

УДК 52-337:629.785

КОСМИЧЕСКИЙ ДЕТЕКТОР ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЛН TIANQIN: КЛЮЧЕВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ И ТЕКУЩЕЕ СОСТОЯНИЕ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОЕКТА

© 2020 г. В. К. Милюков^{1, 2, *}

¹ *Московский государственный университет им. М.В. Ломоносова,
Государственный астрономический институт им. П.К. Штернберга, Москва, Россия*

² *Университет имени Сунь Ят-Сена, Гуанчжоу, Китайская Народная Республика*

**E-mail: vmilyukov@yandex.ru*

Поступила в редакцию 15.06.2020 г.

После доработки 29.06.2020 г.

Принята к публикации 30.06.2020 г.

TianQin – проект гравитационно-волнового детектора космического базирования для регистрации ГВ событий в миллигерцовом диапазоне частот. Космический детектор должен быть реализован на трех идентичных свободных от сноса космических аппаратах, вращающихся на орбите вокруг Земли. Ключевыми технологиями, формирующими принципы функционирования космического ГВ детектора, являются, во-первых, ультрастабильный лазерный интерферометр транспондерного типа и, во-вторых, система компенсации негравитационных возмущений. В работе обсуждаются базовые принципы работы и современное состояние ключевых технологий, создаваемых в КНР. Учитывая нынешний уровень технологической готовности, следует ожидать, что TianQin будет запущен во второй половине следующего десятилетия и будет служить космической обсерваторией для широкого класса астрофизических источников гравитационных волн.

DOI: 10.31857/S0004629920120075

1. ВВЕДЕНИЕ

Задачей гравитационно-волновой физики ближайших десятилетий станет создание гигантских гравитационных антенн, расположенных в космическом пространстве. Основным аргумент в пользу выбора космических систем детектирования гравитационных волн связан с диапазоном частот в будущих детекторах. Для получения наиболее интересной информации о Вселенной необходимо “сдвигаться” в область низких частот. Если LIGO имеет максимальную чувствительность в области 20 Гц, то в будущих экспериментах необходимо иметь максимальную чувствительность в миллигерцовом диапазоне. Поэтому основная цель космических ГВ детекторов – наблюдение и регистрация гравитационных волн в частотной области 0.1 мГц–1 Гц, где гравитационные детекторы, расположенные на Земле, ограничены земными шумами. Источниками гравитационных волн в этом частотном диапазоне являются сверхмассивные черные дыры [1, 2], галактические двойные звезды [3, 4], а также стохастический ГВ фон [5–7]. С помощью космических ГВ детекторов можно исследовать позднюю стадию эволюции двойных объектов, а также структуру галактики в целом. Космические ГВ де-

текторы должны значительно углубить наши знания о массивных черных дырах, включая историю их развития, а также физические свойства.

В настоящее время в мире реализуется несколько проектов космических гравитационно-волновых детекторов. Основным инструментом, позволяющим достичь высочайшей точности в измерении относительного смещения пробных масс, является лазерный интерферометр. Поэтому проекты ГВ детекторов космического базирования основаны на принципах лазерной интерферометрии. ГВ детектор реализуется на трех спутниках, образующих два плеча интерферометра и находящиеся на орбите вокруг некоторого небесного объекта (Солнца или Земли) (рис. 1). Для возможности регистрации чрезвычайно слабого гравитационного сигнала спутники должны двигаться по “геодезической” траектории, т.е. все воздействия негравитационной природы должны быть полностью исключены. Таким образом, ключевыми технологиями, формирующими принципы функционирования космического ГВ детектора, являются (1) ультрастабильный лазерный интерферометр транспондерного типа и (2) система компенсации негравитационных ускорений (технология “безносого” спутника).

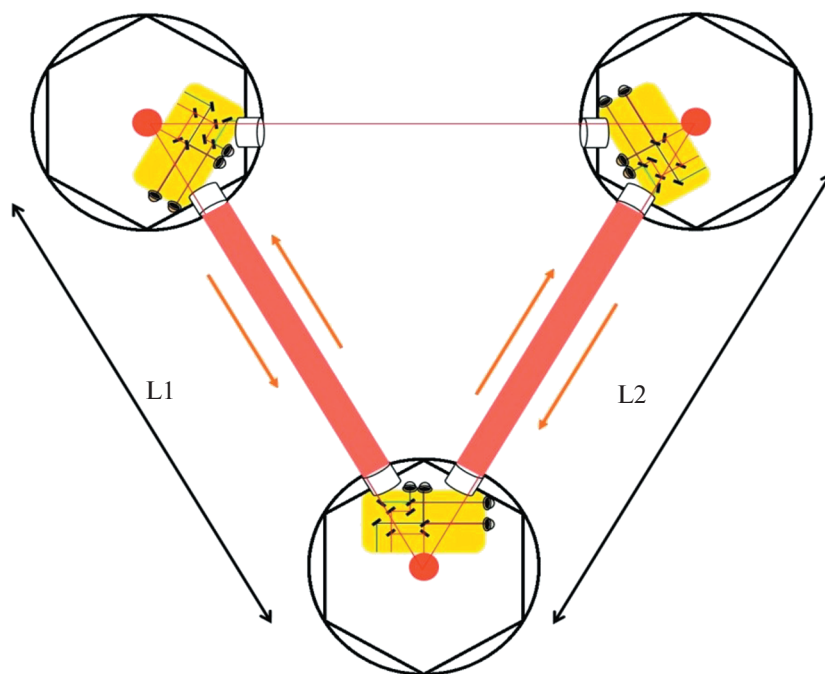


Рис. 1. Схема космического ГВ детектора. Три спутника на круговых геоцентрических орбитах. Лазерный интерферометр измеряет разность длин (разность фаз) между двумя плечами интерферометра, которая содержит информацию о гравитационных волнах [TianQin Research Center].

Наиболее известный космический ГВ проект — миссия LISA (Laser Interferometer Space Antenna) — предложена и разрабатывается уже более 20 лет [8]. Миссия выбрана в качестве 3-го этапа программы Cosmic Vision Европейского космического агентства (ЕКА) и планируется к запуску в 2034 г. Три спутника LISA образуют равносторонний треугольник, который вращается вокруг Солнца, следуя за Землей на расстоянии 50 млн. км. Расстояние между спутниками, которые формируют гигантский лазерный интерферометр, — 2.5 млн. км. Имея в виду чрезвычайно малую амплитуду гравитационных волн, чувствительность лазерного интерферометра LISA должна быть порядка $10 \text{ пм/Гц}^{1/2}$ в диапазоне частот от 0.1 мГц до 1 Гц.

Идея нового космического гравитационно-волнового эксперимента была предложена совместно учеными МГУ им. М.В. Ломоносова и Университета имени Сунь Ят-Сена (SYSU, Китай) и обсуждалась на ряде рабочих совещаний в 2014–2015 гг. Проект получил название TianQin (в переводе с китайского это “цитра” — струнный музыкальный инструмент). Целью проекта является создание ГВ обсерватории на геоцентрической орбите. Практическая реализация проекта началась в SYSU при участии ряда научных и промышленных организаций Китая. Планируется, что космический ГВ детектор должен быть создан в течение 15–18 лет.

