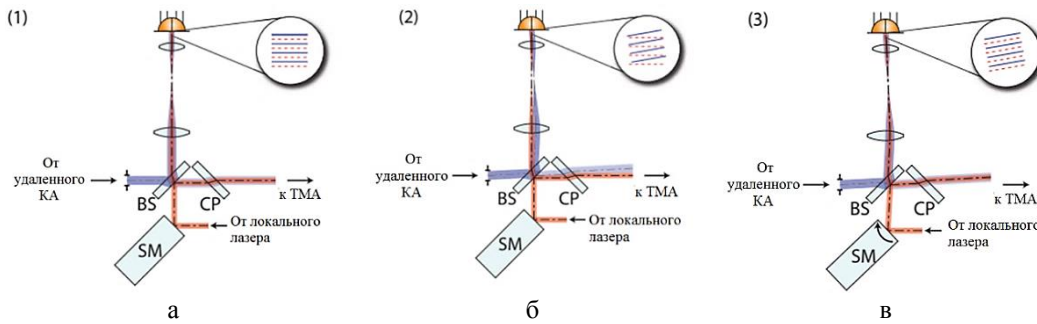


Рис. 21. Принцип действия системы активного наведения КА

Уникальность миссии GRACE-FO заключается в том, что это первый проект с высокоточным лазерным межспутниковым интерферометром, в котором сформирована архитектура, её работоспособность проверена в процессе эксплуатации с запуска в 2018 году. Результирующий шумовой бюджет системы может быть описан как:

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

где СПШ — спектральная плотность шума, которая определяется как:

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

Характеристика чувствительности проекта GRACE-FO приведена на рис. 22.

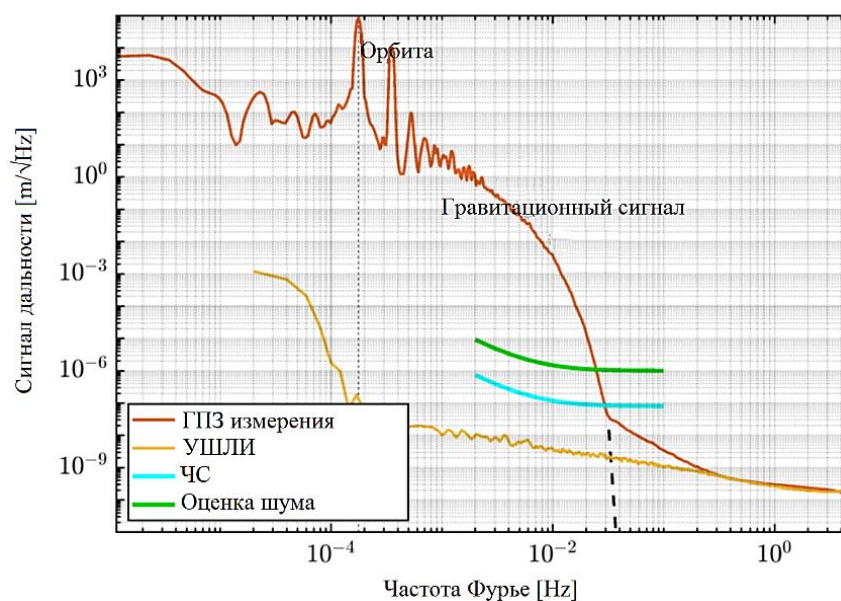


Рис. 22. Характеристика чувствительности проекта GRACE-FO. Оранжевым цветом показаны измерения гравитационного поля Земли, голубым цветом — проектная чувствительность системы, жёлтым цветом — проектный уровень шума лазерного источника

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-29-11022\20.

Список литературы

1. Spector A., Mueller G. Back-reflection from a Cassegrain telescope for space-based interferometric gravitationalwave detectors // *Classical and Quantum Gravity*. — 2012. — V. 29. — No. 20. — P. 205005.
2. Sanjuán J., Korytov D., Mueller G., Spannagel R., Braxmaier C., Preston A., Livas J. Note: Silicon carbide telescope dimensional stability for space-based gravitational wave detectors // *Review of Scientific Instruments*. — 2012. — V. 83. — No. 11. — P. 116107.
3. Armano M. et al. Sub-Femto-g Free Fall for Space-Based Gravitational Wave Observatories: LISA Pathfinder Results // *Phys. Rev. Lett.* — 2016. — V. 116. — P. 231101.
4. Sheard B. et al. Intersatellite laser ranging instrument for the GRACE follow-on mission // *J Geod.* — 2012. — V. 86. — P. 1083–1095.
5. Schütze D. et al. Laser beam steering for GRACE Follow-On intersatellite interferometry // *Opt. Express*. — 2014. — V. 22. — P. 24117–24132.

6. NGO, Revealing a hidden Universe: opening a new chapter of discovery. Assessment Study Report // ESA's Science & Technology (SciTech) [website]. — *ESA/SRE(2011)19*, 2011. — URL: https://sci.esa.int/documents/34985/36280/1567258287202-NGO_YB.pdf
7. Barke S. Inter-spacecraft frequency distribution for future gravitational wave observatories: PhD thesis. — Leibniz University Hannover, 2015.
8. Gerberding O. et al. Phasemeter core for intersatellite laser heterodyne interferometry: modelling, simulations and experiments // *Classical and Quantum Gravity*. — 2013. — V. 30. — No. 23. — P. 235029.
9. Vine G. de, Ware B., McKenzie K., Spero R.E., Klipstein W.M., Shaddock D.A. Experimental Demonstration of Time-Delay Interferometry for the Laser Interferometer Space Antenna // *Phys. Rev. Lett.* — 2010. — V. 104. — P. 211103.
10. Armano M. et al. Beyond the Required LISA Free-Fall Performance: New LISA Pathfinder Results down to 20 μHz // *Phys. Rev. Lett.* — 2018. — 120. — 061101.

Статья поступила в редакцию: 13.10.2021 г.

Статья прошла рецензирование: 20.01.2022 г.

Статья принята в работу: 04.02.2022 г.