

Состояние макетирования ключевых узлов космической гравитационно-волновой антенны SOIGA

© С. С. Донченко¹, Р. А. Давлатов^{1,2}, Д. А. Соколов¹, Е. А. Лавров¹, И. О. Скакун¹

¹ФГУП «ВНИИФТРИ», р. п. Менделеево, Россия

²ММИГАиК, г. Москва, Россия

Реферат

Для регистрации гравитационных волн в диапазоне от 0.01 до 1 Гц предложен проект отечественной космической гравитационно-волновой антенны на орбите ГЛОНАСС под названием «SOIGA». Антенна состоит из 12 космических аппаратов, размещённых в трех орбитальных плоскостях ГЛОНАСС. В настоящей статье рассмотрены основные узлы «SOIGA»: межспутниковый лазерный высокоточный интерферометрический дальномер и система «спутника, свободного от сноса».

В работе описана функциональная схема межспутниковой оптической интерферометрической системы. На ее основе был разработан наземный макет. Первые результаты демонстрируют точность измерений интерферометрической системы на уровне ± 0.5 нм.

В статье предложен комбинированный метод оценки положения бортовой пробной массы (ПМ) в системе «спутника, свободного от сноса». Предложен и разработан наземный стенд полунатурного моделирования с подвесом ПМ. Выполнена оценка точности емкостной измерительной системы, которая составила ≈ 1.3 нм.

По результатам экспериментальных исследований определены направления дальнейшего развития макетов основных узлов проекта «SOIGA».

Ключевые слова: гравитационная волна, гравитационно-волновая антенна, SOIGA, наземный макет.

Контакты для связи: Давлатов Руслан Аскарджонович (davlatov_r_a@mail.ru).

Для цитирования: Донченко С. С., Давлатов Р. А., Соколов Д. А., Лавров Е. А., Скакун И. О. Состояние макетирования ключевых узлов космической гравитационно-волновой антенны SOIGA // Труды ИПА РАН. 2021. Вып. 56. С. 3–13.

<https://doi.org/10.32876/AplAstron.56.3-13>

The State of Prototyping Key Nodes of the Space Gravitational-Wave Antenna SOIGA

S. S. Donchenko¹, R. A. Davlatov^{1,2}, D. A. Sokolov¹, E. A. Lavrov¹, I. O. Skakun¹

¹All-Russian Scientific Research Institute of Physical-Technical and Radiotechnical Measurements, Mendeleevo, Moscow region, Russia

²Moscow State University of Geodesy and Cartography, Moscow, Russia

Abstract

To register gravitational waves in the range from 0.01 to 1 Hz, a project of a space gravitational-wave antenna on the GLONASS geocentric orbit called “SOIGA” has been proposed. The antenna consists of 12 spacecrafts located in three GLONASS orbital planes. In this article, the main SOIGA units are considered: an inter-satellite high-precision interferometric laser and a “drag-free satellite” system.

The paper describes a functional diagram of an inter-satellite optical interferometric system. On its basis, a ground-based model was developed. The first experimental results show the measurement accuracy of the interferometric system at a level of ± 0.5 nm.

The article proposes a combined method for measuring the position of the onboard test mass in the “drag-free satellite” system. A semi-natural ground stand with a test mass suspension has been proposed and developed. The accuracy of the capacitive measuring system was estimated as ~ 1.3 nm.

Based on the results of experimental studies, the directions of further development of the models of the main the SOIGA units are determined.

Keywords: gravitational wave, gravitational wave antenna, SOIGA, ground-based model.

Contacts: Ruslan A. Davlatov (davlatov_r_a@mail.ru).

For citation: Donchenko S. S., Davlatov R. A., Sokolov D. A., Lavrov E. A., Skakun I. O. The state of prototyping key nodes of the space gravitational-wave antenna SOIGA // Transactions of IAA RAS. 2021. Vol. 56. P. 3–13.

<https://doi.org/10.32876/AplAstron.56.3-13>

Введение

В настоящее время детектирование гравитационных волн (ГВ) является одним из самых перспективных и быстро развивающихся направлений астрофизики. Во многих странах разрабатываются научные проекты по созданию гравитационно-волновых антенн (ГВА). Для построения гравитационных детекторов применяются разные подходы в зависимости от частотного диапазона ГВ:

— крайне низкие (ниже 10^{-18} Гц), сверхнизкие (10^{-18} – 10^{-14} Гц), инфранизкие (10^{-14} – $3 \cdot 10^{-10}$ Гц), очень низкие ($3 \cdot 10^{-10}$ – 10^{-7} Гц), низкие (10^{-7} – 10^{-1} Гц) ГВ могут регистрироваться только космическими детекторами;

— средние (10^{-1} – 10 Гц), высокие (10 – 10^5 Гц) ГВ могут регистрироваться как наземными, так и космическими детекторами;

— очень высокие (10^5 – 10^{12} Гц), ультравысокие (10^{12} Гц) — только с использованием наземных детекторов.

Наземные детекторы бывают следующих типов: лазерные интерферометрические, сферические и торсионные. При этом наибольшее распространение получили наземные лазерные интерферометрические детекторы ГВ. В 1962 г. отечественными учеными Герценштейном М. Е. и Пустовойтом В. И. была предложена принципиальная схема лазерного интерферометрического детектора ГВ, которая легла в основу современных лазерных детекторов [1]. В настоящее время существуют следующие наземные ГВА: американо-австралийская гравитационная антенна LIGO [2], антенна VIRGO, Пиза, Италия [3], антенна GEO600, Ганновер, Германия [4], антенна KAGRA, Токио, Япония [5].

На гравитационной антенне LIGO в 2015 г. была впервые зафиксирована гравитационная волна из космоса. За это открытие американские ученые Р. Вайсс, Б. Бэрриш, К. Торн получили Нобелевскую премию по физике.

Однако, недостатком наземных ГВА является наличие значительных помех, вызванных воздействиями сейсмического происхождения. Вторым недостатком является необходимость поддержания глубокого вакуума в каналах распространения лазерного луча. Наконец, в силу ограниченной длины плеч интерферометра, такие антенны регистрируют ГВ с частотой от 10 Гц до 10 кГц с максимумом чувствительности на частоте 150 Гц.

Регистрация гравитационных волн в низкочастотной области (менее 0.1 Гц) возможна только с использованием космических средств, так как длина плеча детектора должна быть больше диаметра Земли. При этом можно выделить следующие преимущества:

- отсутствие сейсмических помех;
- отсутствие необходимости создания вакуума в канале распространения лазерного луча;
- возможность определения положения источника и поляризации гравитационной волны.

Космические ГВА представляют собой кластер из трех и более космических аппаратов, на каждом из которых размещены две ПМ. На этих массах закрепляются конечные зеркала лазерного интерферометрического межспутникового дальномера. В настоящее время существует свыше 15 проектов космических ГВА. Наиболее известными проектами являются: LISA [6], DECIGO [7], TianQin [8]. На рис. 1 показан охват частотного диапазона гравитационных волн существующими проектами космических детекторов.