2. КОНЦЕПЦИЯ ГРАВИТАЦИОННО-ВОЛНОВОГО ДЕТЕКТОРА TIANQIN

Существующие проекты космических детекторов гравитационных волн (например, LISA) ставят целью создание ГВ-обсерватории, которая предназначена для регистрации и изучения гравитационных волн от большого многообразия еще неизвестных источников. Уникальной особенностью проекта TianQin является то, что его целью является реализация эксперимента, который в первую очередь будет оптимизирован для обнаружения ГВ от одного наиболее перспективного источника гравитационного излучения (“калибровочного” источника). Поэтому первичная цель TianQin — прямое детектирование гравитационных волн с ожидаемыми свойствами и уточнение параметров калибровочного источника. Конечно, в дальнейшем детектор TianQin будет “работать” как обычная ГВ обсерватория. Детальная разработка орбитальной схемы эксперимента показала, что такой детектор может быть реализован на трех идентичных космических аппаратах (КА), размещенных на почти идентичных геоцентрических орбитах с большой полуосью $\sim 10^5$ км и формирующих равносторонний треугольник, плоскость которого ориентирована на калибровочный источник. В качестве источника была выбрана двойная система RX J0806.3+1527 (также известная как HM Cancri или HM Snc [9]), т.е. нормаль к плоскости детектора совмещена с

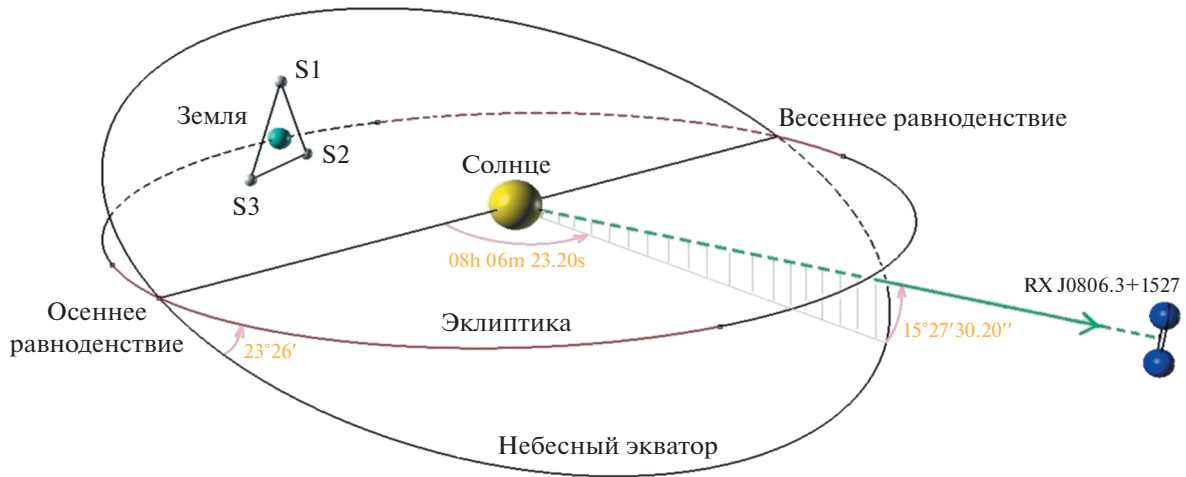


Рис. 2. Схема космического кластера эксперимента TianQin с двойной звездой J0806 в качестве калибровочного источника ГВ. КА обозначены как SC1, SC2 и SC3. Показаны также плоскость небесного экватора и направление на источник [10].

линией видимости калибровочного источника. Схема орбитального эксперимента TianQin [10] с калибровочным источником RX J0806.3 показана на рис. 2. Легко реализуемые геоцентрические орбиты были приняты в ряде других проектов космических гравитационно-волновых обсерваторий: OMEGA [11], DEGLI [12], gLISA [13]. Основным преимуществом геоцентрической орбиты является уменьшение финансовых расходов на реализацию и эксплуатацию детектора.

Аналогично другим проектам космических ГВ экспериментов в проекте TianQin для мониторинга изменений расстояния между пробными массами, расположенными внутри космических аппаратов, будет использована лазерная интерферометрия. Пробные массы подвержены воздействию различных источников негравитационного шума, возникающего как на борту КА, так и снаружи. Поэтому необходима высокоэффектив-

ная система компенсации действия негравитационных сил на пробные массы, которая позволит им двигаться по траектории “свободного падения” и таким образом испытывать возмущения только от проходящих гравитационных волн [10].

Чувствительность космического детектора TianQin определяется в первую очередь требованием обнаружения ГВ излучения от выбранного калибровочного источника. Расчеты показывают, что ГВ излучение от двойной звезды RX J0806.3 (двойная частота обращения ~ 6 мГц, расстояние ~ 5 кпк) может быть зарегистрировано с отношением сигнал/шум ~ 10 в течение трех месяцев наблюдения.

Чтобы достичь научных целей проекта, шумы смещений пробных масс, измеренные лазерным интерферометром, не должны превышать $\sqrt{S_x} \approx 10^{-12}$ м/Гц $^{1/2}$ ($\sqrt{S_x} \approx 1$ пм/Гц $^{1/2}$), а негравита-

Таблица 1. Базовые параметры проекта TianQin

Параметр	Величина
Число КА	3
Форма кластера	Равнобедренный треугольник
Орбита	Геоцентрическая
Калибровочный источник	RX J0806.3+1527
Длина плеча интерферометра	$L \approx \sqrt{3} \times 10^5$ км
Точность измерения смещений ПМ	$\sqrt{S_x} = 1 \times 10^{-12}$ м/Гц $^{1/2}$ (0.1 мГц–1 Гц)
Компенсация негравитационных возмущений	$\sqrt{S_a} = 1 \times 10^{-15}$ м/с 2 /Гц $^{1/2}$ (0.1 мГц–1 Гц)
Интервалы наблюдений	(3 мес) \times 2 раза в год
Активное время жизни	5 лет

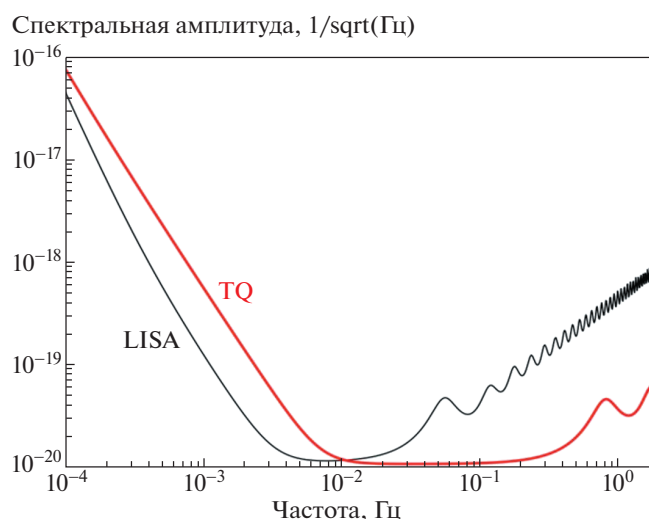


Рис. 3. Кривые чувствительности (в единицах спектральной амплитуды) проектов TianQin и LISA [TianQin Research Center].

ционные возмущения пробной массы должны быть скомпенсированы до уровня $\sqrt{S_a} \approx 10^{-15} \text{ м/с}^2/\text{Гц}^{1/2}$ в полосе частот предполагаемого ГВ сигнала 0.1 мГц—1 Гц. Это два основных технологических требования для TianQin [10]. Основные параметры миссии TianQin приведены в табл. 1. На рис. 3 приведено сравнение чувствительности детекторов LISA и TianQin.

