

УДК 52.08, 528.223

## ОСОБЕННОСТИ ВЫСОКОТОЧНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ЛАЗЕРНОЙ ГРАВИТАЦИОННО-ВОЛНОВОЙ АНТЕННЫ НА ОСНОВЕ СПУТНИКОВ, ДВИЖУЩИХСЯ ПО ОРБИТАМ ГЛОНАСС

С.С. Донченко<sup>1</sup>, В.Ф. Фатеев<sup>1</sup>, Р.А. Давлатов<sup>1,2</sup>, П.Г. Харламов<sup>1</sup>,  
Е.А. Карауш<sup>1</sup>, Ю.В. Гостев<sup>1</sup>, Д.А. Соколов<sup>1</sup>, Е.А. Лавров<sup>1</sup>

<sup>1</sup>ФГУП «ВНИИФТРИ», Менделеево, Московская обл.,

<sup>2</sup>ФГБОУ ВО «Московский государственный университет геодезии и картографии», Москва

donchenko\_ss@vniiftri.ru,

fateev@vniiftri.ru,

davlatov\_r\_a@mail.ru,

harlamov@vniiftri.ru,

khanykova\_ea@vniiftri.ru,

ghosteff@vniiftri.ru,

sokolov@vniiftri.ru,

lavrov@vniiftri.ru

*В статье приводится краткий анализ существующих разработок и проектов гравитационно-волновых антенн, отмечены их достоинства и недостатки. Предложена концепция развития российского космического детектора гравитационных волн «SOIGA» на орбитах ГЛОНАСС — «SOIGA-2». В проекте «SOIGA-2» предлагается использовать три орбиты по четыре космических аппарата. Это позволит повысить чувствительность антенны и точность определения местоположения источника гравитационных волн. Целью проекта «SOIGA-2» является детектирование гравитационных волн в частотном диапазоне от 0,01 до 10 Гц. В статье описаны источники таких гравитационных волн и их удаление от детектора. Сформулированы требования к основным элементам детектора.*

*Ключевые слова: гравитационно-волновые антенны, космический детектор, гравитационные волны, спутники, орбиты ГЛОНАСС.*

## FEATURES OF A HIGH-PRECISION SPACE LASER GRAVITATIONAL-WAVE ANTENNA BASED ON SATELLITES IN GLONASS ORBITS

S.S. Donchenko, V.F. Fateev, R.A. Davlatov, P.G. Kharlamov,  
E.A. Karaush, Y.V. Gostev, D.A. Sokolov, E.A. Lavrov

FSUE "VNIIFTRI", Mendeleevo, Moscow region,

Moscow State University of Geodesy and Cartography, Moscow

donchenko\_ss@vniiftri.ru,

fateev@vniiftri.ru,

davlatov\_r\_a@mail.ru,

harlamov@vniiftri.ru,

khanykova\_ea@vniiftri.ru,

ghosteff@vniiftri.ru,

sokolov@vniiftri.ru,

lavrov@vniiftri.ru

*The article presents an analysis of existing developments and projects of gravitational-wave antennas. Their advantages and disadvantages are noted. The concept of the development of the Russian space detector of gravitational waves "SOIGA" in the orbits of GLONASS — "SOIGA-2" is proposed. The "SOIGA-2" project proposes the use of three orbits in four spacecraft. This will increase the sensitivity of the antenna and the accuracy of determining the location of the source of gravitational waves. The aim of the "SOIGA-2" project is to detect gravitational waves in the frequency range from 0.01 to 10 Hz. The article describes the sources of such gravitational waves and their removal from the detector. The requirements for the main elements of the detector are formed.*

*Key words: gravitational wave antennas, space detector, gravitational waves, satellites, GLONASS orbits.*

## **1. Современное состояние разработок гравитационно-волновых антенн**

В настоящее время регистрация гравитационных волн (ГВ) является одним из самых перспективных и быстро развивающихся направлений астрофизики. Во всём мире активно разрабатываются научные проекты по созданию гравитационно-волновых антенн (ГВА). Дальнейшее развитие этой области науки позволит глубже понять природу гравитационных волн, исследовать их источники, а также зарегистрировать реликтовые гравитационные волны [1].

Главная идея ГВА заключается в регистрации перемещений механических систем датчика ГВА вследствие эффекта искривления пространства, возникающих при прохождении гравитационной волны через датчик.

Первые попытки по обнаружению ГВ были сделаны Джозефом Вебером в 1967 г. [2]. Для этого он использовал алюминиевый цилиндр длиной 2 м и диаметром 1 м, подвешенный на стальных проволоках. В 1970 г. Вебер заявил об обнаружении ГВ, однако впоследствии этот эксперимент был повторён в других лабораториях мира с отрицательными результатами.

Одной из первых предпосылок к разработке лазерных интерферометрических ГВА послужило создание лазера в 1960 году. В 1962 г. отечественными учёными М.Е. Герценштейном и В.И. Пустовойтом была предложена принципиальная схема лазерного интерферометрического детектора гравитационных волн, которая легла в основу современных лазерных детекторов [3].

Результатом работ по созданию и совершенствованию наземных гравитационных детекторов была первая в мире регистрация гравитационных волн 14 сентября 2015 года двумя детекторами лазерно-интерферометрической гравитационно-волновой обсерватории LIGO. За экспериментальное обнаружение гравитационных волн в 2017 году была присуждена Нобелевская премия по физике Райнеру Вайссу, Барри Баришу и Кипу Торну [4]. За активное участие в создании лазерной гравитационно-волновой антенны отечественным учёным — академику РАН В.И. Пустовойту, члену-корреспонденту РАН Е.А. Хазанову и В.П. Митрофанову в 2019 г. была присуждена

Государственная премия Российской Федерации за выдающиеся достижения в области науки и технологий, литературы и искусства и гуманитарной деятельности за 2018 год.

Гравитационные волны (ГВ) имеют широкий частотный диапазон в зависимости от их источников: от  $10^{-18}$  Гц при пульсации на уровне космологического фона до  $10^3$  Гц в случае образования нейтронной звезды при взрыве сверхновой. При этом принято делить частотный диапазон на следующие поддиапазоны (по аналогии с радиочастотным диапазоном): 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), средние ( $10^{-1}$ – $10$  Гц), высокие ( $10$ – $10^5$  Гц), очень высокие ( $10^5$ – $10^{12}$  Гц), ультравысокие ( $10^{12}$  Гц) [5].

В зависимости от диапазона чувствительности детекторов применяются разные подходы к их построению. Так для регистрации ГВ с частотой не менее 10 Гц разрабатываются наземные детекторы: лазерные интерферометрические, сферические и торсионные (таблица 1).

Таблица 1

Наземные ГВА

Тип детектора	Название	Особенности	
Лазерные интерферометрические детекторы основаны на интерферометре Майкельсона, в плечах которого находятся резонаторы Фабри — Перо, образованные двумя пробными массами с зеркальными покрытиями	LIGO (США, Хэнфорд и Ливингстон)	Длина плеча интерферометра 4 км [6]	
	VIRGO (Франция/Италия)	Длина плеча интерферометра 3 км [7]	
	GEO-600 (Германия)	Длина плеча интерферометра 600 м [8]	
	AIGO (Австралия)	Длина плеча интерферометра 80 м [9]	
	ДУЛКЫН (Россия)	Используется пентагональный двухконтурный интерферометр [10]	
	TAMA300 (Япония)	Длина плеча интерферометра 300 м [11]	
	KAGRA (Япония)	Длина плеча интерферометра 3 км [12]	
	Планируемые	Einstein Telescope (Европа)	Длина плеча интерферометра 10 км [13]
		Cosmic Explorer (США)	Длина плеча интерферометра 40 км [14]
		INDIGO (Индия)	Длина плеча интерферометра 4 км [15]
AIGO (Австралия)		Длина плеча интерферометра 5 км [16]	
Сферические детекторы	MiniGRAIL (Нидерланды)	Криогенная сферическая антенна гравитационных волн с диаметром 65 см, сделанная из сплава меди с алюминием и весом около 1150 кг, обладающая резонансной частотой 230 Гц и более [17]	

Продолжение таблицы 1

Тип детектора	Название	Особенности
Сферические детекторы	NAUTILUS (Италия)	Цилиндр весом 2300 кг, длиной 3 м и диаметром 60 см, который охлаждается до температуры 0,1 К [18]
	EXPLORER (Швейцария)	Сплошной металлический цилиндр весом 2300 кг, длиной 3 м и диаметром 60 см. Цилиндр охлаждается при температуре жидкого гелия (4,2 К) и работает при температуре 2 К [19]
	AURIGA (Италия)	Одно зеркало интерферометрической системы Фабри — Перо устанавливается на теле детектора, второе — на пробной массе смещения [20]
	ОГРАН (Россия)	Зеркала интерферометрической системы Фабри — Перо закреплены на противоположных торцах детектора, изготовленного в виде цилиндрического тела [21]
	NIOBE (Австралия)	1,5-тонный монолитный брусок ниобия, находящийся в температурной и вибрационной изоляции [22]
	ALLEGRO (США)	Криогенный резонансно-массовый детектор со сверхпроводящим индуктивным преобразователем и усилителем SQUID [23]
Торсионный детектор	АТРОПАТЕНА-1 (Азербайджан)	Торсионный детектор сверхдлинных гравитационных волн [24]

Основным недостатком наземных ГВА является наличие значительных помех, вызванных воздействиями сейсмического происхождения. Кроме того, в силу ограниченной длины плеч интерферометра используемые в настоящее время и планируемые наземные ГВА могут регистрировать гравитационные волны в частотном диапазоне от 10 до 1000 Гц [25].

Следует отдельно отметить наземные проекты, в которых обнаружение гравитационных волн происходит посредством наблюдения миллисекундных пульсаров с использованием радиотелескопов:

1. NANOGrav (*North American Nanohertz Observatory for Gravitational Waves*): радиотелескопы Green Bank Telescope и Arecibo [26];
2. EPTA (*European Pulsar Timing Array*): радиотелескопы Westerbork Synthesis Radio Telescope, Effelsberg Radio Telescope, Lovell Telescope, Nançay Radio Telescope, Sardinia Radio Telescope [27];
3. Parkes Pulsar Timing Array: Parkes Radio Telescope [28].

Использовать пульсары для детектирования гравитационных волн на очень низкой частоте (порядка  $10^{-9}$  Гц) было предложено в конце 1970-х

М.В. Сажиним [29] и С.Л. Детвейлером [30]. Барицентр Солнечной системы и далёкий пульсар рассматриваются как противоположные концы воображаемого рычага в пространстве. Пульсар выступает в качестве эталонных часов на одном конце рычага, посылая регулярные сигналы, которые регистрируются наблюдателем на Земле. Прохождение гравитационных волн возмущает локальную пространственно-временную метрику и приводит к изменениям в наблюдаемой частоте вращения рассматриваемого пульсара.

Для регистрации гравитационных волн на низкой и средней частоте ( $10^{-7}$ –10 Гц) разрабатываются проекты космических ГВА. Их основная задача заключается в фиксации событий образования чёрных дыр и слияния бинарных систем чёрных дыр.

Космические ГВА лишены вышеперечисленных недостатков наземных ГВА и представляют собой кластер трёх и более космических аппаратов, на каждом из которых размещены одна или две пробные массы (ПМ). Пробные массы являются зеркалами лазерного интерферометрического межспутникового дальномёра.

Привлечение лазерных технологий к решению задач космической геодезии способствовало развитию проектов по детектированию ГВ в космосе. Первое публичное предложение по созданию космической ГВА было представлено на Второй международной конференции по прецизионным измерениям и фундаментальным константам (PMFC-II) 8–12 июня 1981 г. в Гейтерсберге [31]. Было предложено использование технологии лазерной интерферометрии и системы «спутник, свободный от сноса» как основы для космических ГВА.

На сегодняшний день разработано несколько концепций космических ГВА. В таблице 2 представлена сравнительная характеристика основных параметров концепций.

В 1985 году в США был предложен первый проект космической ГВА LAGOS (*Laser Antenna for Gravitational-radiation Observation in Space*) [32], состоящей из трёх КА: один (главный) в центре и два вспомогательных, образующих угол в  $120^\circ$  на главном КА.

В 1993 г. Европейским космическим агентством и НАСА была предложена концепция LISA (*Laser Interferometer Space Antenna*). В 1998 г. были проведены концептуальное исследование проекта [33] и предварительная проработка технических решений [34]. С учётом результатов нескольких работ [35, 36] к началу 2000-х годов был сформирован облик проекта LISA, который состоит из трёх идентичных космических аппаратов, находящихся на гелиоцентрической орбите. Конструктивно система LISA представляет собой треугольную форму, с длиной стороны порядка  $5 \cdot 10^6$  км с тремя одноплечевыми интерферометрами, которые образуют два полунезависимых интерферометра Майкельсона, один из которых повернут на  $60^\circ$ , с одним общим плечом.