На основе проведенного анализа был выявлен наименее охваченный детекторами ГВ частотный диапазон: от 10^{-2} до 1 Гц. Таким образом, возникают предпосылки к разработке ГВА для указанной частотной области. Регистрация ГВ в этой частотной области возможна при длине плеч интерферометра (расстояния между КА) не менее десяти тысяч километров.

1. Проект гравитационно-волновой антенны SOIGA

В Российской Федерации предлагается проект космической ГВА на орбите ГЛОНАСС под названием «SOIGA» (Space Optical Interferometric Gravitation Antenna) для регистрации гравитационных волн в диапазоне от 10^{-2} до 1 Гц [9]. Преимущества выбора орбиты ГЛОНАСС для создания ГВА состоят в следующем:

1) орбиты спутников ГЛОНАСС достаточно стабильны, поскольку они не имеют резонанса (синхронности) с вращением Земли;

2) в системе ГЛОНАСС накоплен значительный опыт по следующим направлениям:

— в части проведения высокоточных радиотехнических и лазерных траекторных измерений по линии «Земля – Спутник» и «Спутник – Спутник»;

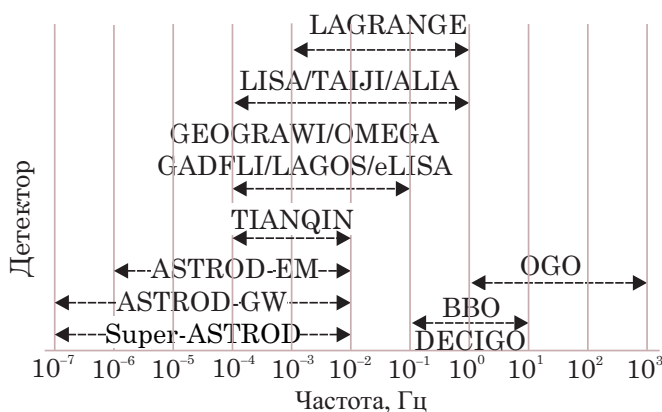


Рис. 1. Частотные поддиапазоны космических ГВ

— в части эксплуатации сверхвысокостабильных бортовых атомных спутниковых часов с относительной нестабильностью 10^{-14} , а также в части космических систем их синхронизации;

— в части научно-технического задела по изготовлению составных частей спутников ГЛОНАСС, а также в области организации их запуска и обслуживания.

В работе [10] было продолжено развитие проекта ГВА «SOIGA». Было установлено, что оптимальной конфигурацией ГВА является кластер из 12 космических аппаратов на высоте орбиты спутников ГЛОНАСС. На рис. 2 представлено взаимное расположение четырех спутников на одной орбите. КА размещены в трех орбитальных плоскостях, разнесенных по долготе восходящего узла на 120° . Такая конфигурация позволяет в 4 раза повысить чувствительность детектора и точность определения местоположения источника ГВ. Кроме того, появляется возможность регистрировать ГВ произвольной поляризации, так как используется несколько орбит.

Основными измерительными системами ГВА SOIGA являются межспутниковый лазерный высокоточный интерферометрический дальномер и система «спутника, свободного от сноса». Межспутниковый дальномер используется для регистрации изменения расстояния между пробными массами на удаленных спутниках при прохождении гравитационной волны. Для компенсации возмущающих активных ускорений используется система «спутника, свободного от сноса» в виде бортовой системы определения местоположения-

пробной массы и высокоточных бортовых двигателей. В следующих разделах будут представлены первые результаты по разработке наземного макета межспутникового дальномера и системы «спутника, свободного от сноса» проекта SOIGA.

2. Межспутниковая интерферометрическая измерительная система

2.1 Структура системы

Ключевым элементом ГВА является лазерный интерферометр, с помощью которого измеряется вариация расстояния между пробными массами, размещенными на КА. В проектах LISA, TIANQIN, LAGRANGE предлагается использовать интерферометр Майкельсона [11–13], в проекте DECIGO — интерферометр Фабри-Перо [14], в проекте SAGE — интерферометр Саньяка [15].

Основное преимущество интерферометра Фабри-Перо заключается в увеличении эффективной длины плеч ГВА. Оно позволит регистрировать ГВ в частотном диапазоне, требующем большего межспутникового расстояния. Таким образом, его целесообразно использовать в проектах с малым расстоянием между КА. Недостатком интерферометра является сложность его реализации в космосе из-за угловых флуктуаций оптических осей КА.

Основное достоинство интерферометра Саньяка заключается в отсутствии ПМ и высокой чувствительности к ГВ круговой поляризации. В то же время оказывает существенное влияние возмущающие факторы негравитационной природы на КА.

Интерферометр Майкельсона является наиболее подходящим для проекта «SOIGA». Он позволяет добиться максимального отклика детектора благодаря своей геометрии. Работоспособность такого подхода подтверждена в наземных детекторах LIGO. Кроме того, техническая реализация интерферометра Майкельсона в космосе существенно проще интерферометров Фабри-Перо и Саньяка.

В проекте «SOIGA» предлагается использовать пространственную конфигурацию «Квадрат», при которой 4 спутника размещаются в вершинах квадрата. Для проведения межспутниковых интерферометрических измерений необходим достаточный уровень мощности излучения, отраженного от второго КА. Однако на больших дистанциях (больше нескольких км), неизбежны большие потери из-за дифракционных эффектов. Дифракционные потери отраженного излучения можно рассчитать по формуле:

$$D = \frac{d^8}{\lambda^4 L^4},$$

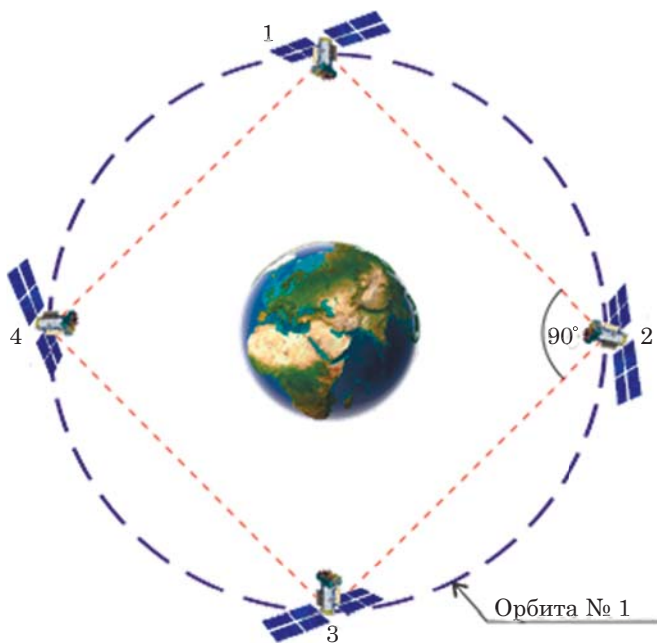
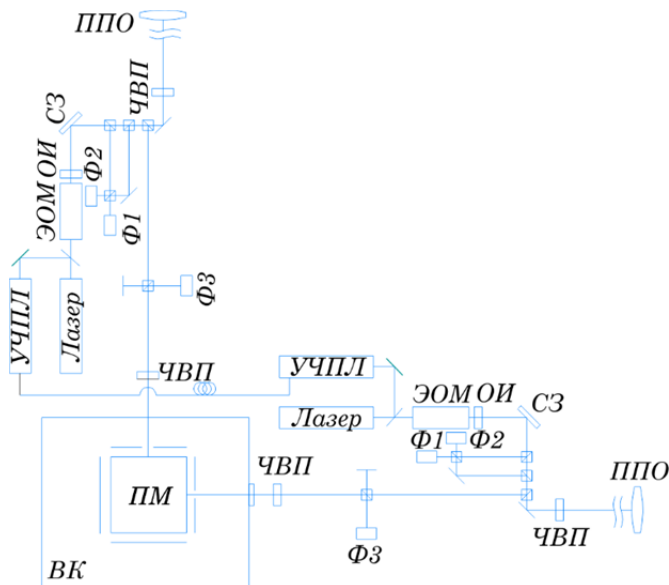