Для реализации проекта TianQin в 2015 г. была разработана технологическая дорожная карта, так называемый “План 0123”:

Этап 0: Экспериментальная отработка технологии лазерной локации тестового КА на высоких орбитах масштаба миссии TianQin. На этом этапе планируется строительство новой наземной станций лазерной локации далеких спутников и создание одиночного уголкового отражателя нового поколения с большой апертурой, который должен быть установлен на тестовом КА.

Этап 1: Одиночная спутниковая миссия, главной целью которой является проверка и демонстрация технологии компенсации негравитационных возмущений.

Этап 2: Миссия с парой спутников, главная цель которой состоит в проверке и демонстрации работоспособности технологии межспутниковой лазерной интерферометрии.

Этап 3: Вывод на орбиту трех спутников, которые должны сформировать космическую ГВ обсерваторию TianQin.

3. ЛАЗЕРНАЯ ИНТЕРФЕРОМЕТРИЯ ТРАНСПОНДЕРНОГО ТИПА В КОСМИЧЕСКИХ ГВ ДЕТЕКТОРАХ

Лазерная интерферометрия для космического детектирования гравитационных волн базируется на совершенно иных принципах, чем детектирование на Земле. Наземный гравитационно-волновой детектор представляет собой интерферометр с резонаторами Фабри-Перо, которые могут усиливать ГВ сигналы. Космический гравитационно-волновой детектор реализует интерферометрию транспондерного типа, так как световая мощность, принимаемая удаленным космическим аппаратом, становится очень слабой из-за гигантского расстояния между КА и неизбежной дивергенцией лазерного луча. Таким образом, наземный ГВ детектор — это один интерферометр майкельсоновского типа, в котором решается проблема отражения сильной световой мощности. Космический детектор состоит как минимум из двух интерферометров транспондерного типа, в которых должна решаться проблема приема слабой световой мощности [14].

На рис. 4 показана принципиальная схема межспутникового транспондерного интерферометра. Частотно-стабилизированный и стабилизированный по мощности ND:YAG лазер (активная среда — алюмо-иттриевый гранат, легированный ионами неодима), обозначенный как “мастер лазер”, производит мощный когерентный пучок света, который должен обеспечить интерференцию между локальным лазерным лучом данного КА и принятым лучом от удаленного КА. Система управления наведением лазерного луча между КА отвечает за точность наведения и прием межспутниковых лазерных лучей. После того, как лазерный луч ведущего КА проходит межспутниковое пространство и достигает ведомый КА, оптическая система автоподстройки фазы синхронизирует фазу излучения ведомого лазера с фазой принятого слабого светового сигнала. Затем луч ведомого лазера направляется обратно на ведущий КА. Информация о длине двойного пути светового луча содержится в фазе слабого сигнала, принятого ведущим КА, и прецизионный фазометр получает эту информацию с помощью измерения разности фаз между лазерным излучением “мастер лазера” и принятым световым сигналом. Это базовый принцип работы лазерной интерферометрии транспондерного типа.

Согласно приведенному выше описанию, ключевыми подсистемами межспутникового лазерного интерферометра для космического детектирования гравитационных волн являются: бортовой частотно-стабилизированный лазер, контур фазовой автоподстройки частоты слабого светового сигнала и система управления наведением межспутникового луча.

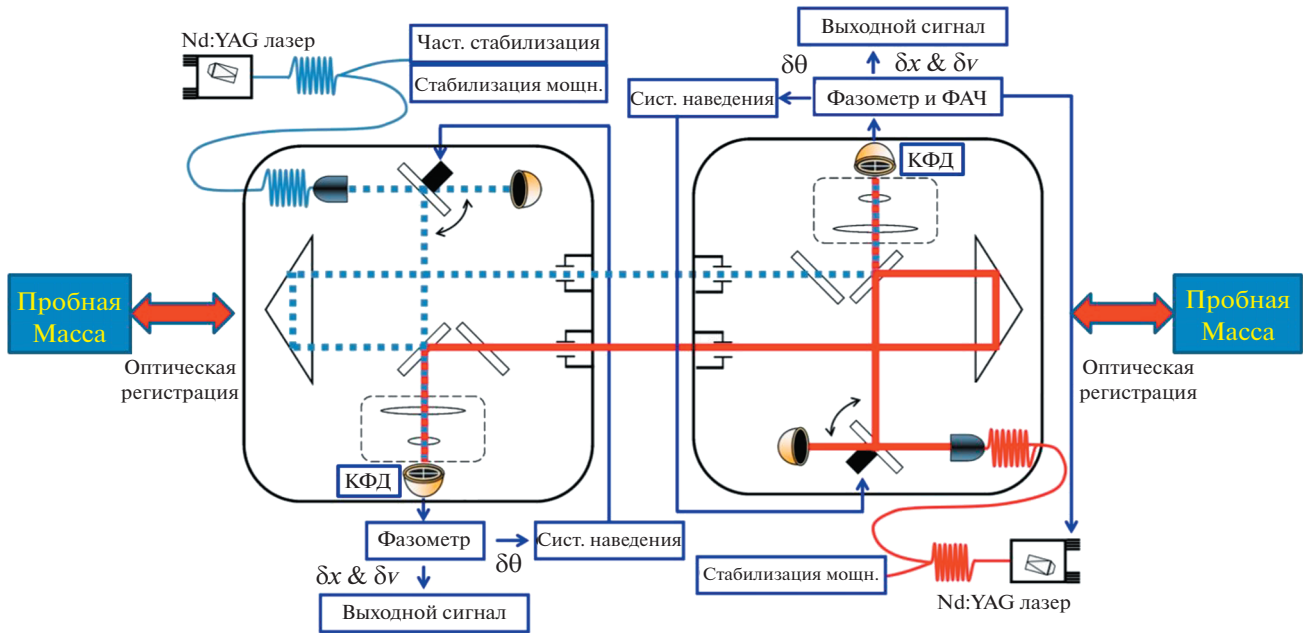


Рис. 4. Принципиальная схема межспутникового транспондерного лазерного интерферометра для детектирования гравитационных волн в космосе. Левая и правая оптические системы монтируются внутри ведущего и ведомого спутников соответственно. В ведущем КА сигнал от квадрантного фотоприемника (КФД) передается на фазометр, который может генерировать два вида выходного сигнала. Первый – это углы рассогласования локального лазерного луча $\delta\theta$, используется для управления наведением межспутникового лазерного луча. Второй – межспутниковые относительные скорость и смещение, δx и δy , которые являются выходными научными данными. Для ведомого КА рабочий процесс аналогичен предыдущему, за исключением того, что выходные сигналы фазометра направляются в оптический контур фазовой автоподстройки частоты для синхронизации фазы принятого слабого светового сигнала. Две пробные массы защищены от внешнего воздействия и расположены в центре акселерометров, которые используются в системе компенсации негравитационных возмущений (технология “безнососового” спутника) [14].

3.1. Частотно-стабилизированный лазер

Длина волны лазерного излучения задает шкалу измерения межспутникового расстояния. Длина плеч космического интерферометра колеблется в пределах от нескольких сотен тысяч до миллионов километров. Поэтому нестабильность лазерного излучения (частотный шум) критически влияет на точность проведения межспутниковых измерений в космическом пространстве.