Таблица 2

## Сравнительная характеристика проектов космических ГВА

Название проекта	Страна	Год	Параметры орбиты	Длина плеча, км	Кол-во КА	Уровень чувствительности «системы, свободной от сноса», м/с <sup>2</sup> /Гц	Уровень чувствительности межспутниковой интерферометрической системы, м/Гц	Величина искривления метрики пространства (h)	Диапазон, Гц	
									от	до
LAGOS	США	1985	Гелиоцентрическая орбита	1 000 000	3	10 <sup>-15</sup>	10 <sup>-12</sup>	2 · 10 <sup>-21</sup>	10 <sup>-4</sup>	10 <sup>-1</sup>
LISA	США, Европа	1993	Земная гелиоцентрическая орбита*	5 000 000	3	10 <sup>-15</sup>	10 <sup>-11</sup>	4 · 10 <sup>-21</sup>	10 <sup>-4</sup>	1
Super-ASTROD	Китай	1996	Точки Лагранжа L3, L4 и L5 Юпитер — Солнце	1 300 000 000	5	10 <sup>-15</sup>	10 <sup>-9</sup>	2 · 10 <sup>-21</sup>	10 <sup>-7</sup>	10 <sup>-3</sup>
OMEGA	США	1997	Геоцентрическая орбита на высоте 600 000 км	1 000 000	6	10 <sup>-15</sup>	10 <sup>-12</sup>	2 · 10 <sup>-21</sup>	10 <sup>-4</sup>	10 <sup>-1</sup>
DECIGO	Япония	2001	Земная гелиоцентрическая орбита*	1 000	12	10 <sup>-19</sup>	10 <sup>-18</sup>	2 · 10 <sup>-24</sup>	10 <sup>-1</sup>	10
BBO	США	2004	Земная гелиоцентрическая орбита*	50 000	12	10 <sup>-17</sup>	10 <sup>-17</sup>	4 · 10 <sup>-25</sup>	10 <sup>-1</sup>	1
ALIA	США	2004	Земная гелиоцентрическая орбита*	500 000	3	10 <sup>-16</sup>	10 <sup>-13</sup>	4 · 10 <sup>-22</sup>	10 <sup>-4</sup>	1
ASTROD-GW	Китай	2009	Точки Лагранжа L3, L4 и L5 Земля — Солнце	260 000 000	3	10 <sup>-15</sup>	10 <sup>-9</sup>	8 · 10 <sup>-21</sup>	10 <sup>-7</sup>	10 <sup>-2</sup>
eLISA	Европа	2011	Земная гелиоцентрическая орбита*	1 000 000	3	10 <sup>-15</sup>	10 <sup>-11</sup>	2 · 10 <sup>-20</sup>	10 <sup>-4</sup>	10 <sup>-1</sup>
eLISA/ GEOGRAWI	США, Бразилия	2011	Геоцентрическая орбита	73 000	3	10 <sup>-14</sup> –10 <sup>-15</sup>	10 <sup>-11</sup>	3 · 10 <sup>-19</sup>	10 <sup>-4</sup>	10 <sup>-1</sup>
ASTROD-EM	Китай	2011	Точки Лагранжа L3, L4 и L5 Земля — Луна	660 000	3	10 <sup>-15</sup>	10 <sup>-12</sup>	3 · 10 <sup>-21</sup>	10 <sup>-6</sup>	10 <sup>-2</sup>
LAGRANGE	США	2011	Точки Лагранжа L3, L4 и L5 Земля — Луна	660 000	3	10 <sup>-15</sup>	10 <sup>-12</sup>	3 · 10 <sup>-21</sup>	10 <sup>-3</sup>	1
OGO	Германия	2013	Точка Лагранжа L1 Земля — Солнце	1 400	6	10 <sup>-15</sup>	10 <sup>-17</sup>	1 · 10 <sup>-23</sup>	1	10 <sup>3</sup>
TAIP	Китай	2016	Земная гелиоцентрическая орбита*	3 000 000	3	10 <sup>-15</sup>	10 <sup>-12</sup>	7 · 10 <sup>-22</sup>	10 <sup>-4</sup>	1
TIANQIN	Китай	2016	Геоцентрическая орбита на высоте 57 000 км	110 000	3	10 <sup>-15</sup>	10 <sup>-12</sup>	2 · 10 <sup>-20</sup>	10 <sup>-4</sup>	10 <sup>-2</sup>
GADFLI	США	2018	Геоцентрическая орбита	73 000	3	10 <sup>-14</sup> –10 <sup>-16</sup>	10 <sup>-12</sup>	3 · 10 <sup>-20</sup>	10 <sup>-4</sup>	10 <sup>-1</sup>

\*Каждый спутник движется по гелиоцентрической орбите, центр созвездия движется по орбите Земли

В настоящее время LISA является самым перспективным и единственным проектом, который перешёл на стадию тестирования в условиях космоса. На сегодняшний день единственным экспериментом по отработке технологий космического лазерного интерферометра и системы «спутник, свободный от сноса» является проект LISA-Pathfinder (PLISA) [37]. PLISA представлял собой один КА, запущенный 3 декабря 2015 года в точку Лагранжа  $L1$  в системе Земля — Солнце на расстоянии около 1,5 млн км от Земли. Особенностью этой виртуальной точки является уравнивание гравитационного влияния Земли и Солнца, в результате чего космический аппарат находится в равновесии. PLISA представляет собой одно плечо созвездия интерферометров LISA, в котором дистанция между двумя пробными массами уменьшено с 5 млн км до 35 см. Как и в LISA, пробные массы PLISA служат в качестве зеркал интерферометра.

Проведённый эксперимент продемонстрировал:

- возможность реализации лазерной интерферометрии в условиях космоса с чувствительностью  $10^{-12}$  м и лучше;
- возможность обеспечения компенсации возмущающих ускорений полёта пробных масс внутри КА до уровня  $10^{-14}$  м/с<sup>2</sup> и лучше.

Полученные результаты оказались в сто раз лучше, чем при проведении испытаний на Земле. Кроме того, были выполнены подробные исследования паразитного поверхностного заряда на пробных массах [38]. Всё это станет основой при проектировании будущих космических ГВА.

В 1993 году в Японии был предложен проект ASTROD (*Astrodynamical Space Test of Relativity using Optical Devices*) [39]. Изначально проект планировался для отображения гравитационного поля солнечной системы. Однако в 2009 году в Китае было предложено использовать проект для детектирования гравитационных волн с помощью трёх космических аппаратов, находящихся на орбите около точек  $L3$ ,  $L4$  и  $L5$  Лагранжа Солнца и Земли, соответственно, с номинальной длиной плеча 260 млн км. Проект получил название ASTROD-GW [40]. Существует предложение модификации системы в ASTROD-EM, в которой спутники находятся в точках Лагранжа  $L3$ ,  $L4$ ,  $L5$  в системе Земля — Луна [41]. Кроме того, следует упомянуть конфигурацию SUPER-ASTROD с значительным увеличением длины плеча [42].

В 2001 году в Японии был предложен проект DECIGO (*DECI-hertz Interferometer GW Observatory*) для наблюдения гравитационных волн в полосе частот между наземными измерителями и космическими [43]. Космический ГВА DECIGO состоит из четырёх созвездий по три КА в каждом на гелиоцентрической орбите, которые образуют правильный треугольник с длиной стороны 1000 км и являются плечами интерферометра Фабри — Перо. В настоящее время прорабатывается вариант прототипа B-DECIGO для запуска на земную орбиту высотой 2000 км [44]. Похожим проектом

является ВВО (*Big Bang Observer*) [45], который также состоит из 12 КА и был предложен в 2004 году.

В 2004 году в США был предложен проект в качестве продолжения проекта LISA: ALIA (*Advanced Laser Interferometer Antenna*) [46] с максимумом чувствительности в 0,01 Гц для обнаружения чёрных дыр промежуточной массы (IMBH) [47]. По структуре эта система схожа с LISA за исключением некоторых параметров, например, длины плеча [48].

В 2011 году в Европейском космическом агентстве была предложена концепция проекта eLISA, или NGO (*New Gravitational wave Observatory*), в котором используется один главный КА и два вспомогательных. При этом длина плеча интерферометра в 5 раз меньше, чем у LISA, и составляет  $10^6$  км [49].

В 2016 году в Китае был предложен ещё один, подобный LISA, проект TIANQIN. Дорожная карта проекта включает в себя: лазерную локацию по линии Земля — Луна, эксперимент на борту одного КА, выполнение межспутниковой дальномерной связи с использованием двух КА, изготовление и запуск созвездия TIANQIN [50].

В 2008 году была начата разработка Китайской космической миссии по обнаружению ГВ. В 2016 году сформирован проект миссии под названием TAIJI, который был официально поддержан Академией наук Китая. Космическая миссия TAIJI является подобной системе LISA и состоит из трёх спутников на гелиоцентрической орбите [51]. Предполагается трёхступенчатая реализация проекта: наземные испытания, отработка технологий в условиях космоса и непосредственная реализация.

Проект космической лазерной гравитационной антенны LAGRANGE (*Laser Gravitational-wave Antenna at Geo-lunar*) является подобной LISA системой и был предложен в США в 2011 году. Помимо длины плеча интерферометра, существенное отличие заключается в расположении КА — в точках Лагранжа  $L_3$ ,  $L_4$  и  $L_5$  системы Земля — Луна [52].

Одним из новейших вариантов концепций является проект OGO (*Octahedral Gravitational Observatory*), предложенный в 2013 году в Германии. OGO состоит из шести КА, образующих октаэдр: четыре КА в виде квадрата в одной плоскости и по одному КА в вершинах [53]. Существенным отличием от других проектов является выполнение измерений по 24 оптическим линиям, используя систему *displacement-noise free interferometry* [54].

В 1997 году в США была предложена одна из первых космических ГВА на геоцентрической орбите OMEGA (*Orbiting Medium Explorer for Gravitational Astronomy*), которая состоит из трёх пар КА. Каждая пара связана друг с другом и находится в вершине равностороннего треугольника. Это приводит к тому, что система «спутник, свободный от сноса» контролирует положение одной бортовой пробной массы на борту каждого спутника [55, 56].

В 2011 году учёными из США и Бразилии был предложен проект GEOGRAWI (*A Geostationary Gravitational Wave Interferometer*), состоящий из трёх КА на геостационарной орбите Земли [57]. Уменьшение длины плеча и выбор геостационарной орбиты позволят уменьшить стоимость разработки системы. Кроме того, существенным отличием от других систем является использование одной сферической массы на каждом КА. Другим вариантом геостационарной ГВА является подобный LISA проект GADFLI (*Geostationary Antenna for Disturbance-Free Laser Interferometry*) [58].

В части отработки технологий для космических ГВА можно упомянуть проект GRACE-FO, который направлен на определение параметров гравитационного поля Земли. В GRACE-FO используется космический лазерный интерферометр с погрешностью на уровне 50 нм при расстоянии между спутниками в 200 км. Оценка точности интерферометра по выполненным измерениям полностью подтверждает характеристики. Это демонстрирует правильность принятых технических решений и может стать основой интерферометров для космических ГВА.

Выполненный анализ свидетельствует, что на сегодняшний день самыми перспективными проектами являются LISA, DECIGO и TIANQIN. Указанные проекты имеют дорожную карту, существуют источники для их финансирования, изготовлены прототипы некоторых основных элементов. Ориентировочные сроки запуска КА из состава ГВА: LISA — в 2034 г.; TIANQIN — в период 2030–2040 гг.; DECIGO — в период 2025–2030 гг.

На основе проведённого анализа был выявлен наименее охваченный детекторами ГВ частотный диапазон: от 1 до 1000 Гц (рис. 1). 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.

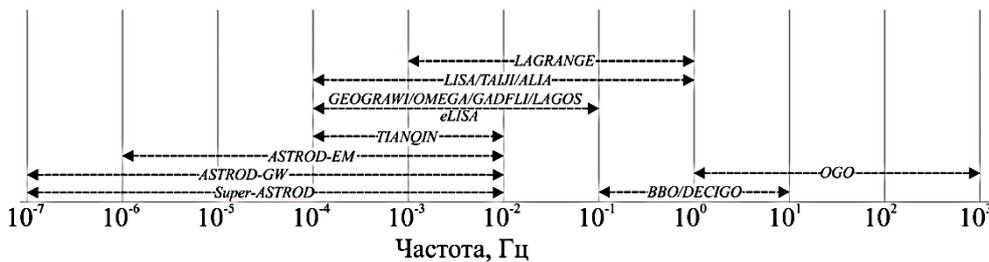


Рис. 1. Частотные поддиапазоны космических ГВ

На основе проведённого анализа можно выделить два основных типа орбит космических ГВА: геоцентрические и гелиоцентрические. Каждая из орбит имеет свои преимущества и недостатки.

Размещение ГВА на гелиоцентрическую орбиту позволит обеспечить перпендикулярное направление солнечного света на плоскость созвездия

ГВА. Это позволит исключить попадание солнечного света на оптику и добиться постоянного освещения солнечных панелей КА. Кроме того, будет осуществляться постоянный нагрев определённой части КА. Значительное удаление КА от космических объектов (от планеты и их спутников) обеспечивает стабильность плеч интерферометра.

В случае геоцентрической орбиты угол между направлением на Солнце и межспутниковой линией будет постоянно меняться. Для обеспечения электропитания бортового оборудования необходимо либо создание специальных поворотных солнечных батарей, либо покрытие корпуса КА солнечными панелями. Кроме того, нагрев всей площади КА будет меняться во времени, что потребует создания специальной системы терморегуляции всего КА. Геоцентрическая орбита является оптимальной для размещения КА из состава разрабатываемой ГВА.

Следует отметить ряд её преимуществ:

- для связи с Землёй требуются меньшие мощности и антенны меньшего размера, поскольку космический аппарат располагается гораздо ближе к Земле;
- отсутствует необходимость разработки специального контура управления КА и приёма сигналов, поскольку они уже созданы для обслуживания существующих околоземных орбитальных группировок;
- для вывода КА на геоцентрические орбиты требуется гораздо меньше топлива и времени;
- имеющийся многолетний опыт и задел в осуществлении запуска искусственных спутников Земли позволит обеспечить надёжность вывода КА на необходимую орбиту, а также снизить стоимость разработки и реализации проекта;

Таким образом, использование геоцентрической орбиты при планировании новых проектов космических ГВА является одним из возможных вариантов развития гравитационно-волновой астрономии.

## **2. Концепция ГВА на орбитах ГЛОНАСС**

### ***2.1. Оценка влияния пространственной конфигурации ГВА на чувствительность детектирования***

Чувствительность ГВА определяется откликом детектора в ответ на искривление пространства с амплитудой  $h$  и общим соотношением сигнал/шум. В детекторе типа интерферометра Майкельсона измеряется разница длин двух плеч или фазовый набег при прохождении ГВ через детектор.

Для волны с частотой  $f_{ГВ}$  при нормальном падении гравитационной волны на детектор с длиной плеч интерферометра  $L$  относительное изменение длины плеч можно записать в виде [59]:

$$\frac{\partial L}{L} = h \cdot \sin\left(\frac{2\pi L f_{\text{ГВ}}}{c}\right). \quad (1)$$

В произвольный момент времени угол падения гравитационной волны на плоскость детектора зависит от положения источника и текущей ориентации ГВА, которая постоянно меняется во время движения на орбите Земли.

Для реализации схемы интерферометра Майкельсона в комической ГВА необходимы как минимум 3 пробные массы (3 КА) в составе одного детектора. Диаграмма направленности космической ГВА изменяется, анализ амплитуды сигнала при известной ориентации спутников позволит оценить положение источника ГВ. Увеличить точность определения местоположения источника ГВ можно с использованием нескольких детекторов путём измерения задержки одной и той же гравитационной волны на разнесённых детекторах ГВА. Именно такой принцип используется в наземном детекторе LIGO, который состоит из двух детекторов схожей геометрии (в Ливингстоне и в Хэнфорде) на удалении 3002 км. Пример оценки местоположения ГВ, зарегистрированной на 14/09/2015, приведён на рис. 2.

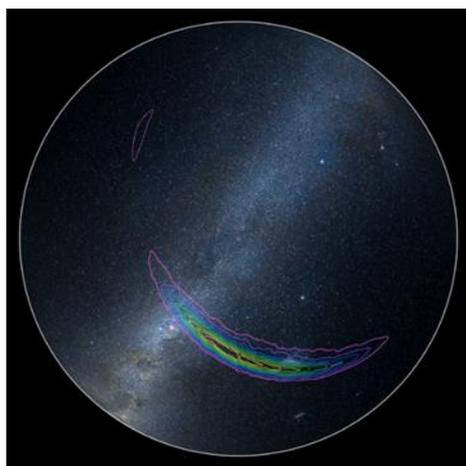


Рис. 2. Оценка местоположения гравитационного события, зарегистрированного детекторами LIGO 14/09/2015 (область внутри пурпурной линии соответствует 90% вероятности, жёлтой — 10%)

Существуют три случая взаимной ориентации гравитационной волны и детектора: детектор обладает максимальной чувствительностью (волна падает нормально плоскости детектора), минимальной чувствительностью (источник находится в той же плоскости, что и детектор) и случай произвольного падения. Крайние случаи можно отбросить, так как антенна непрерывно движется и меняет свою ориентацию, кроме того, при использовании двух и более детекторов на разных орбитах минимальный отклик на всём времени наблюдения ГВ маловероятен.