Рис. 2. Конфигурация ГВА «Квадрат»

где L — расстояние между спутниковыми аппаратами, d — апертура приемопередающей оптической системы, λ — длина волны излучения.

В предлагаемом проекте «SOIGA» расстояние между КА составляет от 36 000 до 144 000 км, апертура оптической передающей и приемной системы — 200 мм, длина волны — 535 нм. При этих параметрах потери для пассивных отражателей составят 11 порядков. Для увеличения мощности отраженного излучения от второго КА предлагается использовать интерферометр транспондерного типа. В этом случае второй КА принимает излучение от первого КА, привязывает к нему по фазе излучение бортового лазера и излучает его обратно, обеспечивая усиление сигнала и значительный рост отношения сигнал-шум.

В проекте «SOIGA» возможны две конфигурации КА внутри «Квадрата» (рис. 3): в первой конфигурации 2 КА являются ведущими аппаратами, в которых оптические скамьи 1, 2 формируют излучение от мастер-лазера и посылают с помощью ППО на 2 ведомых аппарата, где лазеры подстраиваются по фазе относительно принятого излучения. Во второй конфигурации на оптических скамьях 1 КА размещаются ведущие лазеры, а на оптических скамьях 2 — ведомые, таким образом формируются пара ведущих — ведомый лазер на каждой стороне квадрата.



УЧПЛ — устройство частотной привязки лазера, ЭОМОИ — электрооптический модулятор света, ОИ — оптический изолятор, СЗ — сканирующее зеркало, Ф1, Ф2, Ф3 — фотоприемник, ЧВП — четвертьволновая пластинка, ПМ — пробная масса, ППО — приемопередающая оптическая система, ЧЭ — чувствительные электроды, ВК — вакуумная камера

Рис. 3. Функциональная схема оптической межспутниковой измерительной системы КА «SOIGA»

2.2 Наземный макет

Для отработки технических решений по межспутниковому интерферометру был разработан наземный макет интерферометра, функциональная схема которого представлена на рис. 4.

Предложенная схема макета предназначена для проверки разрешающей способности гетеродинного интерферометра, оценки шумового спектра, оценки вклада основных составляющих интерферометра в шумовой бюджет. В данном макете для упрощения не используется транспондерная технология: лучи ведущего и ведомого лазеров формируются путем деления излучения f_0 от одного лазерного модуля с помощью обычного светоделительного кубика, далее в каждый из лазерных пучков вносится свой сдвиг по частоте с помощью АОМ1 и АОМ2 — f_1 и f_2 соответственно.

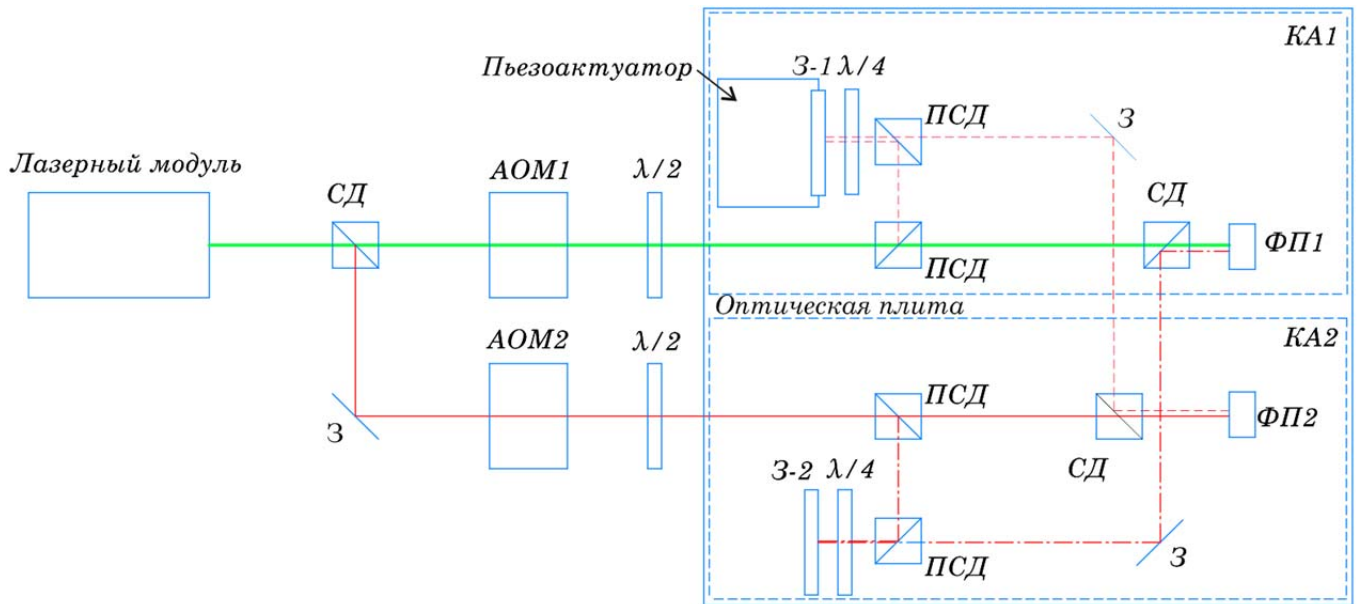
На оптической плите имитируются бортовые системы КА₁ и КА₂, считается, что излучение с частотой $f_0 + f_1$ формируется бортовым лазером первого аппарата, излучение с частотой $f_0 + f_2$ — бортовым лазером второго аппарата. С помощью обычных и поляризационных светоделителей часть излучения подается напрямую на ФП1 и ФП2 с фазой оптического излучения $\varphi_{оп1}$ (рис. 4, зеленая сплошная линия) и $\varphi_{оп2}$ (рис. 4, красная сплошная линия) соответственно. Пунктирной синей линией показан путь оптического излучения от первого лазера, попадающего на зеркало З-1, выполняющего роль грани пробной массы КА-1, далее отраженное излучение направляется на ФП2 с фазой $\varphi_{з-1}$. Штрихпунктирной линией показан путь оптического излучения от первого лазера, попадающего на зеркало З-2, выполняющего роль грани пробной массы КА-2, далее отраженное излучение направляется на ФП1 с фазой $\varphi_{з-2}$. Таким образом на ФП1 и ФП2 формируются разностные электрические сигналы с частотой $f_1 - f_2$ и фазой $\varphi_{оп1} - \varphi_{з-2}$ и $\varphi_{оп2} - \varphi_{з-1}$ соответственно.