Расстояние между КА в проекте TianQin порядка 1.7×10^5 км. Для удовлетворения требований к точности измерения этого расстояния на уровне $0.5 \text{ пм}/\text{Гц}^{1/2}$ с рассогласованием плеч интерферометра порядка 1% (≈ 2000 км) требуется, чтобы после предварительной стабилизации частоты лазера частотный шум был меньше $10 \text{ Гц}/\text{Гц}^{1/2}$ на частоте 10 мГц, а затем дополнительно подавлен до уровня $0.1 \text{ мГц}/\text{Гц}^{1/2}$ технологией TDI (“интерферометрия с временной задержкой”) [15].

Для космической лазерной интерферометрии предпочтителен лазер с длиной волны 1064 нм из-за низкого поглощения луча в космической среде. Высокая выходная мощность также имеет важное

значение для надежного приема светового сигнала на удаленном космическом аппарате, соответственно мощность лазерного излучения должна быть не менее нескольких ватт (4 Вт в TianQin). Твердотельный Nd:YAG лазер с объемным кольцевым резонатором [16] и длиной волны 1064 нм – наиболее надежный кандидат для космического ГВ детектора с точки зрения внутренней стабильности частоты и интенсивности, механической прочности, энергоэффективности и большого перестраиваемого частотного диапазона.

3.2. Фазовая автоподстройка частоты слабого светового сигнала

Фазовая автоподстройка частоты слабого светового сигнала – это ключевая технология для реализации межспутникового транспондерного лазерного интерферометра. Вследствие расходимости лазерных пучков при прохождении гигантского межспутникового расстояния $\sim 10^5$ – 10^6 км [17] диаметр луча становится много больше размеров принимающего КА. В результате КА принимает очень слабый световой сигнал. Потеря мощности сигнала настолько серьезна, что типичная схема

интерферометра Майкельсона с единственным отражающим зеркалом не годится для межспутниковой лазерной интерферометрии. Для решения этой проблемы вместо простого отражения используется технология оптической фазовой автоподстройки. Контур оптической фазовой автоподстройки способен синхронизовать фазу локального (ведомого) лазера с фазой принимаемого света. Таким образом, пучок света, излучаемый ведомым лазером, имеет ту же фазу, что и принятый световой сигнал, но гораздо большую мощность.

Хотя орбиты КА, образующих космический треугольник, оптимизированы и стабилизированы, тем не менее, существуют взаимные движения КА с относительной скоростью до 10 м/с, что приводит к доплеровскому сдвигу частоты порядка 10 МГц [18]. Следовательно, необходимо использовать контур гетеродинной фазовой автоподстройки частоты с диапазоном смещения частоты до ~15–20 МГц.

Остаточный фазовый шум контура фазовой автоподстройки определяется точностью работы фазометра и совершенством контура управления обратной связью. Согласно требованиям космического ГВ детектора уровень шумов фазовых измерений должен быть порядка ~1–10 мкм рад/Гц^{1/2}, что соответствует точности измерения расстояний ~0.1–1 пм/Гц^{1/2} для длины волны 1064 нм.

Таким образом, долговременная стабильность лазерного излучения и низкий уровень остаточных шумов фазовой автоподстройки слабого светового сигнала имеют решающее значение для обнаружения низкочастотных гравитационно-волновых сигналов.

3.3. Система управления наведением межспутникового луча

Режим работы космической ГВ группировки требует точного наведения “спутник-спутник”. В активной фазе проведения измерений спутники должны непрерывно передавать и принимать оптический сигнал, т.е. они должны находиться на линии видимости друг друга. В общем случае ось лазерного луча может не совпадать точно с линией видимости двух связанных лазерной интерферометрией спутников. Даже если несоосность небольшая, принятая световая мощность станет очень слабой, так что интерференционный сигнал не может быть получен из-за низкого отношения сигнал–шум. Система управления наведением межспутникового лазерного луча должна выполнять и контролировать три процесса: поиск, наведение и удержание межспутниковых лазерных лучей [19, 20]. Существует несколько новых схем управления наведением и контроля, разработанных для космических научных миссий

(LISA [21], GRACE FO [22], SAGM [23]). Работа лазерного интерферометра космического ГВ детектора требует точности наведения и управления межспутниковым лазерным лучом на уровне 1–10 нрад/Гц^{1/2}.

Как правило, начальное смещение несоосности между линией видимости и осью луча составляет около 10⁻³ рад. Общая стратегия обнаружения заключается в сканировании конуса пространственной неопределенности целевого спутника с помощью двухосевого зеркала быстрого управления для регулировки направления лазерного излучения. После того, как детектор на приемном терминале (спутнике) обнаруживает оптический сигнал, лазерный луч приемного терминала направляется назад на передающий терминал. Сегодня большинство лазерных систем связи используют маячковый свет для выполнения обнаружения приемного КА и грубого наведения лазерной линии связи. Благодаря высокой мощности и большой расходимости луча маячка передающего КА, число сканирований для полного покрытия конуса неопределенности значительно уменьшается, таким образом, соответственно сокращается время обнаружения.

На приемном терминале в качестве прибора, измеряющего положение принятого луча, как правило, используется прибор с зарядовой связью (ПЗС-матрица), поскольку широкое поле зрения ПЗС также помогает сократить время обнаружения. Как только межспутниковый луч обнаружен, для управления наведением и удержанием со сверхвысокой точностью используется квадрантный фотодиод (КФД). На выходе этого устройства имеется четыре интерференционных сигнала, фаза каждого сигнала определена соответствующим квадрантом КФД. Если локальный лазерный луч идеально совпадает с принятым лучом, тогда все четыре фазы интерференционного сигнала, измеренные КФД, идентичны. Однако если локальный луч не совпадает с принятым лучом, то фазы выходных сигналов КФД различны; и разность фаз между двумя соседними квадрантами пропорциональна углу рассогласования между локальным и принятым лучами. Соответственно, угол рассогласования может быть получен путем вычисления разности фаз между двумя соседними квадрантами QPD, умноженной на коэффициент

$$k \approx \frac{16r}{3\lambda},$$

где λ — длина волны, а r — радиус пучка. Типичное значение коэффициента пересчета составляет ~10³–10⁴ рад/рад. Благодаря этому большому коэффициенту преобразования, далее можно использовать методику дифференциального зонди-

рования волнового фронта (Differential wavefront sensing, DWS) [24] для того, чтобы измерять и контролировать угол рассогласования со сверхвысокой точностью.

4. СИСТЕМА КОМПЕНСАЦИИ НЕГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ И КОНТРОЛЯ ОРБИТЫ В КОСМИЧЕСКИХ ГВ ДЕТЕКТОРАХ

Автоматическая компенсация негравитационных возмущений (компенсация “сноса”) космического аппарата во время его движения по орбите приводит к значительным улучшениям траектории движения КА, приближая ее к так называемой “геодезической траектории”, т.е. траектории, по которой движется КА, если на него действуют только силы гравитации. Технология, которая используется в космических миссиях с целью автоматической компенсации сноса, называется “контролем сноса” (drag-free control), а космический аппарат, на котором установлена такая технология, называется “свободным от сноса”, или “безсносовым” (drag-free satellite).