Ещё одним фактором, определяющим чувствительность детектора, является поляризация ГВ и её ориентация относительно плеч детектора. Гравитационная волна может иметь два состояния поляризации: линейную  $h_+$  и круговую  $h_\times$ , искажение пространства при прохождении волны показано на рис. 3.

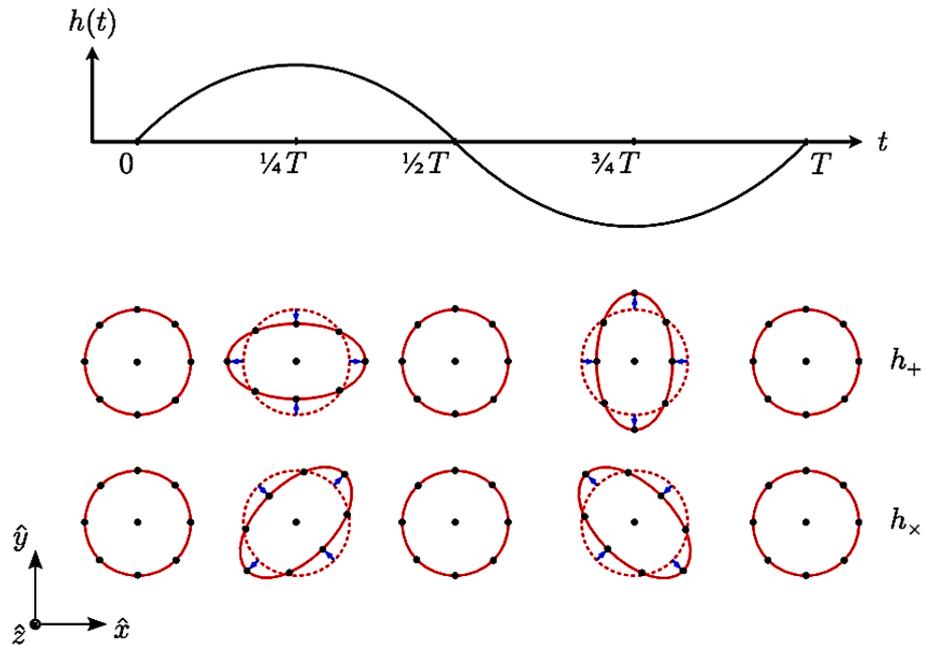


Рис. 3. Иллюстрация поляризаций  $h_+$  и  $h_\times$  гравитационных волн

Как видно из рис. 3, существуют два вида поляризации ГВ —  $h_+$  и  $h_\times$ . В случае, когда отклик двухплечевого детектора типа интерферометра Майкельсона максимален для  $h_+$  поляризации ГВ, он минимален для  $h_\times$  и наоборот. Далее будет рассмотрена пространственная конфигурация космической ГВА, которая будет иметь одинаковый отклик для ГВ с  $h_+$  и  $h_\times$  поляризациями.

Таким образом, схема пространственной конфигурации спутников ГВА — их количество, расстояние между ними, ориентация линии «спутник — спутник» — определяет чувствительность и точность определения направления на источник ГВ.

## 2.2. Особенности пространственной конфигурации ГВА на орбитах ГЛОНАСС

Впервые идея размещения космической ГВА на геоцентрической орбите ГЛОНАСС Земли была предложена в работе [60] под названием SOIGA (*Space Optical Interferometric Gravitation Antenna*).

Основой системы ГЛОНАСС являются 24 навигационные КА (НКА), движущиеся над поверхностью Земли в трёх идентичных орбитальных плоскостях с наклоном  $64,8^\circ$ , высотой орбит 19 100 км и периодом обращения 11 часов 15 минут [61]. Орбитальные плоскости разнесены по долготе восходящего узла на  $120^\circ$ . В каждой орбитальной плоскости размещаются по 8 НКА с равномерным сдвигом по аргументу широты  $45^\circ$ . Кроме того, НКА из разных плоскостей сдвинуты относительно друг друга по аргументу широты на  $15^\circ$ .

Основные преимущества выбора орбиты ГЛОНАСС для создания ГВА состоят в следующем:

1. Орбитальное положение спутников ГЛОНАСС достаточно стабильно, поскольку их орбиты не имеют резонанса (синхронности) с вращением Земли.
2. В системе накоплен значительный опыт по следующим направлениям:
  - в части проведения высокоточных радиотехнических и лазерных траекторных измерений по линии «Земля — спутник» и «спутник — спутник»;
  - в части эксплуатации сверхвысокостабильных бортовых атомных спутниковых часов с относительной стабильностью  $10^{-14}$ , 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 в обслуживании.

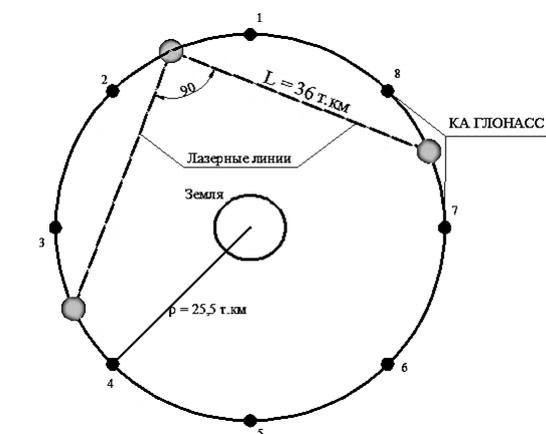
Этот задел будет способствовать существенному сокращению сроков проектирования и стоимости создания ГВА.

По сравнению с другими космическими проектами с удалёнными спутниками (LISA, DECIGO, TIANQIN и др.) следует отметить, что в SOIGA существенно меньше влияние ближайших небесных тел (Солнца, Луны, Юпитера, крупных астероидов) на орбиту КА ГВА. Дело в том, что в ГВ с удалёнными от Земли спутниками это приводит к значительному изменению длин сторон интерферометров, к изменению углов треугольника в созвездии КА антенны, а также к появлению значительного доплеровского сдвига частот в измерительной лазерной линии КА — КА. В проекте SOIGA эти цифры существенно меньше.

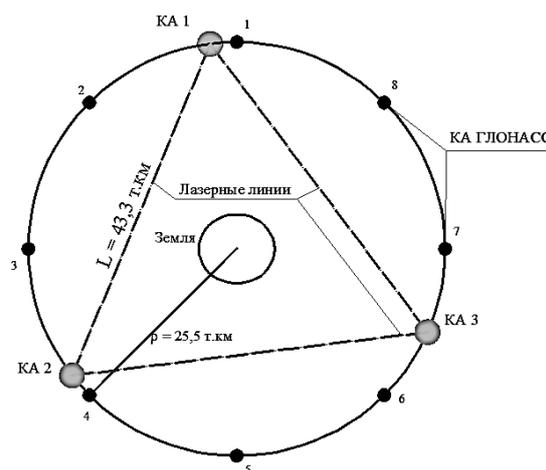
В работе [60] рассматриваются два варианта орбитальной конфигурации ГВА SOIGA:

1. Ортогональная (рис. 4а) — плечи ортогональны друг другу, обеспечивая максимальную чувствительность ГВА. Длина плеч составляет около 36 тыс. км. Третья лазерная линия связи невозможна, поскольку она пересекает Землю.
2. Треугольная (рис. 4б) — космические аппараты антенны располагаются в вершинах равностороннего треугольника, вписанного в круговую орбиту, обеспечивая организацию третьей лазерной измерительной линии

между КА антенны. Угол между плечами интерферометра составляет  $60^\circ$ , длина базы — 43,3 тыс. км.



а) Ортогональная



б) Равносторонний треугольник

Рис. 4. Схемы размещения КА, предложенные в концепции SOIGA

Расположение спутников на орбите ГЛОНАСС позволит уменьшить вариацию расстояния и скорости между аппаратами из состава ГВА по сравнению с другими проектами (LISA, LAGRANGE, TIANQIN).

Так, в LAGRANGE вариация скорости между спутниками может достигать 50–100 м/с, в LISA — 15 м/с. Для орбиты ГЛОНАСС вариация расстояния между КА, рассчитанная с использованием данных эфемерид спутников ГЛОНАСС, представлена на рис. 5 и составляет всего 5–6 м/с, а сдвиг — 10 мГц.

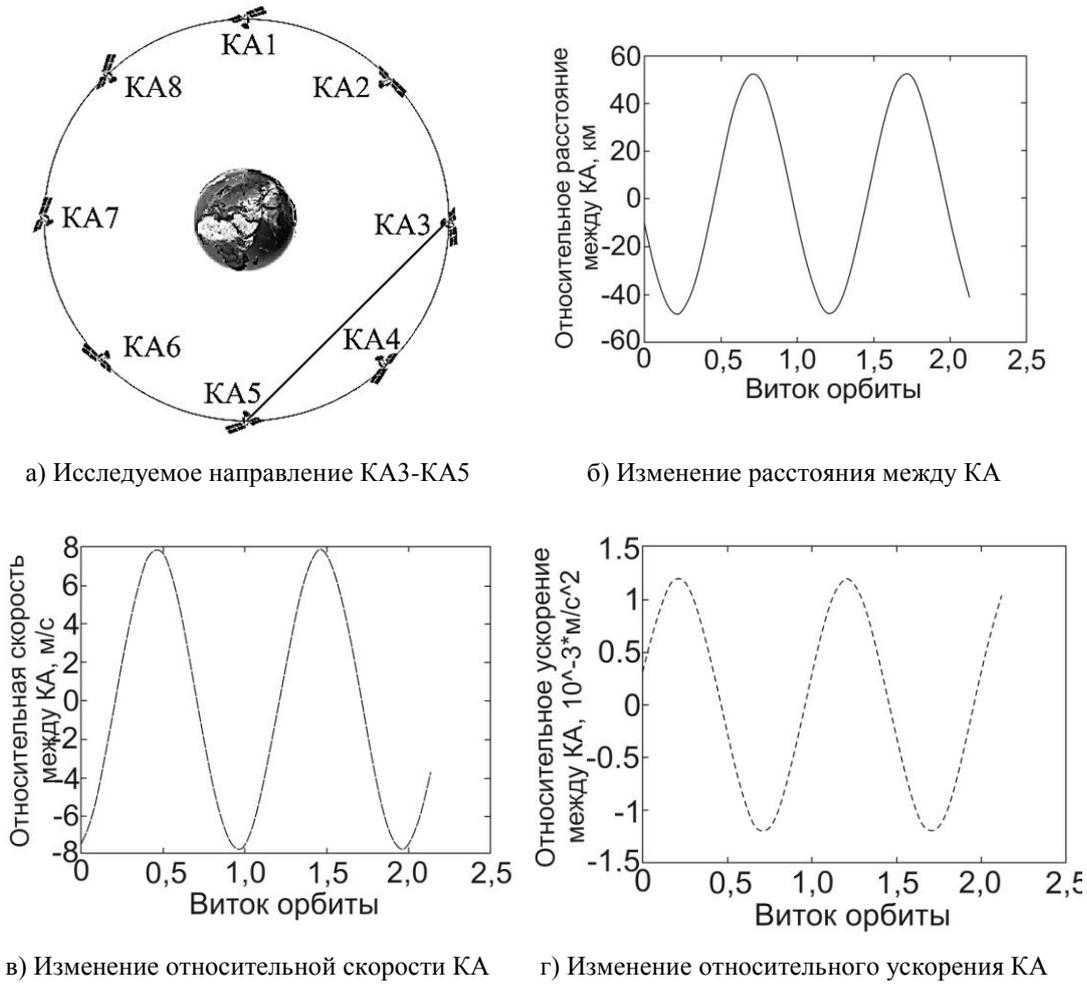


Рис. 5. Характеристики стабильности орбит ГЛОНАСС

Предложенные варианты орбитальной конфигурации SOIGA имеют ряд ограничений, в частности:

1. В двухплечевой схеме и в схеме «Равносторонний треугольник» при направлении движения ГВ по биссектрисе угла между плечами чувствительность ГВА падает до нуля.

2. Схема «Равносторонний треугольник» даже при падении волны перпендикулярно плоскости орбиты неоптимальна, так как углы между плечами отличаются от  $90^\circ$ .

3. В обеих конфигурациях интерферометры расположены только в одной плоскости. При этом возможности создания пространственной ГВА с использованием двух плоскостей орбит ГЛОНАСС не используются.

Для исключения вышеперечисленных недостатков проекта SOIGA предлагается усовершенствованная концепция ГВА — SOIGA-2. Этот вариант ГВА также использует орбиты спутников ГЛОНАСС, однако в отличие от SOIGA предлагаются другие варианты размещения спутников:

1. Конфигурация «Квадрат» в плоскости одной орбиты (вариант 1).
2. Конфигурация «Октагон», представляющая из себя две конфигурации «Квадрат» в одной плоскости орбиты, повернутые по углу на  $45^\circ$  (вариант 2).
3. Конфигурация «Квадрат-2», при которой на всех орбитальных плоскостях размещаются КА по конфигурации «Квадрат» (вариант 3).
4. Конфигурация «Квадрат-3», при которой на всех орбитальных плоскостях размещаются КА по конфигурации «Квадрат» (вариант 4).

В конфигурации «Квадрат» четыре КА (КА1, КА3, КА5, КА7) размещаются в плоскости одной орбиты в вершинах квадрата (рис. 6). В центре рис. 6 показано распределение сил, возникающих вследствие воздействия ГВ на КА при её прохождении перпендикулярно плоскости рисунка. При этих условиях расстояние между КА1 и КА7, КА5 и КА3 увеличивается, а между КА7 и КА5, КА1 и КА3 — уменьшается. Например, изменение положения КА1 вдоль межспутниковой линии КА1–КА7 составит  $+0,5\Delta L_{17}$ , а вдоль межспутниковой линии КА1–КА3 составит  $-0,5\Delta L_{13}$ . Для других спутников отклонения по величине аналогичны, знак отклонения ясен из рис. 6.