Внешний вид макета интерферометра показан на рис. 5.

Сигналы с ФП1 и ФП2 подаются на цифровой осциллограф, который регистрирует сигнал биений. Вид сигнала показан на рис. 6. Далее с помощью Фурье-метода измеряются фазы сигнала с фотоприемников и вычисляется разность $\varphi_1 - \varphi_2$ для ФП1 и ФП2 соответственно. Приращенные расстояния ΔL между зеркалами З-1 и З-2 соответственно можно рассчитать из соотношения:

$$\Delta L = \frac{(\varphi_1 - \varphi_2)\lambda}{4\pi},$$

где λ — длина волны оптического излучения.



СД — светоделитель, АОМ — акустооптический модулятор, $\lambda/2$ — полуволновая пластинка, $\lambda/4$ — четвертьволновая пластинка, З — зеркало, ПСД — поляризационный светоделитель, ФП — фотоприемник

Рис. 4. Функциональная схема макета межспутникового интерферометра

На часовом интервале виден дрейф измерений на 14 нм вследствие температурных флуктуаций в лаборатории, шумовая дорожка при этом составляет ~ 1 нм (рис. 7).

Для проверки разрешающей способности макета интерферометра использовался пьезоактуатор, на котором размещается зеркало З-1. На пьезоактуаторе устанавливается режим сканирования, при котором с заданной периодичностью зеркало перемещается на указанное расстояние с дискретностью перемещения 1 нм. Результаты сканирования с шагом 5 и 100 нм приведены на рис. 8.

Было показано, что измеренное с помощью макета интерферометра перемещение зеркала З-1 относительно З-2 с шагом в 5 и 100 нм соответствует данным энкодера пьезоактуатора со средней разницей в 0.5 нм и СКО измерений 0.17 нм.

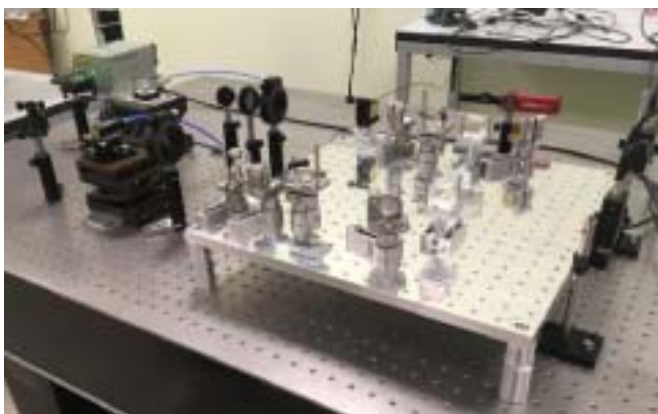


Рис. 5. Внешний вид макета интерферометра

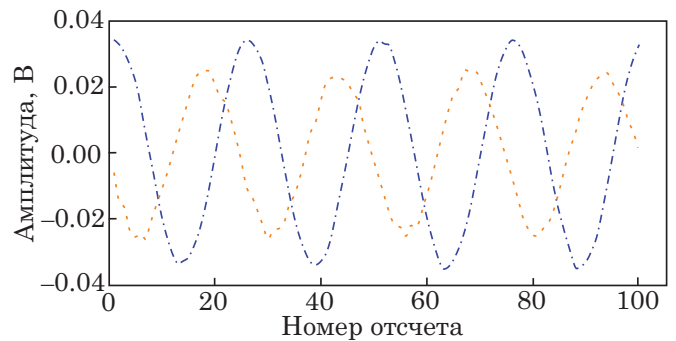


Рис. 6. Сигнал биений с ФП1 и ФП2

Для дальнейшего уменьшения погрешности измерений необходимо уточнить бюджет ошибок макета интерферометра и оценки ограничивающих факторов. Для этого предполагается поместить измерительную систему в стенд полунатурного моделирования в виде вакуумной камеры и системы термостабилизации (рис. 9).