Идея технологии “контроля сноса” заключается в следующем. В космическом аппарате помещена свободно плавающая пробная масса (пробное тело), изолированная от контакта с внешними силами, такими как снос атмосферы, давление солнечной радиации и другими негравитационными силами. При идеальных условиях возмущающие силы могут быть пренебрежимо малы и орбита пробной массы будет зависеть только от гравитационных сил. С помощью маломощных микродвигателей можно заставить КА следовать по орбите пробной массы, компенсируя основные негравитационные возмущения. В этом случае движение КА будет определяться только воздействием гравитационных сил, т.е. он будет двигаться по “геодезической” траектории. Таким образом, реализуется виртуальная система “безсносового” спутника: КА физически не защищен от воздействия негравитационных сил, но его траектория, тем не менее, будет геодезической.

Поскольку измеряются возмущающие силы (ускорения), действующие на пробную массу, то измерительным инструментом должен быть акселерометр, чувствительный элемент которого и выполняет функцию пробной массы (ПМ). Таким образом, система компенсации возмущений и контроля орбиты состоит из двух принципиальных частей: (1) прецизионного трехосного акселерометра, измеряющего инерциальные помехи, действующие на КА, и (2) двигательной установки (ДУ) малой тяги, которая в автоматическом режиме через систему обратной связи отрабатывает эти инерциальные ускорения, возвращая КА на “геодезическую траекторию”.

4.1. Прецизионные акселерометры

Практически на всех современных космических миссиях, в которых требуется измерять инерциальные помехи, действующие на КА, используются трехосные прецизионные акселерометры электростатического типа, и практически все бортовые акселерометры этого типа изготовлены Национальным аэрокосмическим исследовательским центром Франции (ONERA) [25]. В настоящее время ONERA – ключевой партнер мировых космических агентств NASA, ESA и CNES в области создания сверхчувствительных акселерометров для космических гравитационных миссий по геодезии и фундаментальной физике. Электростатический акселерометр состоит из (1) пробной массы (ПМ), (2) датчика положения (емкостного, оптического и др.) и (3) электростатического привода.

Принцип действия электростатического акселерометра с обратной связью основан на измерении электростатической силы, необходимой для удержания пробной массы акселерометра в неподвижном состоянии относительно полости (корпуса) датчика [26]. Пробная масса, имеющая простую геометрическую форму параллелепипеда, электростатически подвешена внутри полости, также имеющей форму параллелепипеда. Стенки полости изготовлены из керамики с чрезвычайно низким коэффициентом расширения, что позволяет удерживать температурное влияние окружающей среды на очень низком уровне. Стенки полости являются электродами, которые контролируют движение (поступательное и вращательное) ПМ относительно полости. Шесть серво-каналов (3 для линейных и 3 для угловых ускорений) работают независимо, каждый по своей оси. Для достижения требуемой разрешающей способности пробная масса должна быть электростатически подвешена по всем трем направлениям, и не иметь каких-либо механических контактов.

Положение пробной массы контролируется цепью обратной связи так, чтобы разность $X_{\text{полость}} - X_{\text{ПМ}}$ практически была равна нулю в частотной области электростатического подвеса, где очень важен коэффициент усиления петли обратной связи. Пара электродов в каждом серво-канале используется как в качестве емкостного датчика положения, так и для подачи электростатической возвращающей силы. По измерениям емкостного датчика корректор вырабатывает управляющее напряжение противоположного знака, которое подается на противоположные электроды для генерации возвращающего электростатического поля. Таким образом, ПМ постоянно неподвижна относительно полости, а сигнал цепи обратной связи содержит информацию об инерциальных силах, действующих на КА. На рис. 5 показаны схема серво-канала и ме-

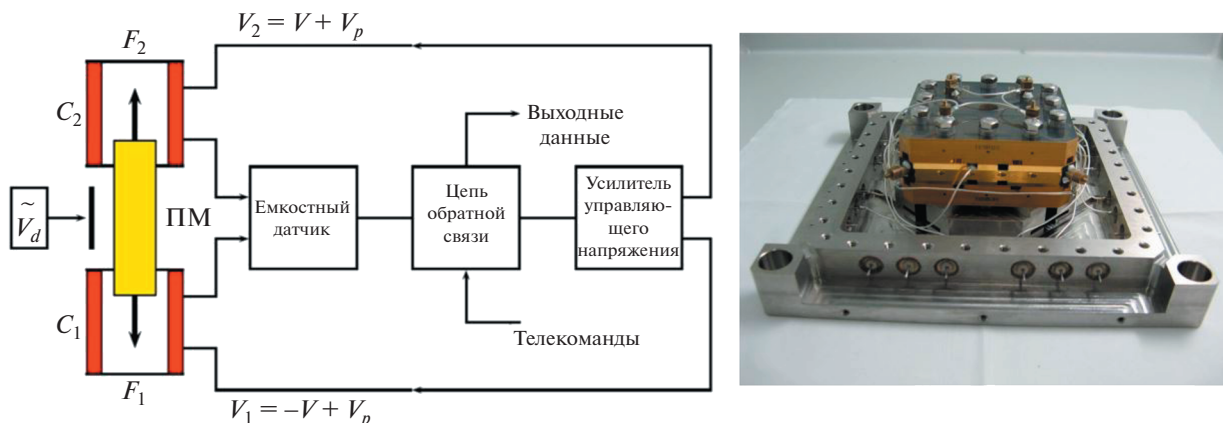


Рис. 5. Прецизионный электростатический акселерометр: схема одного канала серво-контроля акселерометра STAR [26] (слева); механическая часть прототипа акселерометра для миссии TianQin (справа) [TianQin Research Center].

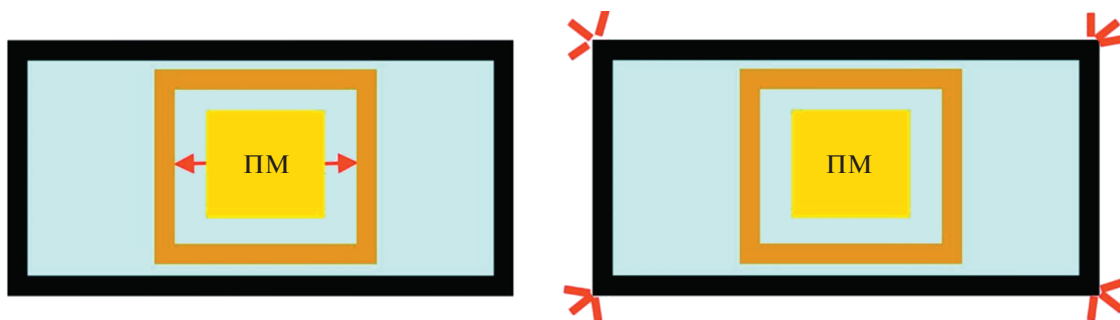


Рис. 6. Два режима работы акселерометра (желтый (внутренний) прямоугольник – пробная масса, горчичный (средний) – полость акселерометра, черный (внешний) – спутник): режим измерения возмущений (слева) и режим геодезического репера (справа).

механическая часть прецизионного электростатического акселерометра. Принципиально различают два режима работы акселерометра на борту КА: это режим *измерения возмущений* и режим *геодезического репера*. В первом случае ПМ следует за КА и происходит измерение инерциальных возмущений, действующих на КА. Во втором случае КА следует за ПМ и происходит компенсация возмущений, действующих на КА, т.е. реализуется “безнососовый” спутник, и обеспечивается невозмущенное движение КА по геодезической траектории. Рисунок 6 поясняет эти два режима.