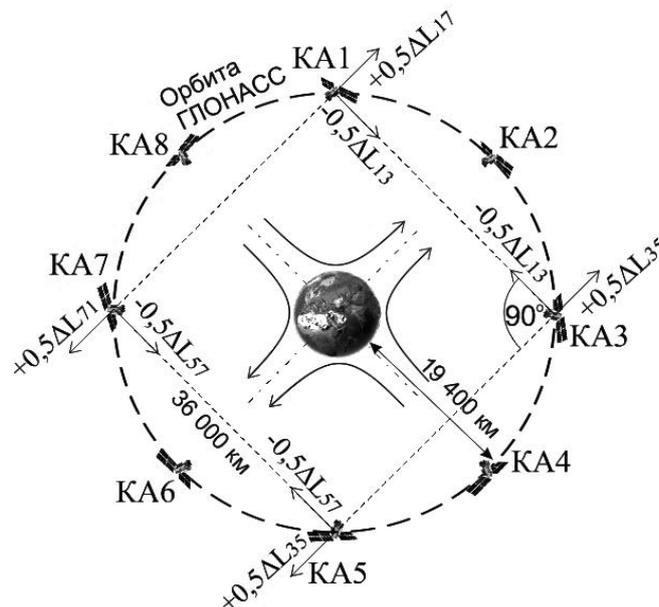


Рис. 6. Конфигурация ГВА «Квадрат»

Расстояние между спутниками составляет, как и в ортогональной схеме, 36 000 км. В схеме размещения КА ГВА «Квадрат» количество спутников увеличено до 4 (по сравнению с рассмотренными ранее конфигурациями на рис. 4). Количество межспутниковых линий увеличено до 4, что позволяет существенно повысить точность измерения межспутниковых расстояний. Угол между плечами межспутникового интерферометра составляет  $90^\circ$ , что максимизирует отклик детектора, кроме того, оптические межспутниковые линии не проходят через ионосферу Земли.

Диаграмма направленности конфигурации «Квадрат» аналогична ортогональной конфигурации (рис. 7). Отличие заключается в максимальной чувствительности, которая повышается за счёт одновременного использования сразу четырёх межспутниковых интерферометров.

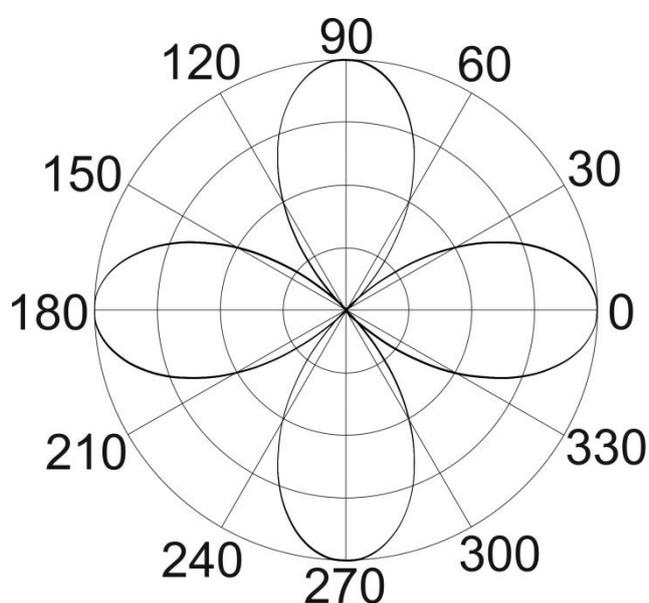


Рис. 7. Диаграмма направленности конфигурации «Квадрат» для случая нормально падающей на детектор ГВ

В данной конфигурации возможна реализация четырёх лазерных интерферометров, работающих одновременно с центрами в КА1, КА3, КА5 и КА7. Каждый интерферометр использует два ортогональных плеча, замыкающихся на него. Поэтому одновременно фиксируются 4 разности приращений длин плеч, соответствующих центру каждого КА:  $\Delta L_1, \Delta L_3, \Delta L_5, \Delta L_7$ , причём:

$$\Delta L_1 = \Delta L_{17} - (-\Delta L_{13}) = 2\Delta L_{17}, \quad (2)$$

где  $\Delta L_{17}$  — удлинение плеч интерферометра (из-за разбегания КА7 и КА1);  $\Delta L_{13}$  — сжатие плеч интерферометра (из-за сближения КА3 и КА1).

Аналогично получают изменения длин плеч других интерферометров:

$$\Delta L_3 = \Delta L_{53} - (-\Delta L_{13}) = 2\Delta L_{53}; \quad (3)$$

$$\Delta L_5 = \Delta L_{53} - (-\Delta L_{75}) = 2\Delta L_{53}; \quad (4)$$

$$\Delta L_7 = \Delta L_{17} - (-\Delta L_{75}) = 2\Delta L_{17}. \quad (5)$$

Учитывая далее, что длины плеч одинаковы, в результате суммирования всех измерений получим:

$$\Delta L_{\Sigma} = \sum_{i=1,3,5,7} \Delta L_i = 8\Delta L_{17} = 4(\Delta L_1). \quad (6)$$

Таким образом, при суммировании результатов всех измерений результирующее смещение увеличивается в 4 раза. Это эквивалентно увеличению длины плеча интерферометра типа «Квадрат» в 4 раза: с 36 тыс. до 144 тыс. км.

Одним из недостатков схемы интерферометра «Квадрат» является нулевой сигнал на выходе, если волна распространяется в плоскости рисунка вдоль или перпендикулярно медиане угла между плечами.

Проблема решается при использовании варианта ГВА «Октагон» (рис. 8). Конфигурация «Октагон» состоит из двух группировок КА «Квадрат», развёрнутых по углу друг относительно друга на  $45^\circ$ . Такая конфигурация позволяет получить одинаковый отклик детектора на ГВ с поляризацией  $h_+$  и  $h_\times$ .

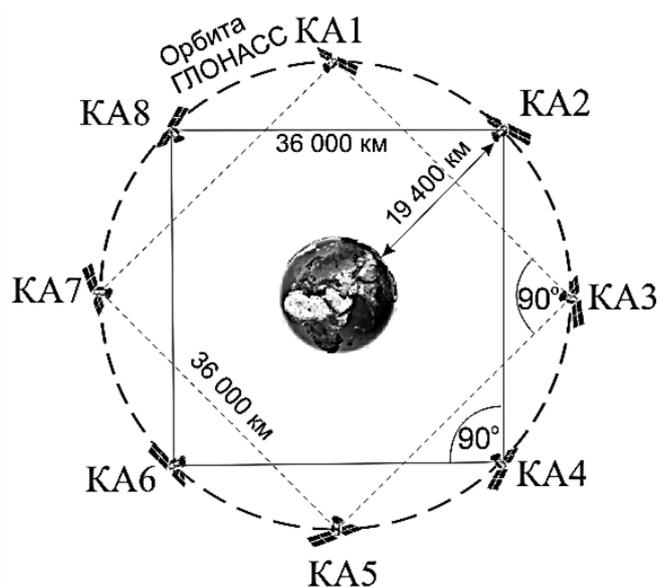


Рис. 8. Конфигурация «Октагон»

Конфигурацией ГВА, объединяющей возможности наблюдения ГВ с поляризацией  $h_+$  и  $h_\times$ , является конфигурация «Квадрат-3». В этом случае на всех трёх плоскостях орбиты ГЛОНАСС установлены ГВА «Квадрат».

При этом, в силу особенностей орбиты, углы абсолютной аномалии КА всех орбит отличаются на  $45^\circ$ , что и необходимо для реализации режима одновременного приёма волн с поляризациями  $h_+$  и  $h_\times$  (рис. 9).

На рис. 9а, б, в показано размещение ГВА «Квадрат» на всех трёх орбитах со сдвигом  $45^\circ$  по углу. На рис. 8г показано размещение всех трёх орбит КА в ракурсе наблюдения с геостационарной орбиты. Видно, что предлагаемая трёхорбитальная ГВА способна эффективно наблюдать все направления в пространстве. Сравнительная характеристика всех трёх вариантов приведена в таблице 3.

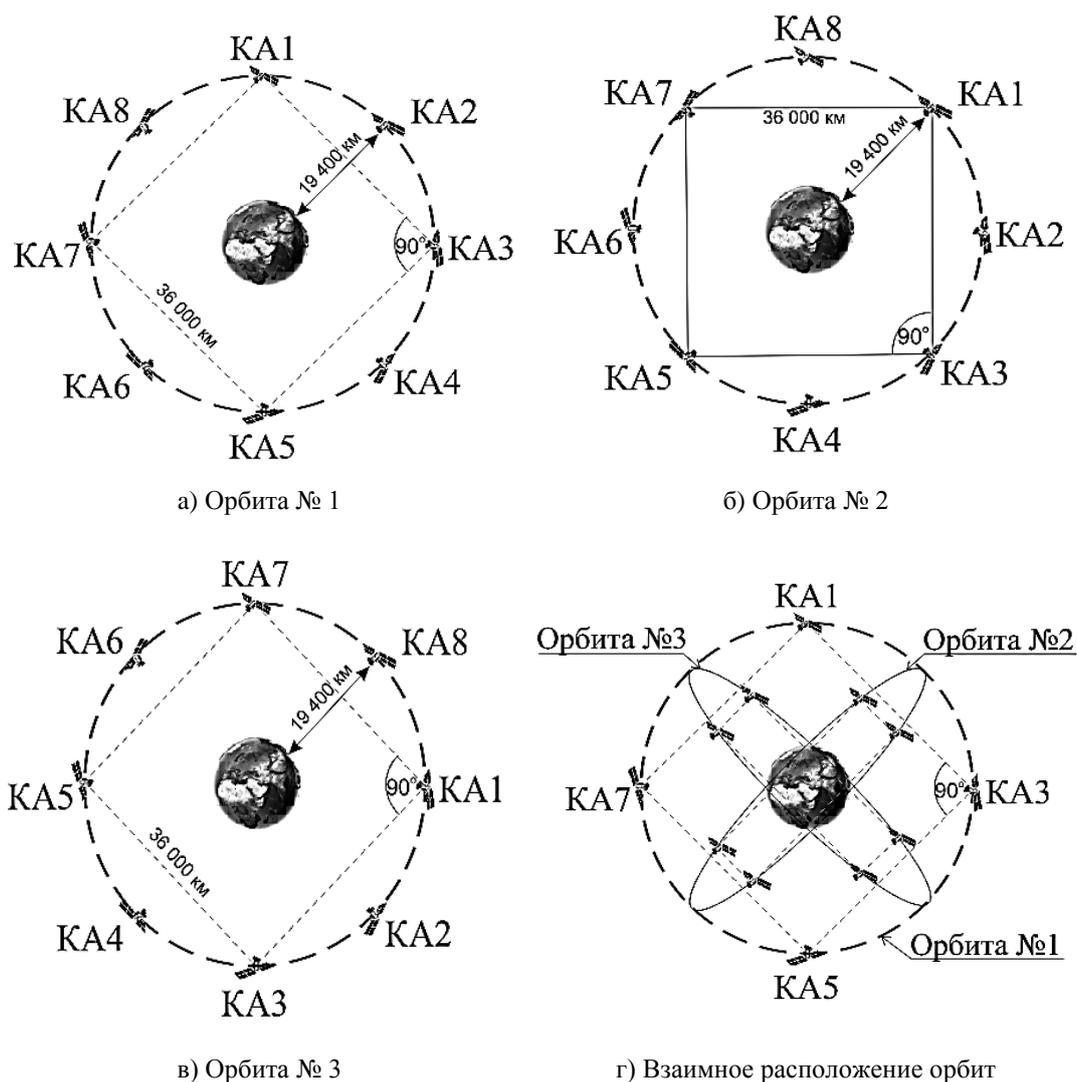


Рис. 9. Конфигурация ГВА «Квадрат-3»

Сравнительные параметры конфигураций КА  
проекта космической ГВА SOIGA-2

Параметр	Конфигурация				
	«Ортогональная»	«Квадрат»	«Октагон»	«Квадрат-2»	«Квадрат-3»
Количество используемых КА	3	4	8	8	12
Количество плоскостей орбит	1	1	1	2	3
Физическая длина плеча интерферометра, км	36 000				
Эквивалентная длина плеча, км	36 000	144 000			
Основные преимущества	Схема детектора отработана в наземных ГВА	Увеличение эквивалентной длины плеча интерферометра ГВА в 2 раза	Детектор одинаково чувствителен и к линейной, и к круговой поляризации	Увеличена точность определения местоположения источника ГВ	Увеличена точность определения местоположения источника ГВ
Погрешность определения относительного расстояния между КА, м	$10^{-12}$ м/ $\sqrt{\text{Гц}}$	$\frac{1}{2} 10^{-12}$ м/ $\sqrt{\text{Гц}}$			

Как следует из таблицы 3, самой простой и дешёвой в реализации является ортогональная конфигурация ГВА. Однако варианты размещения КА «Квадрат» и «Октагон», «Квадрат-2», «Квадрат-3» дают выигрыш в чувствительности (так как эффективная длина плеч увеличивается в 4 раза).

Конфигурация «Октагон» по сравнению с «Квадрат» позволяет улучшить чувствительность антенны при регистрации ГВ произвольной поляризации и улучшить точность определения местоположения её источника.

Конфигурации «Квадрат-2» и «Квадрат-3» за счёт использования нескольких орбит одновременно позволяют не только детектировать ГВ произвольной поляризации, но и значительно повысить точность определения местоположения источника ГВ.

В качестве основной конфигурации в проекте SOIGA-2 предлагается конфигурация «Квадрат-3», позволяющая достичь наилучших характеристик в части чувствительности и точности определения местоположения источника ГВ.

Разворачивать группировку спутников «Квадрат-3» предлагается в 6 этапов.

1. На орбиту выводится один КА, на котором проверяется работоспособность бортового интерферометра и системы «спутника, свободного от сноса».
2. На ту же орбиту выводится второй КА, и проверяется работоспособность межспутникового интерферометра.
3. На ту же орбиту выводится третий КА, и проверяется работоспособность ортогональной конфигурации.
4. На орбиту выводится 4-й космический аппарат, и проверяется работоспособность конфигурации «Квадрат».
5. Выводятся 4 КА на 2-ю орбиту ГЛОНАСС.
6. Выводятся 4 КА на 3-ю орбиту ГЛОНАСС.

### 2.3. Возможные источники гравитационных волн, регистрируемые ГВА SOIGA-2

Основные источники гравитационных волн — системы двойных звёзд и массивные/сверхмассивные чёрные дыры, предположительно находящиеся в центре галактик. Так как массы типичных двойных звёзд довольно малы (несколько солнечных масс), то они могут быть детектированы только в пределах нашей галактики. Частотные характеристики систем с равными массами на квазикруговых орбитах показаны на рис. 10 [62].