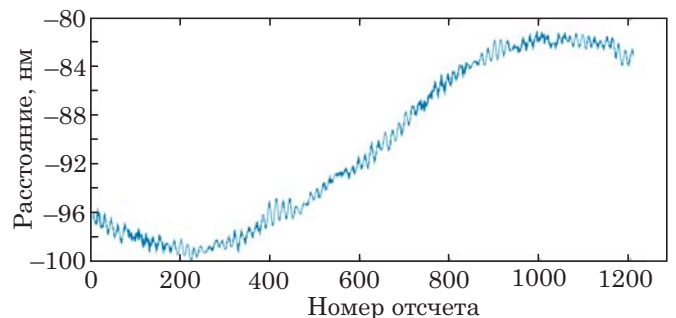


Рис. 7. Результат часовых измерений

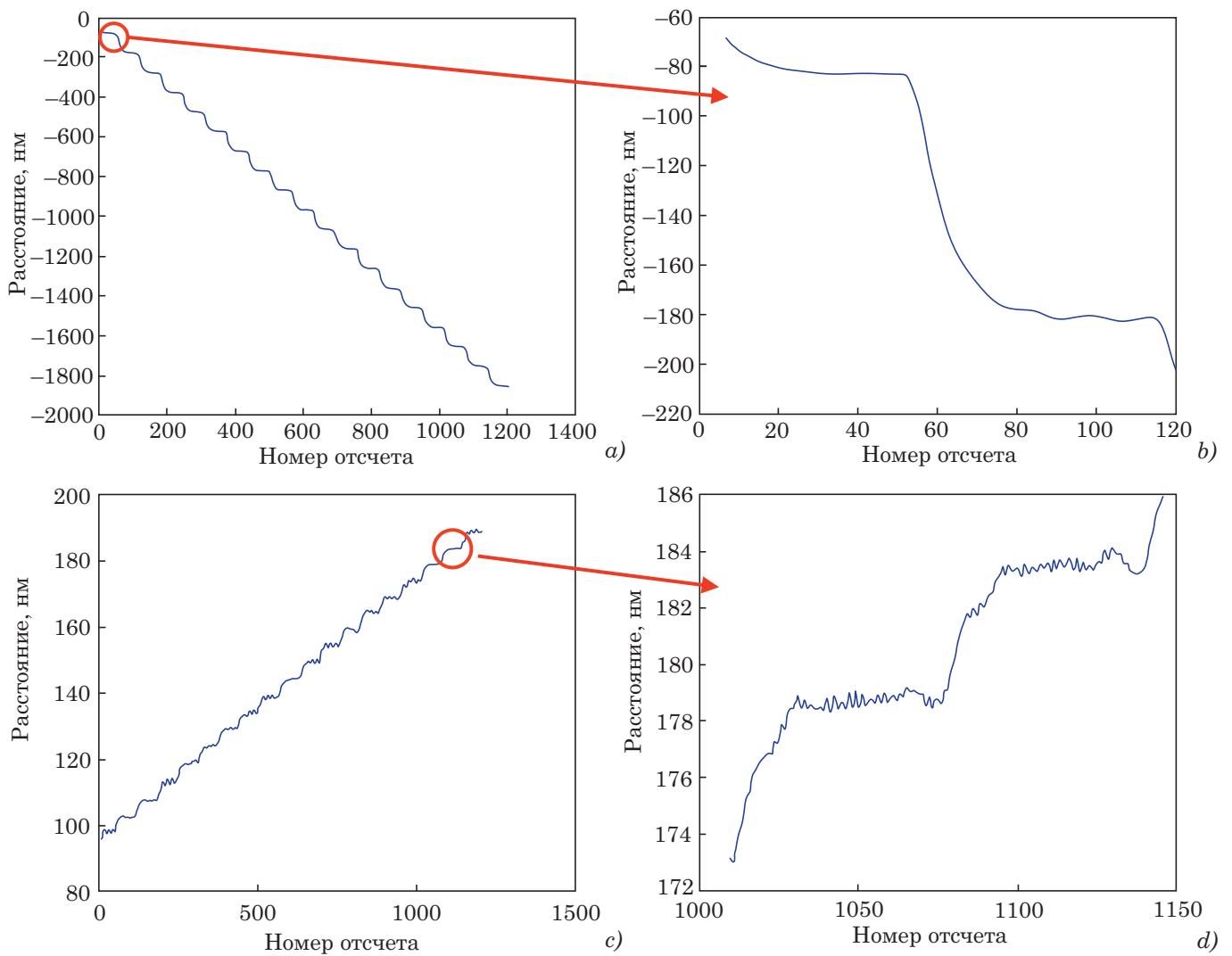


Рис. 8. Стенд полунатурного моделирования в вакууме

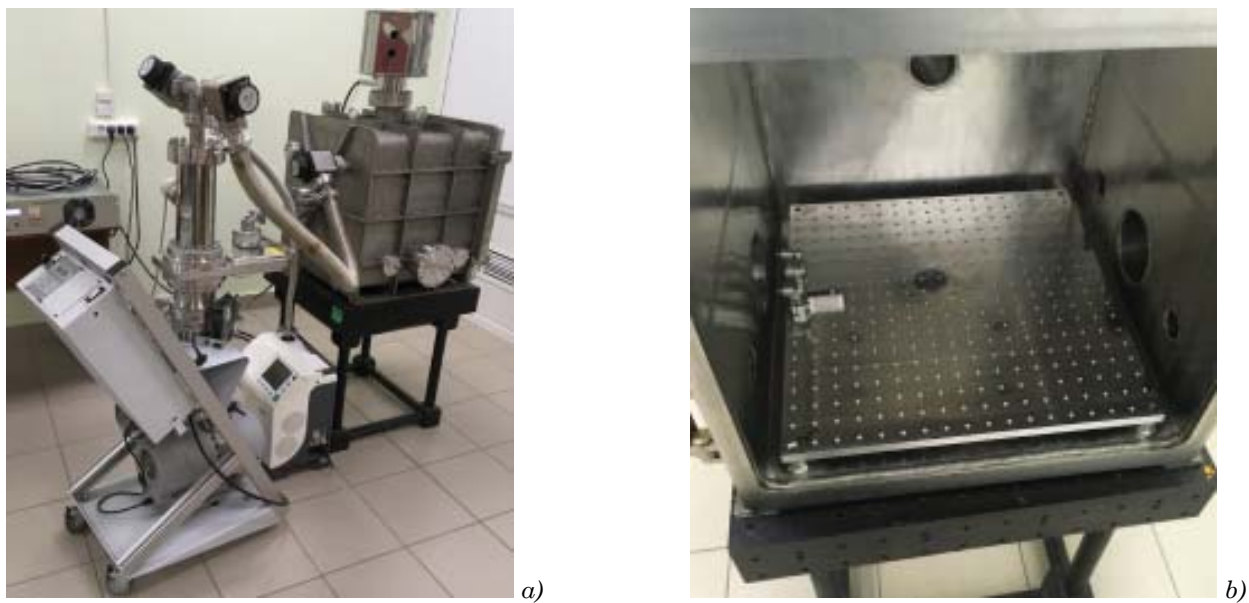


Рис. 9. Стенд полунатурного моделирования в вакууме (внешний вид)

3. Система «спутника, свободного от сноса»

3.1 Описание и требования

Для достоверной регистрации ГВ необходимо обеспечить движение бортовых ПМ в поле действия только гравитационных сил. Силы негравитационной природы создают возмущающее ускорение ПМ, что приводит к значительному изменению расстояния между ними (табл. 1). Для исключения их воздействия осуществляется коррекция движения КА. Величина относительного перемещения ПМ и КА пересчитывается в силу, которую бортовым двигателям необходимо создать для компенсации возмущающих ускорений. Для этого используются системы определения местоположения ПМ и управления комплектом прецизионных двигателей, которые в совокупности составляют систему «спутника, свободного от сноса» (ССС). Так как погрешность межспутникового интерферометра ГВА «SOIGA» составляет 10^{-12} м, то СССР должна компенсировать возмущающие ускорения не хуже 10^{-15} м/с².

Таблица 1

Эффекты негравитационной природы	Изменение расстояния между ПМ, м	Возмущающее ускорение, м/с ²
Световое и тепловое излучение КА	$5 \cdot 10^{-6}$	$1 \cdot 10^{-9}$
Световое давление от Солнца	$5 \cdot 10^{-4}$	$1 \cdot 10^{-7}$
Альbedo Земли	$5 \cdot 10^{-6}$	10^{-9}
Излучение антенны КА	$2 \cdot 10^{-6}$	$3 \cdot 10^{-10}$
Атмосферное торможение КА	$3 \cdot 10^{-12}$	$6 \cdot 10^{-16}$

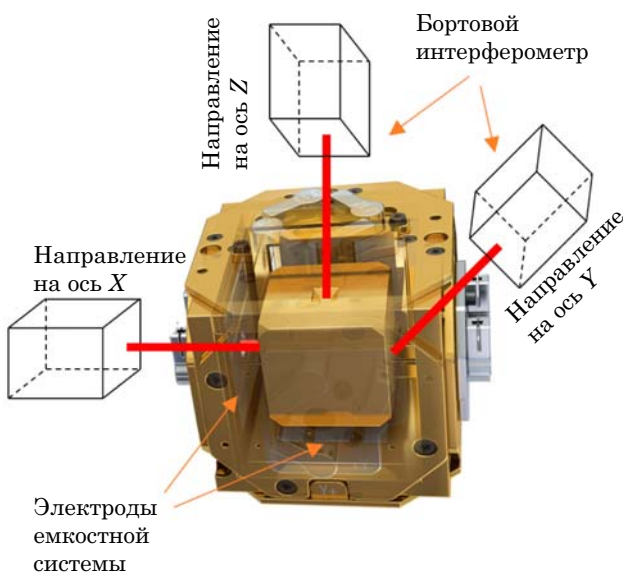


Рис. 10. Схематическое изображение комбинированной системы определения положения ПМ «SOIGA»