В режиме *измерения возмущений* электростатический акселерометр успешно использовался и используется в настоящее время в миссиях, предназначенных для измерения параметров глобального гравитационного поля Земли (CHAMP, GRACE, GRACE FO). Положение КА на орбите и вариации во времени его траектории измеряются системой ГНСС, звездными датчиками, межспутниковой микроволновой и лазерной системами. Положение КА на орбите определяется суммой всех сил, действующих на КА. Одновре-

менно акселерометр измеряет негравитационные силы, действующие на КА. Разница между суммой всех сил и негравитационными силами равна гравитационной силе, которая содержит информацию о глобальном гравитационном поле.

В космических ГВ детекторах акселерометр работает в режиме *геодезического репера* и играет роль гравитационного зонда [27]. В этом режиме пробная масса акселерометра действует не только как объект, реагирующий на вариации пространства-времени, вызванные прохождением гравитационной волны, но также, как свободно падающий репер, управляющий движением КА с помощью микродвигателей, т.е. обеспечивающий движение по геодезической.

4.2. Двигательные установки (ДУ) малой тяги

Максимальные силы F_{\max} , обеспечиваемые двигателями малой тяги (трастерами), должны быть в состоянии уравновесить (скомпенсировать) действие негравитационных сил на космические аппараты. В космических ГВ детекторах

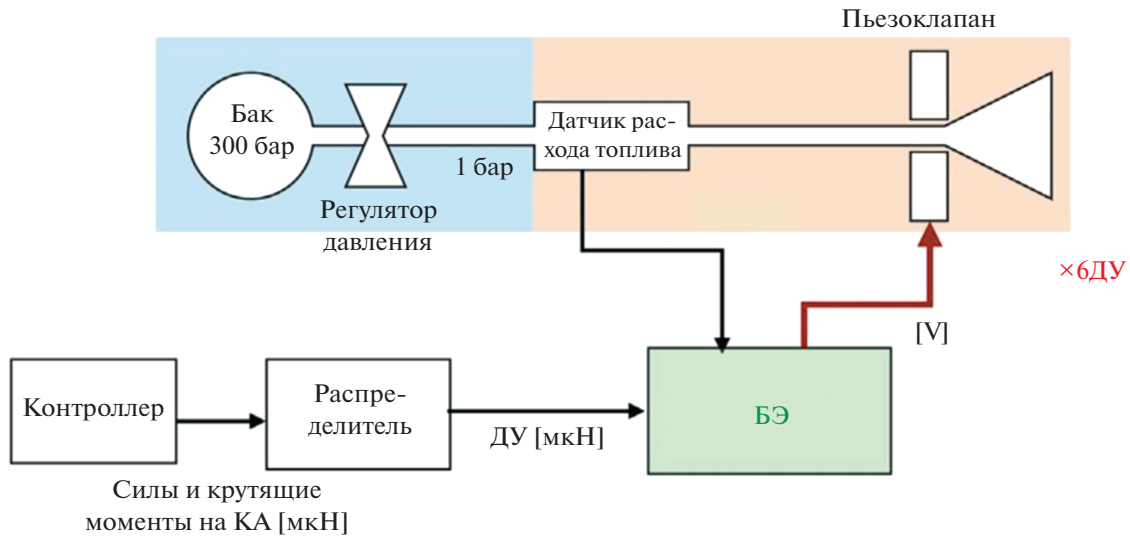


Рис. 7. Функциональная схема цепи микродвигателя на холодном газе. Показана только одна двигательная установка и только одна линия подачи топлива. *Контроллер* управляет силами и крутящими моментами, приложенными к КА. *Распределитель* преобразует силы и крутящие моменты, действующие на КА, в требуемые тяговые усилия соответствующих микродвигателей. *Электронный блок (БЭ)* контролирует датчик расхода топлива и пьезоклапан конкретной двигательной установки запрашиваемого направления [28].

двигательные установки должны создавать чрезвычайно малые тяговые нагрузки в диапазоне 0–500 микроньютон (мкН) для компенсации возмущений, поэтому можно говорить о двигателях микротяги (микродвигателях). Микродвигатели должны плавно и непрерывно менять тягу с возможностью контроля по всем шести степеням свободы движения КА. Для компенсации негравитационных помех уровня $\sqrt{S_a} \approx 10^{-15} \text{ м/с}^2/\text{Гц}^{1/2}$ (целевой параметр проекта TianQin) микродвигатель должен обладать разрешением не хуже 0.1 мкН. Уровень шума F_n микродвигателя определяет шумовой предел системы компенсации сноса и контроля орбиты.

Одним из наиболее распространенных устройств, применяемых в системах компенсации сноса, являются микродвигатели на холодном газе [28]. Для контроля сноса по 6 степеням свободы на КА аппарате должно быть установлено как минимум шесть микродвигателей. Каждый двигатель состоит из четырех основных частей (см. рис. 7): (1) датчик расхода топлива (расход пропорционален уровню тягового усилия); (2) пьезоклапан, который управляет потоком топлива в соответствии с запрошенной величиной тяги; (3) блок электроники (БЭ), общий для всех 6 микродвигателей; (4) резервуар с топливом (азот N_2), также общий для 6 микродвигателей.

БЭ вырабатывает сигнал обратной связи, который управляет апертурой клапана. Этот сигнал обратной связи пропорционален разности между требуемыми тяговыми усилиями, полученными

от бортового компьютера, и тяговыми усилиями, вычисленными по данным датчика расхода топлива. Клапан позволяет варьировать тяговые усилия в диапазоне от 0 до 500 мкН, как для научных целей, так и для маневренных операций.

Система подачи топлива подразделяется на часть высокого давления (резервуар), где газ N_2 находится под давлением 300 бар в начале полета, и часть низкого давления в 1 бар, от которой газ подается на микродвигатель. В течение полета высокое давление в резервуаре снижается вследствие расхода топлива, а часть низкого давления поддерживается при постоянном давлении с помощью двух регуляторов давления. Стабильность низкого давления необходима для стабильной работы двигательных установок.

Для примера укажем, что полный запас топлива на космическом аппарате LISA Pathfinder был около 10 кг, что составляет $\approx 2\%$ от общей массы спутника. За 9 мес работы было израсходовано ~ 3 кг, что означает что космический аппарат тратил в среднем 10 г топлива в сутки.

Другой тип микродвигателей, применяемый в системах компенсации сноса и контроля орбиты, — это коллоидные двигательные установки [29]. Коллоидные микродвигатели имеют достаточно хорошие потенциальные возможности вследствие чрезвычайно высокой точности тягового усилия, чрезвычайно низкого уровня собственного шума, и большей длительности единичного импульса по сравнению с системами холодного газа (240 с против 70 с). Коллоидные микродвига-

тели представляют собой разновидность электро-спрейной системы, которая работает следующим образом. На конце полый иглы, на которую подается коллоидная жидкость системой наддува, создается высокая разность электрических потенциалов. Это приводит к образованию капель и их эмиссии с кончика иглы. Капельки самопроизвольно ионизируются и ускоряются высоким напряжением, таким образом, создавая переменную тягу в нужном диапазоне. Точное изменение тяги достигается изменением ускоряющего напряжения. Конструкция коллоидных двигателей предполагает работу в различных диапазонах тяги в зависимости от количества игл, которые используются в каждой головке двигателя.