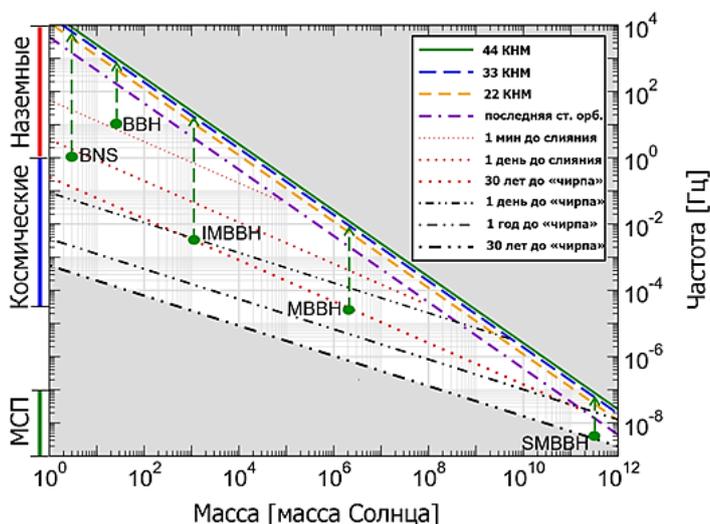


Рис. 10. Массо-частотная диаграмма компактных бинарных систем с равными массами

В частотном диапазоне от 1 до 100 нГц гравитационные волны предполагается детектировать МСП (массивом синхронизации пульсаров), от  $10^{-7}$  до 1 Гц — космическими детекторами ГВ, от 1 до 10 000 Гц — наземными детекторами ГВ.

На графике пунктирными линиями показаны частоты, которые говорят о предстоящем слиянии бинарных систем через 1 мин, 1 день и 3 года. Штрихпунктирными линиями отмечены частоты, показывающие эволюцию бинарных систем. Если бинарная система с равными массами находится выше этой линии, то теоретически возможно измерить их «чирп», массу и светимость после 30 лет (1 года, 1 дня) наблюдений, если они ниже, то эти величины нельзя будет оценить даже после 30 лет (1 года, 1 дня соответственно) измерений.

Во время финальных стадий эволюции бинарных систем звезды более не могут оставаться на стабильных орбитах. Они стремятся к слиянию, когда орбитальная частота системы больше определённого значения, которое называется последней стабильной орбитой.

Результатом слияния почти для всех случаев бинарных систем (кроме систем нейтронных звёзд со сверхнизкими массами) является сильно деформированная чёрная дыра, которая стремится к состоянию покоя Керра, испуская характерный спектр затухающих синусоидальных ГВ — квазинормальных мод (КНМ). Комплексные частоты КНМ зависят прежде всего от массы и спина результирующей чёрной дыры. Рис. 10 показывает, что для чёрной дыры без спина моды 22 КНМ и две высшие моды 33 КНМ и 44 КНМ несут значительную часть энергии. Хотя чёрные дыры могут излучать бесконечные последовательности мод высших частот, численное моделирование показывает, что моды выше 4 не переносят хоть сколько-нибудь значимой энергии [62].

Компактные бинарные системы представлены большим диапазоном масс и отношением масс в системе, на рис. 11 представлены лишь примеры для систем равных масс без спина. К примеру, бинарные системы, состоящие из двух нейтронных звёзд (BNS) с массой 3 С.М., будут видны в частотном диапазоне выше 10 Гц на детекторе LIGO около 15 мин и несколько дней в частотном диапазоне выше 1 Гц на ТЭ (телескоп Эйнштейна). Системы из двух чёрных дыр массой 20 С.М. (BBH) будут видны почти 40 с детектором LIGO в диапазоне частот от 10 Гц и 5 часов в диапазоне от 1 Гц на ТЭ. Системы из двух чёрных дыр средней массой  $10^3$  С.М. (IMBBH) будут иметь «чирп» на частоте более 3 мГц в течение дня, слияние будет длиться 3 года, захватывая диапазон как наземных, так и космических детекторов. Системы из двух массивных чёрных дыр массой  $2 \cdot 10^6$  С.М. (MVBH) будут иметь «чирп» на частоте в течение года, при этом слияние будет длиться 3 года на частоте от 30 мкГц. И наконец, системы из двух сверхмассивных чёрных дыр массой  $3 \cdot 10^{11}$  С.М. (MVBH) будут в зоне видимости МСП в состоянии «чирпа» 30 лет, и 100 лет займёт их слияние.

Согласно концепции проекта LISA, основными источниками ГВ в пределах галактики могут служить пары белых карликов, пары нейтронных звёзд, двойные чёрные дыры (массами 5–20 солнечных). Самыми многочисленными источниками гравитационных волн в нашей галактике являются двойные белые карлики, которые наземный детектор LIGO не может детектировать, так как их частоты менее 1 мГц [63].

Для LISA также важной целью является изучение формирования, роста, плотности и окружения сверхмассивных чёрных дыр [64]. Также космические ГВА позволят исследовать чёрные дыры с массами в диапазоне от  $10^6$  до  $10^9$  солнечных масс.

Параметры коллапсирующих бинарных систем, а именно их массы, на данный момент определяются из следующего выражения, полученного в ньютоновском приближении на основе наблюдаемой частоты сигналов [65, 66].

$$\left(\frac{m_1 m_2}{m_1 + m_2}\right)^{\frac{1}{5}} = \frac{c^3}{G} \left(\frac{5}{96} \pi^{\frac{3}{8}} f^{-\frac{11}{3}} \frac{df}{dt}\right)^{\frac{3}{5}}, \quad (7)$$

где  $m_1, m_2$  — массы сливающихся чёрных дыр;  $G$  — гравитационная постоянная;  $c$  — скорость света;  $f(t)$  — частота вращения масс чёрных дыр вокруг общего центра инерции.

При решении уравнения (7) относительно частоты получаем соотношение [67]:

$$\frac{96\pi^{\frac{8}{3}} GM}{5 c^3} (t_2 - t_1) = \frac{3}{8} (f^{\frac{8}{3}}(t_1) - f^{\frac{8}{3}}(t_2)), \quad (8)$$

где  $t_1, t_2$  — моменты времени, в которые измеряется значение частоты  $f(t_2)$ ,  $f(t_1)$ ,  $M \equiv ((m_1 m_2)^3 / (m_1 + m_2))^{\frac{1}{5}}$ .

Другой способ определения наиболее вероятных значений масс бинарной коллапсирующей системы предлагается в работе В.И. Пустовойта [67] — значение наибольшей частоты гравитационного излучения не требуется. Стоит отметить, что наибольшее значение частоты соответствует моменту времени непосредственно перед коллапсом бинарной системы, когда значения скоростей сливающихся чёрных дыр становятся сравнимы со скоростью света (скорость может достигать значения 0,4–0,5 скорости света [68]) и релятивистские поправки становятся весьма существенными. Таким образом, интервал времени от начала измерений  $t_1$  до момента времени, когда происходит  $t_2$ , можно определить из соотношения:

$$\Delta t = \frac{5c^2}{256G^3 m_1 m_2 (m_1 + m_2)} (r^4(t_1) - r^4(t_2)), \quad (9)$$

где  $r(t)$  — радиус орбиты;  $\Delta t \equiv t_2 - t_1$ .

Считая, что  $r(t_1) \gg r(t_2)$  можно записать формулу (9) в более простом виде [67]:

$$\Delta t = \frac{5c^2(m_1 + m_2)^{\frac{1}{3}}}{256G^{\frac{5}{8}}m_1m_2\omega^{\frac{3}{8}}(t_1)}, \quad (10)$$

где  $\omega(t_1)$  — минимальное значение частоты вращения чёрных дыр, равное половине частоты сигнала, регистрируемое детектором.

На рис. 11 показано удаление объектов, детектируемых LISA, как функция общей массы системы без спина для нескольких соотношений масс  $q \geq 1$ . Слияния бинарных систем массой от 50 до 2000 С.М. могут быть зарегистрированы при величине красного смещения от 0,3 до 1,4 (от  $5 \cdot 10^2$  до  $2 \cdot 10^4$  Мпк). В целом комические проекты ГВА могут исследовать динамику и сверхмассивных бинарных систем с массой от  $10^5$  до  $10^7$ , при соотношении сигнал/шум не менее 300 и удалении, соответствующем красному смещению  $\sim 3$ .

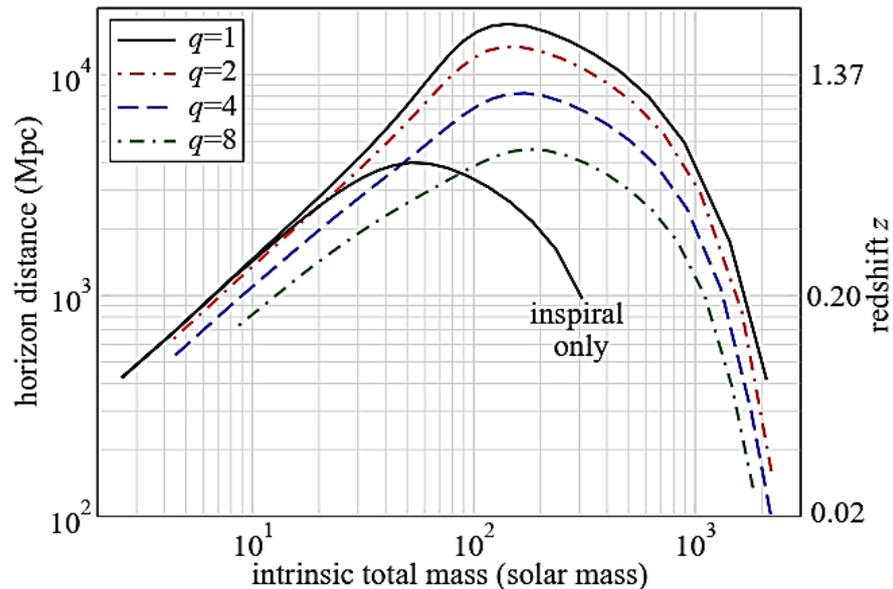


Рис. 11. Удаление объектов, детектируемых LISA, как функция общей массы системы без спина

Как видно из вышеприведённого массо-частотного анализа — частотный диапазон от 0,1 до 10 Гц наиболее интересен, так как он находится на границе проектов наземных и космических детекторов. Реализация проекта в этом диапазоне позволит наблюдать системы двойных звёзд с массой от 1 до  $10^4$  на интервале от 1 дня до 1 мин до слияния.

Для регистрации гравитационных волн на орбите ГЛОНАСС требуется проектная чувствительность к изменению метрики пространства не хуже  $3 \cdot 10^{-19}$ . Частотная зависимость чувствительности различных конфигураций космической антенны SOIGA-2 представлена на рис. 12.

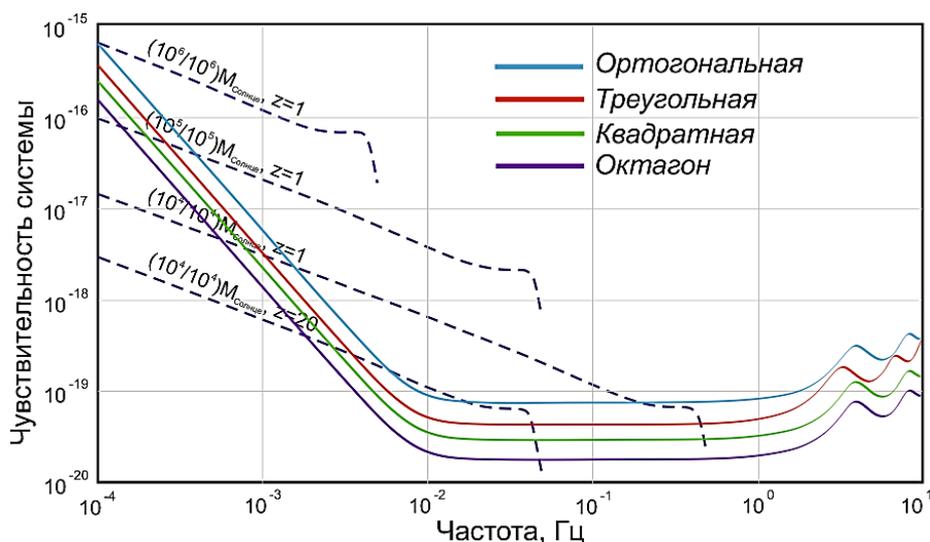


Рис. 12. Проектная чувствительность ГЛОНАСС-ГВА

### 3. Основные узлы космической ГВА SOIGA-2

Во всех проектах космических ГВА, рассмотренных в главе 1, основными элементами каждого КА гравитационной антенны являются высокоразрешающий лазерный интерферометр и бортовая система «спутник, свободный от сноса», которая предназначена для компенсации активных ускорений на пробную массу, вызванных внешними воздействиями негравитационного происхождения. На каждом аппарате размещается один или два «спутника, свободных от сноса», каждый из которых является чувствительным к ГВ элементом в соответствующем плече интерферометра. При этом предъявляется жёсткое требование к погрешности компенсации активных ускорений пробной массы — не более  $0,5 \cdot 10^{-15} \text{ м/с}^2$ .

#### 3.1. Особенности принципов построения бортовой интерферометрической системы SOIGA-2

Ключевым элементом гравитационной космической антенны является лазерный интерферометр, с помощью которого измеряется вариация расстояния между пробными массами, размещёнными на космических аппаратах. В проектах LISA, TIANQIN, LAGRANGE предлагается использовать интерферометр Майкельсона [69–71]. В проекте DECIGO предлагается использо-

вать интерферометр Фабри — Перо [72], в проекте SAGE — интерферометр Саньяка [73]. Основное преимущество интерферометра Фабри — Перо — увеличение эффективной длины плеч ГВА, таким образом, его использование целесообразно для проектов с малым расстоянием между КА (для регистрации ГВ в частотном диапазоне, требующем большего межспутникового расстояния). Недостатком является сложность его реализации в космосе из-за угловых флуктуаций оптических осей КА. Основные достоинства интерферометра Саньяка заключаются в отсутствии пробной массы и высокой чувствительности к ГВ круговой поляризации. В то же время на КА оказывают существенное влияние возмущающие факторы негравитационной природы.

Интерферометр Майкельсона является наиболее подходящим для проекта SOIGA-2. Он позволяет добиться максимального отклика детектора вследствие своей геометрии. Работоспособность такого подхода подтверждена в наземных детекторах LIGO. Также техническая реализация в космосе интерферометра Майкельсона существенно проще Фабри — Перо и Саньяка.

Принцип работы межспутникового интерферометра SOIGA-2 можно описать с помощью следующей схемы, представленной на рис. 13.