В работе [16] выполнен анализ основных типов систем определения положения ПМ. Самым точным методом является интерферометрический, позволяющий фиксировать смещение ПМ с чувствительностью $1 \text{ фм}/\sqrt{\text{Гц}}$. Однако использование интерферометрического метода имеет свои ограничения: нельзя измерить абсолютное расстояние между стенками вакуумной камеры и ПМ, что может привести к столкновению ПМ с корпусом КА. Емкостной метод лишен данного недостатка и позволяет не только оценивать смещение ПМ, но и при использовании системы электростатического удержания корректировать положение ПМ. Недостатком метода является сравнительно высокая погрешность определения перемещения — $2 \text{ нм}/\sqrt{\text{Гц}}$.

Для ГВА «SOIGA» будет использоваться комбинированная система, схематическое изображение которой представлено на рис. 10. При этом будут осуществляться следующие действия:

- 1) предварительное определение местоположения ПМ с использованием емкостного метода с погрешностью 1 нм;
- 2) выравнивание корпуса КА относительно ПМ;
- 3) высокоточное определение положения ПМ с использованием интерферометрического метода с погрешностью 0.1 пм.

В табл. 2 представлены значения возмущающих ускорений, обусловленных силами гравитационной природы. Так как они одновременно воздействуют на ПМ и КА, то невозможно скомпенсировать их воздействие с использованием СССР. Эта задача может быть решена путем численной оценки их влияния на вариации расстояния между ПМ. Согласно предварительному численному моделированию, в рассматриваемом частотном диапазоне амплитудный вклад гармоник гравитаци-

Таблица 2
Значения возмущающих ускорений гравитационной природы

Эффекты гравитационной природы	Изменение расстояния между ПМ, м	Возмущающее ускорение, м/с ²
Центральное поле Земли	$3 \cdot 10^3$	0.61
Влияние гармоник гравитационного поля Земли до степени и порядка 18	$5 \cdot 10^{-12}$	10^{-15}
Гравитационные возмущения планет Солнечной системы	От $2 \cdot 10^{-2}$ до 10^{-8}	От $4 \cdot 10^{-6}$ до $2 \cdot 10^{-12}$
Гравитационные возмущения, вызванные изменением формы Земли и параметров движения	От 10^{-4} до 10^{-8}	От 10^{-8} до 10^{-11}

онного поля во взаимное перемещение ПМ меньше, чем воздействие гравитационных волн. В настоящее время исследования продолжают и будут опубликованы в ближайшее время.

3.2 Модель и структура наземного стенда

Для отработки технических решений разработан наземный стенд (рис. 11) полунатурного моделирования системы ССС. ПМ в наземном стенде закрепляется с помощью подвеса на конструкции, выполненной из алюминиевых профилей (рис. 11а), что позволяет ограничить «лишние» степени свободы. Эта конструкция помещена в термокожух для уменьшения флуктуаций температуры и потоков воздуха. В непосредственной близости от ПМ (рис. 11с) закреплена емкостная система определения перемещения (рис. 11б).

На стенде полунатурного моделирования системы ССС решаются следующие задачи:

- 1) тестирование и оценка емкостной системы измерения перемещения ПМ;
- 2) проверка работоспособности математической модели метода оценки точности разрабатываемого бортового лазерного интерферометра из состава ССС с погрешностью 0.1 пм.

Возникновение второй задачи обусловлено тем, что нет серийных средств измерения перемещения или линейных активаторов с погрешностью 0.1 пм. В разделе 2.2 представлены результаты экспериментов с использованием пьезоактуатора с СКО 0.2 нм, что на три порядка грубее предъявляемых требований. В связи с этим предлагается следующий подход: в непосредственной близости

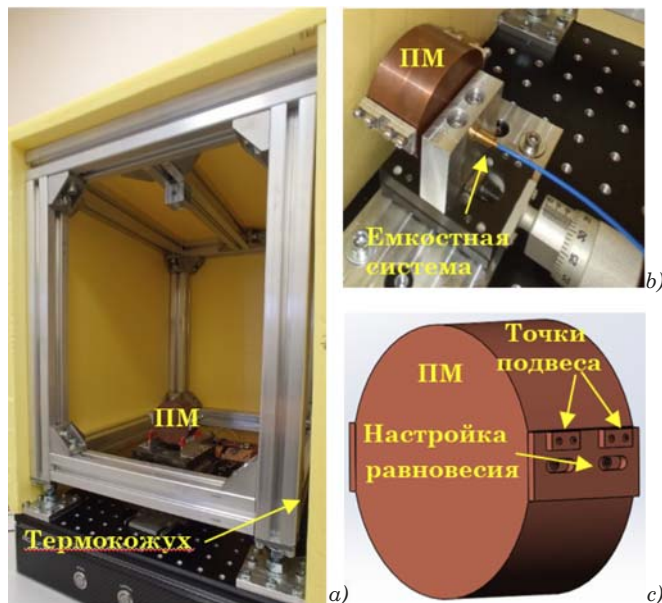


Рис. 11. Структура наземного стенда полунатурного моделирования

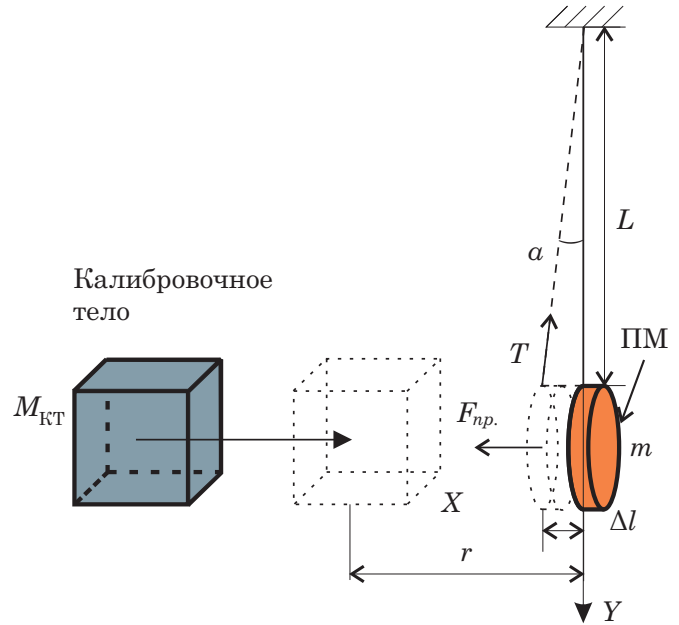


Рис. 12. Принцип оценки точности лазерного интерферометра на основе искажения местного гравитационного поля

от ПМ устанавливается калибровочное тело (КТ) (рис. 12). При перемещении КТ на определённое расстояние происходит искажение местного гравитационного поля. Вследствие этого ПМ смещается на расстояние Δl . При известных значениях параметров стенда (масса КТ и ПМ, длина подвеса L) вычисляется Δl и сравнивается с результатами измерений, полученных с помощью интерферометра.