Преимущество такой системы состоит в том, что жидкое коллоидное топливо представляет собой компактный объем малой массы и не требует резервуаров с высоким давлением, или высоких температур. Недостатком является необходимость высоковольтных источников питания.

Система компенсации сноса и контроля высоты, с использованием коллоидных микродвигателей, также была установлена на космическом аппарате LISA Pathfinder (совместно с микродвигателями на холодном газе). Измеренный уровень шумов коллоидных двигателей порядка $0.1 \text{ мкН/Гц}^{1/2}$.

5. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОЕКТА TIANQIN

Для развития и реализации космической миссии TianQin в Университете имени Сунь Ят-Сена создан TianQin Research Center, основной задачей которого является проведение комплекса работ, связанных с миссией TianQin. Эти работы проводятся на двух новых территориях университета в городах Чжухай и Шенжень.

В Чжухае ведутся работы по созданию лазерного интерферометра транспондерного типа с проектной точностью измерения смещений $1 \text{ пм/Гц}^{1/2}$. Разрабатываются технологические решения основных частей лазерной системы: прецизионной стабилизации частоты лазера [30, 31]; ультрастабильной оптической скамьи; фазометра и фазовой автоподстройки частоты [32, 33]; оптической системы регистрации движений ПМ [34]; межспутниковой интерферометрии [35].

Для отработки основных технологических решений проекта в Шенжене создается наземная модель космического ГВ детектора. Цель наземной модели — изучение и разработка эффективных методов сейсмической изоляции на низких частотах для обеспечения стабильной работы космического лазерного интерферометра в условиях наземных испытаний.

Работы по созданию инерциального датчика для системы компенсации негравитационных

ускорений — трехосного электростатического акселерометра — ведутся в другом университете Китая — Хуаджунском университете науки и технологии (г. Ухань). В Центре гравитационных экспериментов этого университета на основе разработанной технологии были созданы летные образцы акселерометров с шестью степенями свободы, с разрешающей способностью порядка нескольких единиц $10^{-10} \text{ м/с}^2/\text{Гц}^{1/2}$ и динамическим диапазоном 10^{-2} м/с^2 , которые в 2013 и 2017 г. прошли успешные испытания на КА на орбите вокруг Земли [36]. Конечной целью этих работ является создание бортового инерциального датчика с чувствительностью $10^{-15} \text{ м/с}^2/\text{Гц}^{1/2}$.

В практической реализации проекта Tianqin участвуют также и ряд других научных и промышленных организаций Китая, в частности, разрабатывается второй компонент системы компенсации негравитационных ускорений — микродвигатели, ведутся работы по созданию научной платформы и космических аппаратов для реализации плановых этапов проекта TianQin.

К настоящему времени реализованы два первых этапа проекта.

В рамках 0-го этапа проекта “Экспериментальная отработка технологии лазерной локации тестового КА на высоких орбитах масштаба миссии TianQin” был разработан и изготовлен широкоугольный уголкового отражателя (апертура 17 см), который установлен на КА QueQiao [37]. В январе 2019 г. китайская автоматическая межпланетная станция Chang'E-4 совершила мягкую посадку на обратной стороне Луны. Для связи станции Chang'E-4 с Землей в качестве ретранслятора 20 мая 2018 г. был запущен КА Queqiao, который достиг гало-орбиты в точке Лагранжа L2 в середине 2018 и в конце 2018 г. начал работу по передаче данных после запуска КА Chang'E-4. В Чжухае была построена новая станция лазерной локации, оснащенная 1.2 м телескопом. Эта станция стала первой в Китае, которая успешно получила сигналы, отраженные от всех 5 ретрофлекторов, находящихся на Луне.

Реализация этапа 1 предполагает запуск КА TianQin-1. Научные задачи миссии TianQin-1 состоят в тестировании на орбите основных узлов системы компенсации негравитационных возмущений (инерциального датчика, микродвигателей), проверке работы контроля сноса КА, тестировании отдельных узлов лазерного интерферометра. Подготовка к миссии TianQin-1 началась в 2016 г., и проект был официально одобрен Китайской национальной космической администрацией (CNSA) в 2018 г. КА TianQin-1 был успешно запущен 20 декабря 2019 г. и с тех пор функционирует бесперебойно на орбите.

Таблица 2. Целевые требования и текущее состояние ключевых технологий проекта TianQin

Ключевые технологии		Целевые требования	Текущее состояние
Система компенсации негравитационных ускорений	инерциальный датчик (акселерометр)	уровень остаточных ускорений: $10^{-15} \text{ м/с}^2/\text{Гц}^{1/2}$	$1 \times 10^{-10} \text{ м/с}^2/\text{Гц}^{1/2}$ 0.1 Гц (на орбите)
	микродвигатель	разрешение: 0.1 мкН; динамический диапазон: 0–100 мкН;	разрешение: 0.1 мкН; чувствительность: $0.3 \text{ мкН}/\text{Гц}^{1/2}$ 0.1 Гц (на орбите)
Лазерная интерферометрия	измерение смещений ПМ	чувствительность: $1 \text{ пм}/\text{Гц}^{1/2}$; база измерений: $\sim 10^8 \text{ м}$ частотный диапазон: 0.1 мГц–1 Гц	чувствительность: $1 \text{ пм}/\text{Гц}^{1/2}$ (в лаборатории); база измерений: 1 м частотный диапазон: 0.1 мГц–1 Гц
	термоконтроль	температурные флуктуации: $\pm 1 \text{ мК}$	температурные флуктуации: $\pm 3 \text{ мК}$ (на орбите)
Научная платформа	контроль сноса КА	остаточный шум: $10^{-15} \text{ м/с}^2/\text{Гц}^{1/2}$	остаточный шум: $3 \times 10^{-9} \text{ м/с}^2/\text{Гц}^{1/2}$ 0.1 Гц (на орбите)

Все основные задачи миссии TQ-1 выполнены. Получены следующие результаты:

1) инерциальный датчик, откалиброванный в земных условиях к измерению инерциального шума с потенциальной чувствительностью $5 \times 10^{-12} \text{ м/с}^2/\text{Гц}^{1/2}$, измерил остаточные ускорения спутника на орбите $\sim 1 \times 10^{-10} \text{ м/с}^2/\text{Гц}^{1/2}$ на частоте 0.1 Гц, и $\sim 5 \times 10^{-11} \text{ м/с}^2/\text{Гц}^{1/2}$ на частоте 0.05 Гц;

2) микродвигатели показали разрешение тягового усилия порядка 0.1 мкН и чувствительность $\sim 0.3 \text{ мкН}/\text{Гц}^{1/2}$ на 0.1 Гц;

3) остаточный инерциальный шум системы контроля сноса спутника $\sim 3 \times 10^{-9} \text{ м/с}^2/\text{Гц}^{1/2}$ на 0.1 Гц;

4) чувствительность оптической системы регистрации $\sim 30 \text{ пм}/\text{Гц}^{1/2}$ на 0.1 Гц;

5) контроль температуры в ключевых точках осуществлялся на уровне $\pm 3 \text{ мК}$ за орбиту;

6) рассогласованность центра масс (ЦМ) спутника и ЦМ пробной массы не превышала 0.1 мм.

Целевые требования и текущий прогресс создания основных технологий проекта TianQin приведены в табл. 2.

6. ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Высокая себестоимость и наукоемкость программ исследований в области фундаментальной гравитации с применением космических технологий приводят к тому, что реализация этих новых проектов не может не опираться на широкую

международную коалицию. Все известные масштабные космические миссии, как уже реализованные, так и находящиеся в стадии подготовки, являются, как правило, проектами, в которых участвуют космические агентства нескольких стран. В частности, проект LISA разрабатывается в сотрудничестве NASA и Европейского космического агентства (ESA). Заметим, что в ESA входят 22 европейских государства в качестве постоянных членов. Другой пример сотрудничества космических агентств – миссия VeriColombo, совместная космическая автоматическая миссия ESA и Японского агентства аэрокосмических исследований (JAXA) по исследованию Меркурия. Госкорпорация “Роскосмос” также имеет достаточно богатый опыт международного сотрудничества.

В настоящее время международное взаимодействие по проекту TianQin происходит в рамках Договора о научном и культурном сотрудничестве между МГУ им. М.В. Ломоносова и Университетом имени Сунь Ят-Сена, заключенным в 2017 г. Китайская сторона заинтересована в создании более глубокой международной кооперации по реализации этого амбициозного проекта. В этой связи целесообразно рассмотреть возможность организации международного сотрудничества по проекту создания космической гравитационно-волновой обсерватории в рамках совместных программ Роскосмоса и Китайской национальной космической администрации. Реализация такого сотрудничества позволит нашей стране стать одним из мировых лидеров в фундаментальных космических экспериментах.

Учитывая нынешний уровень технологической готовности, следует ожидать, что TianQin будет запущен во второй половине следующего десятилетия и будет служить космической обсерваторией для широкого класса астрофизических источников гравитационных волн.

ФИНАНСИРОВАНИЕ

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 19-29-11008.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *D. Lynden-Bell and M. J. Rees*, Monthly Not. Roy. Astron. Soc. **152**, 461 (1971).
2. *K. Gultekin, D. O. Richstone, K. Gebhardt, T. R. Lauer, et al.*, Astrophys. J. **698**, 198 (2009).
3. *V. M. Lipunov, K. A. Postnov, and M. E. Prokhorov*. Astron. and Astrophys. **176**, L1 (1987).
4. *G. Nelemans*, ASP Conf. Ser. **467**, 27 (2013).
5. *V. A. Rubakov, M. V. Sazhin, and A. V. Veryaskin*, Phys. Letters B **115**, 189 (1982).
6. *D. V. Deryagin, D. Yu. Grigoriev, V. A. Rubakov, and M. V. Sazhin*, Monthly Not. Roy. Astron. Soc. **229**, 357 (1987).
7. *S. R. Taylor, R. van Haasteren, and A. Sesana*, arXiv:2006.04810 [astro-ph.IM] (2020).
8. *LISA: Unveiling a hidden Universe*, Assessment Study Report, ESA/SRE **3**, 129 (2011).
9. *T. E. Strohmayer*, **627**, 920 (2005).
10. *J. Luo, L.-S. Chen, H.-Z. Duan, Y.-G. Gong, et al.*, Classical and Quantum Gravity **33**, id. 035010 (2016).
11. *B. Hiscock and R. W. Hellings*, Bull. Amer. Astron. Soc. **29**, 1312 (1997).
12. *S. Kawamura, T. Nakamura, M. Ando, N. Seto, et al.*, Classical and Quantum Gravity **23**, S125 (2006).
13. *M. Tinto, J. C. De Araujo, O. D. Aguiar, and M. E. S. Alves*, Astroparticle Phys. **48**, 50 (2013).
14. *M. Ming, Y. Luo, Y.-R. Liang, J.-Y. Zhang, et al.*, Intern. J. Extreme Manufacturing **2**, id. 022003 (2020).
15. *D. A. Shaddock, B. Ware, R. E. Spero, and M. Vallisneri*, Phys. Rev. D **70**, id. 081101 (2004).
16. *T. J. Kane and R. L. Byer*, Opt. Letters **10**(2), 65 (1985).
17. *P. W. McNamara*, Classical and Quantum Gravity **22**, S243 (2005).
18. *C. Diekmann, F. Steier, B. Sheard, G. Heinzl, and K. Danzmann*, J. Physics: Conference Series **154**, id. 01202 (2009).
19. *T. Tolker-Nielsen and G. Oppenhauser*. In: *Proc. SPIE 4635 Free-Space Laser Communication Technologies XIV* (San Jose, California, United States: SPIE, 2002), p. 1.
20. *T. Jono, T. Yoshihisa, K. N. Kura; O. Koichi, et al.* In: *Proc. SPIE 6105 Free-Space Laser Communication Technologies XVIII*. (San Jose, California, United States: SPIE, 2006), id. 610503.
21. *K. Danzmann and A. Rüdiger*, Classical and Quantum Gravity **20**, S1 (2003).
22. *B. S. Sheard, G. Heinzl, K. Danzmann, D. A. Shaddock, W. M. Klipstein, and W. M. Folkner*, J. Geodesy **86**(12), 1083 (2012).
23. *H. C. Yeh, Q. Z. Yan, Y. R. Liang, Y. Wang, and J. Luo*, Rev. Sci. Instrum. **82**, id. 044501 (2011).
24. *G. Heinzl, V. Wand, A. Garcia, O. Jennrich, et al.* Classical and Quantum Gravity **21**, S581 (2004).
25. *P. Touboul, E. Willemenot, B. Foulon and V. Josselin*, Bollettino di Geofisica Teorica ed Applicata **40**, 321 (1999).
26. *E. Willemenot and P. Touboul*, Rev. Sci. Instrum. **71**, 310 (2000).
27. *J. R. Gair, M. Vallisneri, S. L. Larson, and J. G. Baker*, Liv. Rev. Relativity **16**, 1 (2013).
28. *M. Armano, H. Audley, J. Baird, P. Binetruy, et al.*, Phys. Rev. D **99**(12), id. 122003 (2019).
29. *G. Anderson, G. Anderson, J. Anderson, M. Anderson, et al.*, Phys. Rev. D **98**(10), id. 102005 (2018).
30. *Y. Luo, H. Li, H.-C. Yeh, and J. Luo*, Rev. Sci. Instrum. **86**, 044501 (2015).
31. *Y. Luo, H. Li, and H.-C. Yeh*, Rev. Sci. Instrum. **87**, id. 056105 (2016).
32. *Y. Liang, H.-Z. Duan, H.-C. Yeh, and J. Luo*, Rev. Sci. Instrum. **83**, id. 095110 (2012).
33. *Y. Liang, H.-Z. Duan, X.-L. Xiao, and H.-C. Yeh*, Rev. Sci. Instrum. **86**, id. 016106 (2015).
34. *H. Yan, H.-Z. Duan, L.-T. Li, Y. Liang, J. Luo, and H.-C. Yeh*, Rev. Sci. Instrum. **86**, id. 123102 (2015).
35. *J.-Y. Zhang, M. Ming, Y.-Z. Jiang, H.-Z. Duan, and H.-C. Yeh*, Rev. Sci. Instrum. **89**, id. 064501 (2018).
36. *Y. Z. Bai, Z. Li, M. Hu, L. Liu, et al.*, Sensors **17**, id. 1943 (2017).
37. *Y. He, Q. Liu, H.-Z. Duan, J.-J. He, Y.-Z. Jiang, and H.-C. Yeh*, Res. Astron. and Astrophys. **18**, 131 (2018).