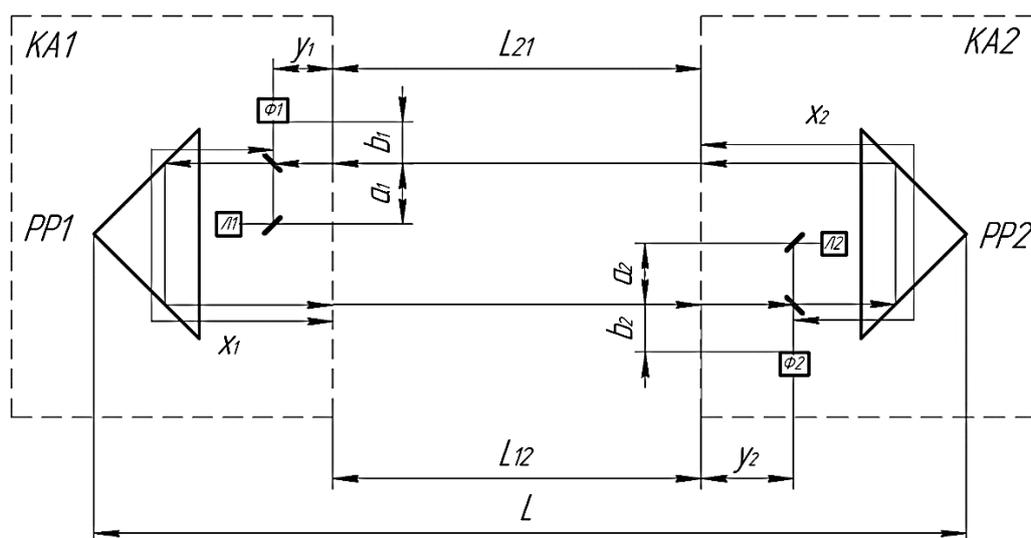


Рис. 13. Функциональная схема работы лазерного межспутникового интерферометра:  
PP — ретрорефлектор; Φ — фотоприёмник; L — лазер

Использование схемы с пассивными отражателями затруднительно на дистанции более 20 000 км, дифракционные потери отражённого излучения можно рассчитать по формуле:  $d^8/(\lambda^4 L^4)$ , где  $L$  — расстояние между спутниковыми аппаратами;  $d$  — апертура приёмопередающей оптической системы;  $\lambda$  — длина волны излучения.

В предлагаемом проекте SOIGA-2 расстояние между космическими аппаратами составляет от 36 тыс. до 144 тыс. км, апертура оптической передающей и приёмной системы — 200 мм, длина волны — 535 нм. При этих параметрах потери для пассивных отражателей составят 11 порядков. Поскольку для детектирования гравитационных волн требуется разрешение при измерении межспутникового расстояния не хуже 0,1 пм, то его можно достичь только при высоком соотношении сигнал/шум, недостижимом при ослаблении излучения на 11 порядков.

Для решения этой проблемы в проекте LISA используется транспондерный принцип, когда на каждом аппарате размещаются приёмник и ретранслятор лазерного излучения. Излучение распространяется во встречных направлениях между спутниками. Оно принимается и излучается через телескопические системы.

Один из спутников считается ведущим, второй — ведомым, у ведомого бортовой источник лазерного излучения подстраивается по фазе относительно фазы принимаемого сигнала от ведущего по сигналу биений с фотодетектора, на который поступают сигналы ведомого и ведущего лазерных источников.

Расстояние  $L$  между спутниками КА1 и КА2 (рис. 13) можно определить из следующего соотношения (считая, что разница в длинах волн ведущего и ведомого лазера пренебрежимо мала):

$$L(t) = \frac{1}{2} [x_1(t) + L_{12}(t) + y_2(t) + L_{21}(t) + x_2(t) + y_1(t) + a_1(t) + a_2(t) + b_1(t) + b_2(t)], \quad (11)$$

где  $L_{12}$ ,  $L_{21}$  — расстояния между спутниками;  $x_1$ ,  $x_2$ ,  $y_1$ ,  $y_2$  — расстояния между оптическими приёмопередающими системами и светоделителями;  $a_1$ ,  $a_2$ ,  $b_1$ ,  $b_2$  — расстояния между светоделителями и фотоприёмниками.

Оптические компоненты на каждом из аппаратов размещаются жёстко на бортовой оптической скамье (рис. 14).

Схема работает следующим образом. Лазер формирует оптический сигнал, который подаётся на светоделительную пластинку, часть ответвляется на УЧПЛ (устройство частотной привязки лазера), которое стабилизирует излучение по высокостабильному стандарту частоты и резонатору Фабри — Перо, кроме того, вносит сдвиг частоты, корректирующий доплеровский сдвиг частоты.

Основная часть оптического сигнала подаётся на ЭОМ, который осуществляет фазовую подстройку. После ЭОМ оптическое излучение попадает на СЗ, которое управляет угловой ориентацией пучков. Далее оптическое излучение с помощью ППО (телескопа) передаётся на удалённый КА. В качестве ППО предлагается использовать телескоп, работающий по схеме Шмидта — Кассегрена с диаметром 300 мм, изготовленным для минимизации тепловых шумов из ULE стекла.

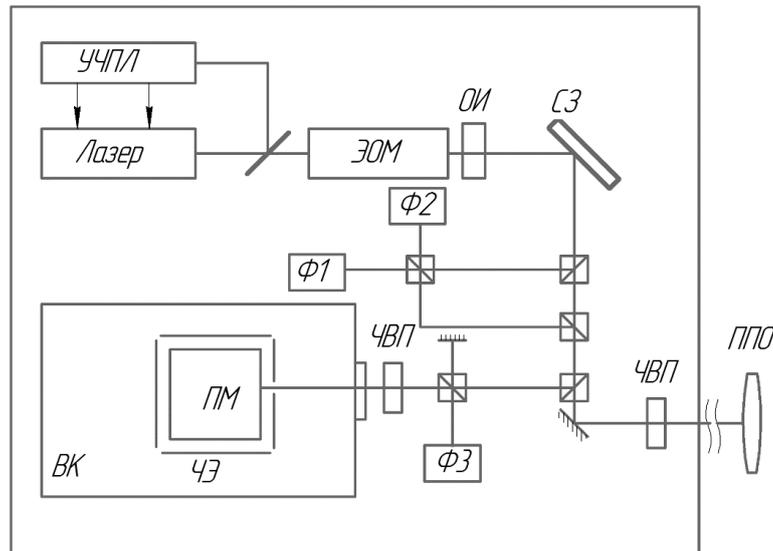


Рис. 14. Структурная схема оптической скамьи межспутникового интерферометра: УЧПЛ — устройство частотной привязки лазера; ЭОМ — электрооптический модулятор света; ОИ — оптический изолятор; СЗ — сканирующее зеркало; Ф — фотоприёмник; ЧВП — четвертьволновая пластинка; ПМ — пробная масса; ППО — приёмопередающая оптическая система; ЧЭ — чувствительные электроды; ВК — вакуумная камера

До телескопа установлены ответвители, которые часть мощности оптического излучения подают на фотоприёмники Ф1, Ф2. Приёмопередающая система также перенаправляет излучение, полученное с удалённого КА, на фотоприёмники Ф1 и Ф2. Таким образом, сигнал, подаваемый с этих фотодетекторов на фазометр, пропорционален изменению расстояния между космическими аппаратами.

На оптической скамье также располагается вакуумная камера с ПМ и ЧЭ, который выполняет роль системы электростатического удержания. В вакуумной камере имеется оптически прозрачное окно, через которое подаётся излучение от локального лазера на пробную массу. Отражённый сигнал от пробной массы и опорный сигнал поступают на приёмник Ф3, сигнал с которого пропорционален изменению положения пробной массы внутри КА.

Точность измерений лазерного межспутникового интерферометра характеризует уровень шумов при измерении фазы и пропорциональна двухпутевой длине  $L(t)$  (11):

$$\phi(t) = \frac{4\pi\nu}{2c} [x_1(t) + L_{12}(t) + y_2(t) + L_{21}(t) + x_2(t) + y_1(t) + a_1(t) + a_2(t) + b_1(t) + b_2(t)], \quad (12)$$

где  $c$  — скорость света;  $\nu$  — частота оптического излучения.

Так как  $L_{12}$  и  $L_{21} \gg x_1, y_1, x_2, y_2$ , то основной вклад в шумовой бюджет будут вносить нестабильность частоты лазерного источника, нестабильность

мощности лазерного излучения, погрешность фазовой привязки ведомого лазера ведущему, ошибка межспутникового наведения, которые, прежде всего, влияют на  $L_{12}$  и  $L_{21}$ .

Меньший вклад вносят такие составляющие, как тепловой шум, дробовый шум, погрешность частоты опорного генератора.

Для детектирования гравитационных волн с помощью межспутникового интерферометра с длиной плеч не менее 36 000 км требуется общий уровень шума не более 1 пм/ $\sqrt{\text{Гц}}$ . Оценка шумового бюджета интерферометра приведена в таблице 4.

Таблица 4

Источники погрешности лазерного интерферометра

Источник погрешности	Оценка величины шума для частоты 1 Гц (пм/Гц <sup>1/2</sup> )
Нестабильность частоты лазерного источника света	0,1
Погрешность системы ориентации КА	0,09
Нестабильность мощности лазерного источника света	0,07
Остаточный фазовый шум ведомого лазерного источника света	0,05
Термооптический шум	0,01
Нестабильность частоты опорного генератора	0,05
Дробовый шум	0,02

Стоит отметить перспективную технологию уменьшения влияния дробового шума и квантовых флуктуаций потока фотонов, падающих на пробные массы — в наземном детекторе Advanced-LIGO [74] предлагается использовать сжатые состояния света. Так, оценки показывают, что соотношение сигнал/шум на участке, где ограничивающим фактором был дробовый шум, можно улучшить на 2,7 дБ.

### 3.2 Система спутника свободного от сноса

#### 3.2.1. Системы определения положения пробной массы

В настоящее время можно выделить следующие основные методы определения местоположения пробной массы:

- дифференциальный теневой;
- интерферометрический;

- ёмкостный;
- метод «оптических рычагов».

Дифференциальный теневой метод подходит при использовании сферической пробной массы и обладает чувствительностью порядка долей нанометра. Детектор состоит из нескольких дифференциальных пар датчиков, расположенных в конфигурации тетраэдра [75], позволяет определять перемещение в трёх направлениях. Немаловажным преимуществом является возможность размещения пробной массы с большим зазором относительно её корпуса. Большой зазор уменьшает влияние спутника на пробную массу [76].

Интерферометрический метод является самым точным. Он позволяет получить чувствительность перемещения менее  $1 \text{ фм}\sqrt{\text{Гц}}$ . Для реализации необходима разработка специальной системы размещения их вокруг пробной массы. Для определения положения одной пробной массы в трёх плоскостях требуются 6 интерферометров. Такой метод планируется использовать в проекте DECIGO [77].

Ёмкостный метод обладает достаточно высокой точностью и относительно прост в реализации. Плюсом данного метода является также возможность использования одних и тех же электродов как для измерения перемещения пробной массы, так и для её удержания. Именно данный метод применяется в проекте LISA, поскольку позволяет перемещать пробную массу, а совместно с другими методами достичь более высокой точности измерения [78].

Метод «оптических рычагов» основан на отражении лазерного луча пробной массы и измерений его отклонения на квадрантном сегментированном датчике. Датчик представляет собой фотодиод, разделённый на четыре одинаковых сегмента. Перемещение лазерного луча по плоскости такого фотодиода приводит к дисбалансу сигнала на его выходах. На основе обработки сигнала со всех фотоприёмников вычисляется перемещение пробной массы. Для уменьшения помех каждый лазер модулируется своей отличной от других частотой [79].

Основным недостатком метода является низкая чувствительность к линейным перемещениям пробной массы. К достоинствам метода стоит отнести очень высокую чувствительность к углу, что позволяет дополнять другие системы, повышая их точность небольшими затратами, поскольку в целом система на оптических рычагах довольно простая. Эта система, как и другие, требует наличия дополнительной системы позиционирования и снятия заряда с пробной массы.

Сравнительные характеристики рассмотренных методов сведены в таблицу 5.

Во всех методах необходимо снимать заряд с пробной массы. Это достигается путём фотоэлектрического эффекта (фотоэмиссии) при воздействии на пробную массу ультрафиолетовым излучением. Важно учитывать наиболее эффективную длину волны, исходя из покрытия или материала пробной

массы. В более ранних проектах (*Gravity ProbeB* и *LISA-Pathfinder*) применялись ртутные УФ-лампы, однако сейчас появилась возможность использовать более современные УФ-светодиоды. Они меньше, легче и потребляют значительно меньше энергии. Доступны варианты с различным спектром излучения, некоторые обладают высокой выходной мощностью и сроком службы более 30 000 часов [80].

Таблица 5

Сравнительная таблица характеристик

	Дифференциальный теневой	Интерферометрический	Ёмкостный	Метод оптических рычагов
<b>Чувствительность к перемещению</b>	< 1 нм √Гц	< 1 фм √Гц	< 2 нм √Гц	< 300 нм
<b>Расстояние до электродов</b>	12,3 мм	1 мм	2,9–4 мм	1–10 мм

При разработке системы определения положения пробной массы в ГВА SOIGA-2 предполагается использовать интерферометрический и ёмкостный методы. Ёмкостный метод будет использоваться для предварительного грубого определения местоположения ПМ. Затем при помощи бортовых двигателей происходит выравнивание корпуса относительно ПМ. Далее при помощи трёх бортовых интерферометров выполняется более точное выравнивание.

В проектах LISA, DECIGO и др. на космическом аппарате размещаются две пробные массы. Это приводит к необходимости электростатического удержания ПМ при манёврах КА и при их взаимном смещении. В случае использования орбиты ГЛОНАСС эта проблема будет актуальна, так как пробные массы будут смещаться вследствие влияния градиента гравитационного поля Земли. Особенностью системы определения положения пробной массы в ГВА SOIGA-2 по отношению к проектам LISA, DECIGO и др. является использование только одной бортовой пробной массы. Таким образом, исключается необходимость использования системы электростатического удержания для периодического центрирования ПМ. Эта система будет использоваться для фиксации положения ПМ при выполнении орбитальных манёвров.

Для проекта SOIGA-2 наиболее удобной формой ПМ является квадрат, ориентированный по граням перпендикулярно направлениям на соседние спутники. На рис. 15 представлено схематическое изображение системы.