В рамках отработки математической модели стенда вместо интерферометрической системы используется емкостная система. Принцип измерения основан на конденсаторе с параллельными пластинами. Система оценивает реактивное сопротивление конденсатора, которое изменяется строго пропорционально расстоянию. Преимуществом системы является возможность выполнения измерений при малых углах наклона ПМ. При этом погрешность измерения перемещения составляет 1 нм. Для достоверной фиксации воздействия калибровочного тела величина перемещения ПМ должна быть не менее 10 нм, исходя из этого требования рассчитываются основные параметры стенда.

На рис. 13 показаны результаты моделирования параметров стенда. Установлено, что масса КТ должна быть не менее 12.5 кг, длина подвеса — более 0.25 м и расстояние до ПМ — не более 5 см. В итоге в качестве КТ используется куб весом 18.7 кг. ПМ подвешивается на нитях из латуни диаметром 0.2 мм и длиной 0.432 м. Расстояние между ПМ и КТ составляет 5 см.

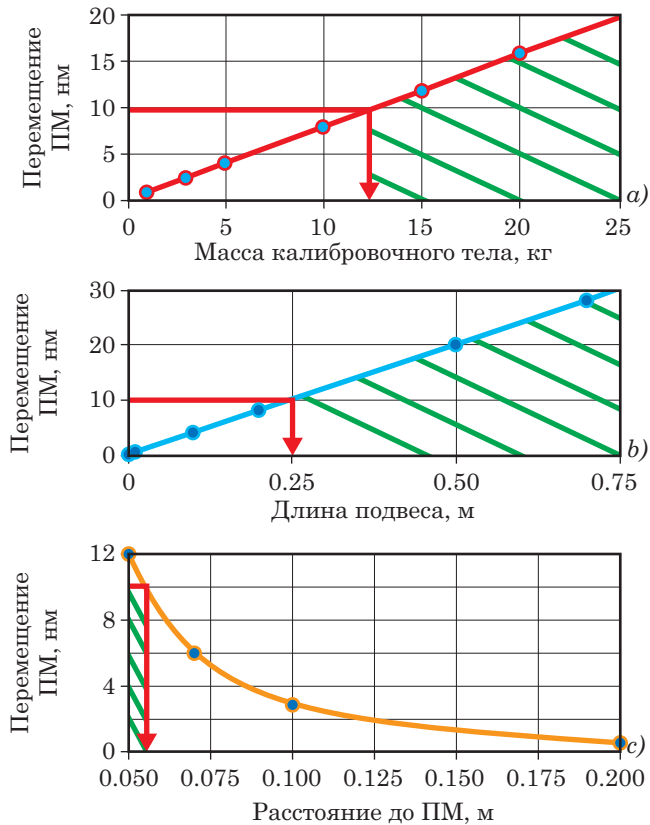


Рис.13. Требования к параметрам стенда

3.3 Результаты экспериментальных исследований

На первом этапе было проведено исследование емкостной системы. Для этого был разработан и изготовлен стенд калибровки, представленный на рис. 14. На алюминиевой площадке располагается оправа с закрепленным емкостным датчиком. В непосредственной близости устанавливается пьезоактуатор, на котором размещена мишень. Пьезоактуатор перемещается на заданное расстояние, которое измеряется емкостным датчиком до мишени.

Пьезоактуатор перемещался на 10, 40, 70, 100 и 130 нм. Результаты измерений емкостным датчиком и среднее отклонение в каждом диапазоне перемещений представлены на рис. 15. В итоге СКО по всем сериям измерений составило $\sigma_{\text{ср.}} = 1.058$ нм. Для оценки влияния температуры на

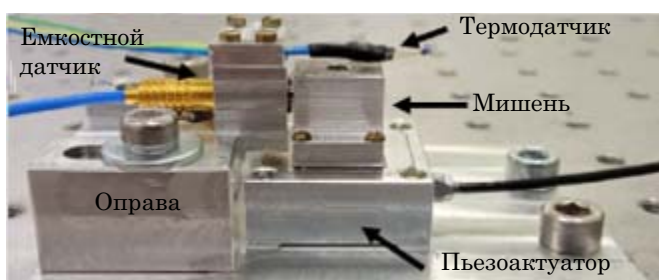


Рис. 14. Стенд калибровки емкостного датчика

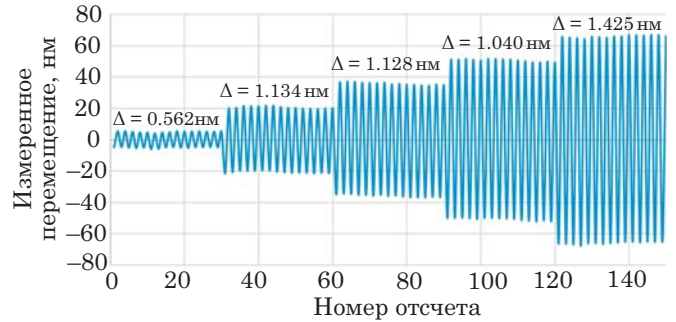


Рис. 15. Результаты измерений емкостным датчиком

емкостной датчик калибровка была выполнена при температурах 26, 28 и 29.7 °С. При этом СКО не превысило 1.3 нм.

На втором этапе емкостная система устанавливалась на оптическом столе с помощью оправы в непосредственной близости от подвешенной ПМ (рис. 11b). Затем в ночное время проводились многочасовые непрерывные измерения положения ПМ относительно емкостного датчика. При этом амплитуда колебаний ПМ составила 500–600 нм (рис. 16).

На третьем этапе выполнялась апробация стенда полунатурного моделирования. Стенд был установлен в термостатированном подвальном помещении на постаменте с развязанным фундаментом. Затем были произведены серии 6 часов измерений, в ходе которых температура воздуха менялась не более чем на 0.2 °С. В непосредственной близости от подвешенной ПМ устанавливалась калибровочная масса, висящая на геодезическом штативе. Рядом с массой располагался линейный транслятор с закрепленным на нем штыком для перемещения КТ (рис. 17a). КТ перемещалось на 3 см с частотой, кратной собственной частоте колебаний ПМ. В итоге амплитуда перемещения ПМ увеличилась на 32 нм на частоте собственных колебаний при расчетном значении 23 ± 5 нм (рис. 17b). Таким образом, разработанная математическая модель стенда согласуется с результатами измерений и может использоваться в дальнейшем для оценки точности интерферометра с погрешностью менее 1 пм.