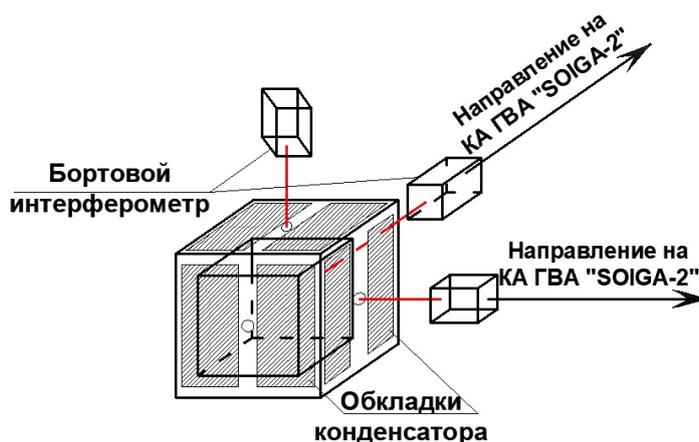


Рис. 15. Схематическое изображение системы определения местоположения бортовых пробных масс системы SOIGA-2

### 3.2.2. Система подавления и учёта паразитных ускорений

Для достижения остаточного ускорения между пробными массами на уровне  $10^{-15}$  м/с<sup>2</sup> в проекте SOIGA-2 необходимо учитывать практически все возможные источники помех. Источники помех можно разделить на три категории:

1. Помехи, которые можно определить при подготовке проекта и исключить при конструировании аппарата.
2. Помехи, которые можно контролировать путём использования заранее подготовленных средств. Например, на основе термостабилизации.
3. Помехи, которые можно исключить с использованием специальных измерительных бортовых средств.

На примере системы LISA можно выделить следующие источники помех [81]:

- искажение размеров корпуса космического корабля вследствие изменения окружающей температуры;
- вращение и перемещение самой ПМ;
- электрические силы от неконтролируемого флуктуирующего заряда;
- воздействие остаточного газа;
- тепловое воздействие на ёмкостную систему съёма;
- тепловой шум от диэлектрических потерь;
- изменение элементов каркаса виброзащиты при изменении окружающей температуры;
- влияние вибраций пластин конденсатора;
- изменение магнитного поля вокруг КА;
- изменение температуры и магнитного поля внутри КА в месте расположения ПМ;

- гравитационное притяжение элементов КА;
- бомбардировка ПМ космическими лучами.

Таким образом, для исключения большей части перечисленных источников помех необходим контроль следующих основных параметров: изменения температуры, магнитного поля, вибраций, параметров вращения КА и самих пробных масс, количества заряженных частиц.

Контроль может быть осуществлён путём стабилизации рассматриваемого параметра на каком-то определённом уровне, например, путём стабилизации температуры на уровне 20°C, постоянного измерения температуры и подогрева для поддержания указанного уровня. Однако это приводит к увеличению расхода бортового электропитания.

Помимо стабилизации возможно определение коэффициента воздействия рассматриваемого параметра на измерительную систему ГВА. Для учёта изменения температуры необходимо использовать комплекты из термометров и нагревателей. Нагреватель изменяет температуру с определённым шагом, который фиксируется термометром. В это время система контроля положения оценивает перемещение ПМ. На выходе формируются коэффициенты связи и функция зависимости положения ПМ от изменения температуры. Учёт изменения магнитного поля — процедура идентичная. Для искусственного изменения магнитного поля можно использовать комплект катушек, а для фиксации величины поля — высокоточные магнитометры. Основной проблемой такого метода является жёсткое требование к стабильности одних параметров при оценке других.

Второй способ был успешно протестирован в системе PLISA. Для оценки влияния изменения температуры на измерительную систему использовались комплекты из 24 термометров и 18 нагревателей [82], расположенных по всей системе ГВА. При этом тепловые шумы делятся на два типа. К первому типу относятся те, которые воздействуют на ПМ, ко второму — которые искажают геометрию оптической системы. На этапе проектирования PLISA к системе стабилизации температуры было предъявлено требование на уровне  $100 \text{ мкК/Гц}^{1/2}$  в полосе частот 1–30 мГц. В свою очередь, это приводит к требованию термочувствительности на уровне  $10 \text{ мкК/Гц}^{1/2}$  в той же полосе частот [83]. Для удовлетворения указанных требований в PLISA использовались термисторы с отрицательным температурным коэффициентом BetaTherm G10K4D372 с номинальным сопротивлением 10 кОм, диаметром 6 мм и толщиной 2 мм [84]. Сама измерительная система и ПМ были помещены в алюминиевую стойку, окружённую толстым слоем полиуретана с очень низким коэффициентом теплопроводности [85]. Такой тепловой экран способен стабилизировать температуру в диапазоне 8°–30°C [86]. В итоге была составлена функция теплового шума, которая впоследствии используется для его учёта при выполнении измерений.

Для уменьшения влияния магнитного шума в PLISA ПМ были изготовлены из сплава золота и платины с итоговым низким коэффициентом магнитной восприимчивости. Однако межпланетное магнитное поле и бортовая аппаратура могут создавать паразитные магнитные поля. По аналогии с определением модели теплового шума на борту были установлены высокоточные магнитометры и катушки Гельмгольца. Катушки были установлены на одинаковом расстоянии от ПМ на одной оси, соединяющей их центры масс. Путём модуляции магнитного градиента изменялось значение бортовой магнитной напряжённости, что приводило к взаимному перемещению ПМ. К магнитометру было предъявлено требование к точности на уровне  $10 \text{ нТл/Гц}^{1/2}$ . Эксперимент Advanced Composition Explorer [87] показал, что в точке Лагранжа значение межпланетного магнитного поля составляет 1–5 нТл, что меньше требований к точности магнитометра. Таким образом, в проекте PLISA всё внимание было уделено бортовым источникам магнитных помех, одними из которых являются указанные ранее термисторы. Для исключения этого источника шума было выполнено размагничивание, что позволило на порядок уменьшить магнитные шумы [88].

Космический аппарат в условиях космоса будет подвергаться воздействию различных ионизирующих излучений от Галактик и Солнца. Некоторые из этих заряженных частиц будут остановлены элементами КА (например, рамкой вокруг ПМ), в то время как другие попадут на ПМ. Это окажет влияние на ёмкостную систему оценки положения и систему электростатического подвеса, что в итоге приведёт к паразитным ускорениям каждой ПМ. Для исключения этого источника помех использовались бортовые ультрафиолетовые лампы, которые посредством фотоэлектрического эффекта убирали накопленный заряд на поверхности ПМ. Для контроля остатка поверхностного заряда использовалась система из двух кремниевых PIN-диодов [89].

При проектировании КА ГВА на высоте ГЛОНАСС целесообразно использовать второй подход. Кроме того, научно-технический задел и способы подавления шумов, которые были применены в проекте PLISA, будут приняты во внимание при проектировании ГВА SOIGA-2. Отличие будет заключаться в ужесточении требований к бортовым системам защиты, так как на высотах ГЛОНАСС изменение физических условий (температура, магнитное поле и др.) будет существенно отличаться от условий в точке Лагранжа  $L1$ . Кроме того, ГВА на высоте ГЛОНАСС будет подвержено влиянию радиационного пояса, максимум интенсивности которого находится на высоте 17 000 км [90].

### 3.2.3. Бортовые двигатели

После выведения в космос практически любой аппарат нуждается в корректировке его положения в пространстве. Это объясняется необходимостью

установки аппарата на заданную орбиту или траекторию, обеспечения максимальной освещённости солнечных батарей, направленности антенн или системы наблюдения. В дальнейшем могут проводиться орбитальные манёвры, связанные как с использованием аппарата по назначению, так и вызванные технической необходимостью. После исчерпания возможностей манёвра период активной жизни аппарата считается завершённым.

В космических ГВА бортовые двигатели играют особую роль, так как являются одними из ключевых элементов системы. Так как бортовые ПМ должны двигаться по геодезической линии, т.е. под действием только сил гравитации, то необходима система защиты ПМ от негравитационных ускорений. Помимо указанных ранее функций бортовые двигатели используются и для решения этой задачи.

Уравнение воздействия сил на КА ГВА можно представить в виде [91]:

$$\vec{F}_{\text{пол}}(t) = M_{\text{КА}} \frac{\partial^2 \vec{x}_{\text{ПМ}}(t)}{\partial t^2} - \vec{F}_{\text{двиг.}}(t), \quad (13)$$

где  $\vec{F}_{\text{пол}}(t)$  — остаточные силы, действующие на КА;  $\frac{\partial^2 \vec{x}_{\text{ПМ}}(t)}{\partial t^2}$  — величина негравитационного возмущающего ускорения, действующего вдоль измерительной оси;  $\vec{F}_{\text{двиг.}}(t)$  — величина сил компенсации с использованием бортовых двигателей.

Для космических миссий типа LISA негравитационные ускорения вызваны, в основном, давлением солнечного света. Поэтому для компенсации возмущений используются прецизионные бортовые двигатели. В системе LISA предъявлено требование к минимальной тяге бортовых двигателей на уровне 10 мкН с шумом на уровне 0,1 мкН/Гц<sup>1/2</sup>.

Для аппаратов на высоте ГЛОНАСС в качестве дополнительных источников возмущений следует добавить: давление солнечного света ( $10^{-7}$  м/с<sup>2</sup>); световое давление излучения от Земли (альбедо) ( $1,4 \cdot 10^{-9}$  м/с<sup>2</sup>); световое и тепловое излучение самого КА [92]. При средней массе КА ГЛОНАСС на уровне 1500 кг минимальная величина возмущающих сил будет  $2,1 \cdot 10^{-6}$  Н. Таким образом, согласно (13) для исключения возмущающих негравитационных сил необходимо использовать бортовой двигатель с чувствительностью на уровне мкН. Кроме того, необходимо, чтобы двигатель имел как можно больший ракурс для увеличения срока жизни проекта.

Для выбора двигателей был проведён анализ возможных вариантов, результаты которого сведены в таблицу 6.

Согласно проведённому анализу, только коллоидные двигатели электростатического типа удовлетворяют предъявленным требованиям при создании ГВА. В настоящее время коллоидные двигатели пользуются высоким спросом. Это объясняется их возможностью обеспечения высокоточной

ориентации КА. Кроме того, они имеют небольшие размеры, что способствует их применению на малоразмерных КА типа CubeSat. Это привело к тому, что ряд частных компаний вложились в исследования коллоидных двигателей [93–94].

По этим причинам в проекте ГВА SOIGA-2 предполагается использовать коллоидные двигатели.

Таблица 6

## Характеристики основных бортовых двигателей

Тип	Принцип	Тяга (Н)	Время работы	
Жидкостный ракетный двигатель	В качестве топлива используются жидкости, в том числе сжиженный газ [95]	$0,1-10^7$	Минуты	
Твёрдотопливный ракетный двигатель	В качестве топлива используется твёрдое горючее [96]	$10^3-10^7$	Минуты	
Электростатический ракетный двигатель	Ионный двигатель	Основан на создании реактивной тяги на базе ионизированного газа, разогнанного до высоких скоростей в электрическом поле [97]	$20-250 \cdot 10^{-3} \text{Н}$	Годы
	Коллоидный двигатель	Используется ускорение в электрическом поле тяжёлых заряженных частиц, состоящих из большого числа атомов, молекул и ионов. В двигателе протекают три процесса: ионизация рабочего тела, электростатическое ускорение и нейтрализация объёмного заряда в выходящей струе коллоидных заряженных частиц	$10^{-6} \text{Н}$	Годы
	Двигатель на эффекте Холла	Использует эффект Холла (обеспечивает замкнутый дрейф электронов)	$10^{-3}-10$	Годы
Солнечный парус	Использует давление солнечного света или лазера на зеркальную поверхность для приведения в движение космического аппарата	$10^{-3}$	Неограниченно	
Электрический парус	В качестве источника тяги используется импульс ионов солнечного ветра [98].	$10^{-4}$	Неограниченно	

### Заключение

В работе предложена усовершенствованная российская концепция космического детектора гравитационных волн SOIGA-2, который предлагается создать на орбитах ГЛОНАСС. Цель проекта — регистрация гравитационных волн в частотном диапазоне от 0,01 до 100 Гц. Реализация проекта в этом диапазоне позволит наблюдать системы двойных звёзд с массой от 1 до  $10^4$  С.М. на временном интервале от 1 дня до 1 мин до слияния, а также эволюцию бинарных систем.

Основными преимуществами использования геоцентрической орбиты ГЛОНАСС являются:

- стабильность орбитального положения спутников ГЛОНАСС;
- значительный накопленный опыт в части проведения высокоточных радиотехнических и лазерных траекторных измерений;
- значительный научно-технический задел по изготовлению составных частей спутников ГЛОНАСС и организации их запуска и обслуживания;
- значительный опыт создания и эксплуатации бортовых атомных часов с относительной нестабильностью  $10^{-14}$ , что является необходимым условием синхронизации лазерных интерферометрических наблюдений.

Спутники космической ГВА предлагается создавать на основе спутников ГЛОНАСС-К2. Планируемый вес одного аппарата составляет не более 1300 кг. В состав каждого спутника входят: лазерная межспутниковая интерферометрическая система; система «спутника, свободного от сноса»; система магнитного экранирования; система термостатирования; приёмопередающая оптическая система; система питания (солнечная батарея, радиоизотопный термоэлектрический генератор); система ориентации и перемещения; вспомогательные бортовые системы.

На орбиту КА из состава SOIGA предлагается выводить совместно со спутниками ГНСС ГЛОНАСС при их замене, что приведёт к удешевлению запуска. Также возможен вариант развёртывания 4 аппаратов на одной из орбит ГЛОНАСС за один запуск ракеты-носителя.

Антенна ГВА SOIGA-2 может быть реализована в нескольких вариантах.

1. В первом варианте ГВА состоит из трёх спутников, вершины которых образуют прямой угол — конфигурация «Ортогональная». Расстояние между спутниками составляет 36 000 км. Работоспособность такой конфигурации подтверждена экспериментально на детекторах LIGO. Достоинством такого расположения КА является максимальный отклик детектора.
2. Во втором варианте КА размещаются в вершинах квадрата — конфигурация «Квадрат». Такая конфигурация исправляет главный недостаток ортогональной схемы и позволяет увеличить количество межспутниковых оптических линий до четырёх. Это существенно увеличит точность измерений межспутниковых расстояний и поспособствует увеличению плеча интерферометра в 4 раза.

3. В третьем варианте КА образуют правильный восьмиугольник или два квадрата, повернутых друг относительно друга на  $45^\circ$  — конфигурация «Октагон». Такая конфигурация позволяет в равной степени определять как линейную, так и круговую поляризацию при размещении КА только в одной плоскости.
4. В четвёртом варианте используются две конфигурации «Квадрат», размещённые на двух орбитах ГЛОНАСС — конфигурация «Квадрат-2». Преимуществом «Квадрат-2» является увеличение точности определения местоположения источника ГВ в 2 раза на каждой орбите.
5. В пятом варианте используются три конфигурации «Квадрат», размещённые на двух орбитах ГЛОНАСС — конфигурация «Квадрат-3». Так же как и в предыдущем случае, преимуществом системы является увеличение точности определения местоположения источника ГВ в 2 раза на каждой орбите.

В качестве основной конфигурации в проекте SOIGA-2 предлагается конфигурация «Квадрат-3», как позволяющая достичь наилучших характеристик в части чувствительности и точности определения местоположения источника ГВ, а также всенаправленности.