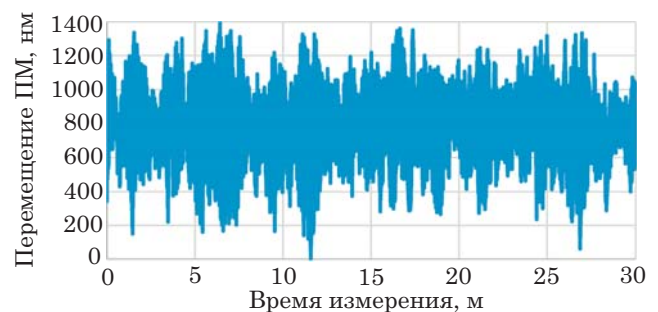


Рис. 16. Перемещение подвешенной ПМ

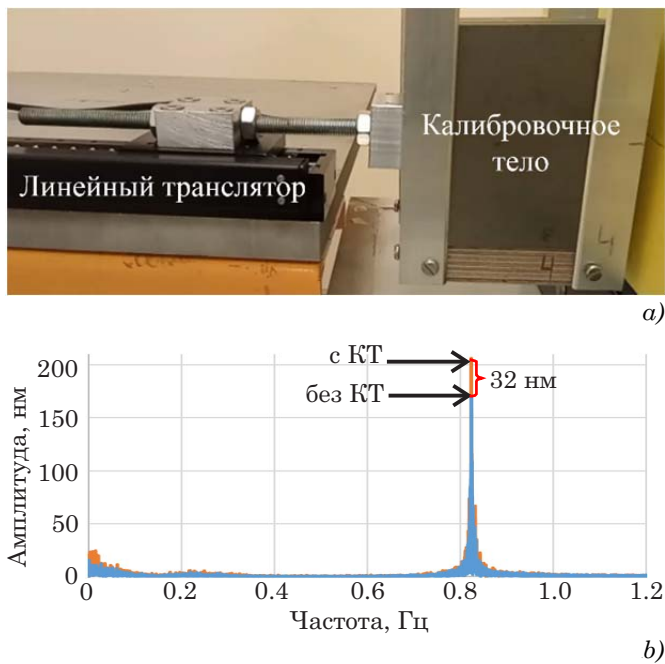


Рис. 17. Оценка воздействия КТ на положение ПМ

Заключение

В работе представлен проект отечественной гравитационно-волновой антенны «SOIGA» и приведены результаты проектирования ее основных узлов.

Описаны два варианта построения интерферометрических межспутниковых транспондерных измерений для конфигурации «Квадрат». Предложен и разработан наземный макет межспутникового интерферометра для проекта «SOIGA», приведена функциональная схема и внешний вид макета. Приведены результаты измерений макета интерферометра «в покое», а также оценка чувствительности при перемещении одного из зеркал прецизионным актуатором с разрешением 1 нм.

Показана точность измерений приращений расстояния между зеркалами на уровне ± 0.5 нм с СКО 0.17 нм. В дальнейшем планируется добавить в макет межспутникового интерферометра транспондерную систему, систему измерения угла осями оптических систем КА и систему наведения излучения. Также запланировано улучшить разрешение интерферометрических измерений на макете до 10 пм за счет устранения и компенсации основных источников шумов и помех.

Для исключения воздействия возмущающих ускорений негравитационной природы на ПМ внутри КА предлагается использовать систему «спутника, свободного от сноса». При этом для детектирования положения ПМ предложен комбинированный метод: с использованием емкостной системы выполняется предварительная, грубая оценка абсолютного положения, далее с использованием высокоточной интерферометрической си-

стемы измеряется относительное перемещение ПМ внутри КА.

Предложен и разработан наземный стенд полунатурного моделирования с подвешенной ПМ. Выполнена оценка точности емкостной измерительной системы, которая составила не более 1.3 нм. Выполнен эксперимент по оценке воздействия КТ на положение ПМ. При перемещении КТ с частотой, кратной собственной частоте колебаний ПМ, амплитуда увеличилась на 32 нм при расчетном значении 23 ± 5 нм.

Благодарность

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

Литература

1. Герценштейн М. Е., Пустовойт В. И. К вопросу об обнаружении гравитационных волн малых частот // ЖЕТФ. 1962. Т. 43. С. 605.
2. Abramovici A., Althouse W. E., Drever R. W. P. et al. LIGO: The laser interferometer gravitational-wave observatory // Science. 1992. Vol. 256, no. 5055. P. 325–333.
3. Ando M., Arai K., Takahashi R. et al. Stable operation of a 300-m laser interferometer with sufficient sensitivity to detect gravitational-wave events within our galaxy // Physical Review Letters. 2001. Vol. 86, no. 18. P. 3950–3954.
4. Willke B., Aufmuth P., Aulbert C. et al. The GEO 600 gravitational wave detector // Classical and Quantum Gravity. 2002. Vol. 19, no. 7. P. 1377–1387.
5. Aso Y., Michimura Y., Somiya K. et al. Interferometer design of the KAGRA gravitational wave detector // Phys. Rev. D. 2013. Vol. 88. P. 043007.
6. Hammersfahr A. LISA mission study overview // Class. Quantum Grav. 2001. Vol. 18. P. 4045–4051.
7. Kawamura S., Nakamura T., Ando M. et al. The Japanese space gravitational wave antenna; DECIGO // Class. Quantum Grav. 2006. Vol. 23, no. 8. P. 125.
8. Luo J., Chen L.-S., Duan H.-Z. et al. TianQin: a space-borne gravitational wave detector, 2015. URL: <https://arxiv.org/abs/1512.02076>.
9. Пустовойт В. И., Донченко С. И., Денисенко О. В., Фатеев В. Ф. Концепция создания космической лазерной гравитационной антенны на геоцентрической орбите ГЛОНАСС «SOIGA» // Альманах современной метрологии. 2020. № 1 (21). С. 27–49.
10. Донченко С. С., Фатеев В. Ф., Давлатов Р. А. и др. Особенности высокоточной космической лазерной гравитационно-волновой антенны на основе спутников, движущихся по орбитам ГЛОНАСС // Альманах современной метрологии. 2020. № 3 (23). С. 53–96.
11. Laser interferometer space antenna. Proposal in response to ESA call for L3 mission concepts. Ed. by Danzmann K. Hannover: 2017.
12. Conklin J. W., Buchman S., Aguero V. et al. LAGRANGE: LAsER GRavitational-wave ANTenna at GEo-lunar L3, L4, L5. 2011. <https://arxiv.org/abs/1111.5264>.
13. Sato S., Kawamura S., Ando M. et al. The status of DECIGO // IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series 840, 2017.

14. *Lacoura S.* SAGE: using cubesats for gravitational wave detection. 2018. URL: <https://arxiv.org/abs/1806.08106>.

15. *Карауш Е. А., Давлатов Р. А., Донченко С. С. и др.* Оценка возмущающих ускорений, воздействующих

на космическую гравитационную волновую антенну «SOIGA-2» // Известия высших учебных заведений. Приборостроение. 2020. Т. 63. № 10. С. 907–920.