Проект предлагается реализовывать в несколько этапов. На начальном этапе проверяется работоспособность выбранных решений при макетировании на Земле. На следующем этапе на орбиту выводится один аппарат для проверки работоспособности бортового интерферометра и системы «спутника, свободного от сноса». Далее выводится второй КА для проверки работоспособности межспутникового интерферометра. Затем выводится третий КА для тестирования ортогональной конфигурации. Для формирования конфигурации «Квадрат» выводится 4-й космический аппарат. Для развёртывания «Квадрат-2» выводятся четыре КА на 2-ю орбиту ГЛОНАСС. Для развёртывания «Квадрат-3» выводятся четыре КА на 3-ю орбиту ГЛОНАСС.

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

### **Литература**

1. Грищук Л.П. Реликтовые гравитационные волны и космология // УФН. 175:12. 2005. 1289–1303; Phys. Usp., 48:12. 2005. 1235–1247.
2. Webber J. Gravitational-Wave-Detector Events // Phys. Rev. Lett. 1968. 20. 1307.
3. Герценштейн М.Е., Пустовойт В.И. К вопросу об обнаружении гравитационных волн малых частот // ЖЭТФ. 1962. 43. 605; Gertsenshtein M.E., Pustovoit V.I. On the detection of low frequency gravitational waves // Sov. Phys. JETP. 1963. 16. 433.

4. Abbott B.P. et al. Observation of Gravitational Waves from a Binary Black Hole Merger / LIGO Scientific Collaboration and Virgo Collaboration // *Physical Review Letters*. 2016. V. 116. No. 6. DOI:10.1103/PhysRevLett.116.061102.
5. Ni W.-T. Classification of Gravitational Waves // *Mod. Phys. Lett.* 2010. A 25. 922. 17.
6. Abramovici A., Althouse W.E., Drever R.W.P. et al. LIGO: The Laser Interferometer Gravitational-Wave Observatory // *Science*. 1992. V. 256. No. 5055. P. 325–333.
7. 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. V. 86. No. 18. P. 3950–3954.
8. Willke B., Aufmuth P., Aulbert C. et al. The GEO 600 gravitational wave detector // *Classical and Quantum Gravity*. 2002. V. 19. No. 7. P. 1377–1387.
9. David Blair (ed.). AIGO Stage II. Australian Consortium for Interferometric Gravitational Astronomy (ACIGA). 2006. P. 30.
10. Балакин А.Б., Кисунько Г.В., Мурзаханов З.Г., Скочиллов А.Ф. Пентагон как уникальная геометрическая конфигурация для кольцевого лазерно-интерферометрического детектора периодического гравитационного излучения // *Доклады Академии наук России*. 1996. Т. 346. № 1. С. 39–42.
11. Tsubono K. *Gravitational Wave Experiments* / edited by E. Coccia, G. Pizzella, F. Ronga. Singapore: World Scientific, 1995. P. 112–114.
12. Aso Y. et al. Interferometer design of the KAGRA gravitational wave detector // *Phys. Rev. D*. 20 August 2013. V. 88. P. 043007.
13. Punturo M. et al. The Einstein Telescope: a third-generation gravitational wave observatory // *Class. Quantum Grav.* 2010. 27. 194002.
14. Essick R., Vitale S., Evans M. Frequency-dependent responses in third generation gravitational-wave detectors // *Phys. Rev. D*. 2017. 3 October. 96. 084004.
15. Unnikrishnan C.S. IndIGO and LIGO-India: Scope and Plans for Gravitational Wave Research and Precision Metrology in India // *International Journal of Modern Physics*. 2013. D. 22. 41010-10.1142/S0218271813410101.
16. BARRIGA P. et al. AIGO: A southern hemisphere detector for the worldwide array of ground-based interferometric gravitational wave detectors // *Classical and Quantum Gravity*. 2010. 27 084005. 10.1088/0264-9381/27/8/084005.
17. Coccia E., Fafone V., Frossati G., Lobo J.A. and Ortega J.A. Hollow sphere as a detector of gravitational radiation // *Phys. Rev. D*. 1998. 57. 2051–2060.
18. Astone P. The next science run of the gravitational wave detector // *NAUTILUS CQG*. 2002. 19. 1911–1912.
19. Astone P. et al. Long-term operation of the Rome Explorer cryogenic gravitational wave detector // *Phys. Rev. D*. 47. 2. DOI: 10.1103; *Phys. Rev. D*. 1993. 47. 362.

20. Prodi G.A., Conti L., Mezzena R., Vitale S., Taffarello L., Zendri J.-P., Baggio L., Cerdonio M., Colombo A., Crivelli Visconti V. et al. Initial operation of the gravitational wave detector AURIGA / edited by E. Coccia, G. Veneziano and P.G. / *Gravitational Waves. Proc. of the 2nd Edoardo Amaldi Conference on Gravitational Waves*. Singapore: World Scientific, 1999. P. 148.
21. Bezrukov L.B., Kvashnin N.L., Motylev A.M., Oreshkin S.I., Popov S.M., Rudenko V.N., Samoilenko A.A., Yudin, I.S. A precise system for measuring weak optoacoustic perturbations // *Instruments and Experimental Techniques*. 2010. 53 (3). P. 423–429.
22. Blair D.G., Ivanov E.N., Tobar M.E., Turner P.J., van Kann F., Heng I.S. High Sensitivity Gravitational Wave Antenna with Parametric Transducer Readout // *Phys. Rev. Lett.* 1995. 74. 1908.
23. Mauceli E., Geng Z.K., Hamilton W.O., Johnson W.W., Merkwowitz S., Morse A., Price B. and Solomonson N. The Allegro gravitational wave detector: Data acquisition and analysis // *Phys. Rev. D*. 1996. 54. 1264.
24. Халилов Э.Н. Гравитационные волны и геодинамика / Под ред. В.Е. Хаина; Международная академия наук; Международный совет по научному развитию. М.: ЭЛМ-ICSD/IAS, 2004. 330 с.
25. Ni W.-T. One Hundred Years of General Relativity From Genesis and Empirical Foundations to Gravitational Waves, Cosmology and Quantum Gravity: in 2 v. World Scientific Publishing, 2017.
26. Jenet F. et al. The North American Nanohertz Observatory for Gravitational Waves. ArXiv:0909.1058 (2009).
27. Lentati L. et al. European Pulsar Timing Array limits on an isotropic stochastic gravitational-wave background // *MNRAS*. 2015. 453. 2576.
28. Kerr M. et al. The Parkes Pulsar Timing Array Project: Second data release. ArXiv:2003.09780 (2020).
29. Sazhin M.V. Opportunities for detecting ultralong gravitational waves // *Sov. Astron.* 1978. V. 22. P. 36–38.
30. Detweiler S.L. Pulsar timing measurements and the search for gravitational waves // *The Astrophysical Journal*. IOP Publishing, 1979. V. 234. P. 1100–1104. DOI: 10.1086/157593.
31. Faller J.E., Bender P.L. A possible laser gravitational wave experiment in space / Program and Abstracts of Second International Conference on Precision Measurement and Fundamental Constants (PMFC-II), 8–12 June 1981. National Bureau of Standards. Gaithersburg, Maryland, USA.
32. Faller J.E., Bender P.L., Hall J.L., Hils D., Vincent M.A. Space antenna for gravitational wave astronomy / Proc. Colloquium on Kilometric Optical Arrays in Space. ESA, 1985. SP-226.
33. Folkner W.M., Bender P.L., Stebbins R.T. LISA mission concept study. Jet Propulsion Laboratory, 1998.

34. LISA study team. LISA — Laser Interferometer Space Antenna: Pre-Phase A Report. ESA, 1998.
35. LISA — study of the Laser Interferometer Space Antenna: final technical report. Astrium. 2000.
36. Hammersfahr A. LISA mission study overview // *Class. Quant. Grav.* 2001. 18: 4045–4051.
37. Giuseppe D. Racca, Paul W. McNamara. The LISA Pathfinder Mission, Tracing Einstein's Geodesics in Space // *Space Science Reviews*. V. 151. No. 1–3. March 2010. P. 159–181. DOI: 10.1007/s11214-009-9602-x.
38. Armano M. LISA Pathfinder // *AIP Conference Proceedings*. 2006. 873. 49. URL: <https://doi.org/10.1063/1.2405021>
39. Ni W.-T. ASTROD and gravitational waves / Eds. K. Tsubono, M.-K. Fujimoto and K. Kuroda // *Gravitational Wave Detection*. Tokyo: Universal Academy Press, 1997. P. 117–129.
40. Ni W.-T. ASTROD Optimized for Gravitational-wave Detection: ASTROD-GW — Pre-Phase a study proposal submitted to Chinese Academy of Sciences. February 26, 2009.
41. Ni W.-T., Wu A.-M. Orbit design of ASTROD-EM, paper in preparation.
42. Ni W.-T. Super-ASTROD: Probing primordial gravitational waves and mapping the outer solar system // *Class. Quantum Grav.* 2009. 26. 075021. ArXiv: 0812.0887.
43. Kawamura S. et al. The Japanese space gravitational wave antenna — DECIGO // *Class. Quantum Grav.* 2006. 23. S125.
44. Sato S. et al. The status of DECIGO // *Journal of Physics: Conf. Series*. 2017. 840. 012010.
45. Crowder J., Cornish N. J. Beyond LISA: Exploring future gravitational wave missions // *Phys. Rev.* 2005. D. 72. 083005.
46. Bender P.L. Additional astrophysical objectives for LISA follow-on missions // *Class. Quantum Grav.* 2004. 21. S1203.
47. Gong X. et al. Roadmap for gravitational wave detection in space — a preliminary study // *Class. Quantum Grav.* 2011. 27. 084010.
48. Bender P.L., Begelman M.C., Gair J.R. Possible LISA follow-on mission scientific objectives // *Class. Quantum Grav.* 2013. 30. 165017.
49. Jennrich O. et al. ESA/SRE. 2011. 19. 2012.
50. Jun Luo et al. TianQin: a space-borne gravitational wave detector // *Class. Quantum Grav.* 2016. 33. 035010. P. 19.
51. Luo Z. et al. A brief analysis to Taiji: Science and technology // *Results in Physics*. March 2020. V. 16. 102918.
52. Conklin J.W. et al. LAGRANGE: LASER GRavitational-wave ANTenna at GEO-lunar Lagrange points. 2011. ArXiv:1111.5264 [astro-ph.IM].
53. Wang Y. et al. Octahedron configuration for a displacement noise-cancelling gravitational wave detector in space // *Phys. Rev. D.* 2013. 88. 104021.

54. Sato S. et al. Demonstration of displacement-noise-free interferometry using bi-directional Mach–Zehnder interferometers // *Class. Quantum Grav.* 2008. 25. 114031. P. 8. DOI:10.1088/0264-9381/25/11/114031.
55. Hiscock B., Hellings R.W. gLISA: geosynchronous laser interferometer space antenna concepts with off-the-shelf satellites // *Bull. Am. Astron. Soc.* 1997. 29. 1312.
56. Benacquista M.J. OMEGA Sources and Science / 34th Rencontres de Moriond: Gravitational Waves and Experimental Gravity. 2000. 101–106.
57. Tinto M., de Araujo J.C.N., Aguiar O.D., Alves M.E.S. 2011. ArXiv: 1111.2576.
58. McWilliams S.T. Geostationary Antenna for Disturbance-Free Laser Interferometry (GADFLI). 2018. ArXiv: 1111.3708.
59. Bender P., Brillet A. et al. LISA. Laser Interferometer Space Antenna for the detection and observation of gravitational waves. Pre-Phase A Report Second edition. 1998. P. 80.
60. 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.
61. Интерфейсный контрольный документ «Глобальная навигационная спутниковая система». Ред. 5.1. М.: РКС, 2008.
62. Buonanno A., Sathyaprakash B.S. *General Relativity and Gravitation: A Centennial Perspective*, Chapter 6: Sources of Gravitational Waves: Theory and Observations. 2014.
63. Laser Interferometer Space Antenna for the detection and observation of gravitational waves. Pre-Phase a Report. Second edition. July 1998.
64. Nelemans G. Galactic Binaries as Sources of Gravitational Waves. 2003. 686. 10.1063/1.1629441.
65. Abbott B.P. et al. Observation of Gravitational Waves from a Binary Black Hole Merger // *Phys. Rev. Lett.* 2016. No. 116. 061102.
66. Blanchet L., Damour T., Iyer B.R., Will C.M., Wiseman A.G. Gravitational-Radiation Damping of Compact Binary Systems to Second Post-Newtonian Order // *Phys. Rev. Lett.* 1995. No. 74. 3515.
67. Пустовойт В.И. К вопросу о непосредственном обнаружении гравитационных волн // *Физические основы приборостроения*. 2016. Т. 5. № 1 (18). С. 6–19.
68. Abbott B.P. et al. Properties of the Binary Black Hole Merger GW150914 // *Phys. Rev. Lett.* 2016. No. 116. 241102.
69. Karsten Danzmann et al. Laser Interferometer Space Antenna. Proposal in response to ESA call for L3 mission concepts. 2017.
70. Jun Luo et al. TianQin: a space-borne gravitational wave detector [Electronic resource]. 2015. URL: <https://arxiv.org/abs/1512.02076>.

71. Conklin J.W. et al. LAGRANGE: LASer GRavitational-wave ANtenna at GEO-lunar L3, L4, L5 [Electronic resource]. 2011. URL: <https://arxiv.org/abs/1111.5264>.
72. Shuichi Sato et al. The status of DECIGO, IOP Conf. Series // Journal of Physics: Conf. Series 84. 2017.
73. Lacoura S. SAGE: using CubeSats for Gravitational Wave Detection [Electronic resource]. 2018. URL: <https://arxiv.org/abs/1806.08106>.
74. Tse M., Haocun Yu., Kijbunchoo N. et al. Quantum-Enhanced Advanced LIGO Detectors in the Era of Gravitational-Wave Astronomy // Physical Review Letters. 2019. 123. 231107.
75. Zoellner A., Hultgren E., Trittler M., Sun K.-X., Byer R.L. Integrated Differential Object Shadow Sensor (DOSS) for Modular Gravitational Reference Sensor (MGRS) // Proceedings of the 8th International LISA Symposium, Journal of Physics Conference Series. 2011.
76. Zoellner A. et al. A differential optical shadow sensor for sub-nanometer displacement measurement and its application to drag-free satellites. 2018. ArXiv: 1708.09335v2.
77. Wakabayashi Y., Obuchi Y., Okada N., Torii Y., Ejiri Y., Suzuki R., Ueda A., Kawamura S., Araya A., Ando M., Sato S., Sugamoto A. Structural design and analysis of test mass module for DECIGO Pathfinder. 2009. DOI:10.1088/1742-6596/228/1/012047.
78. Armano M. et al. LISA Pathfinder: preprint of an article submitted for consideration in Lepton-Photon 2017 conference proceedings. ArXiv: 1903.08924.
79. Huarcaya V., Apelbaum G., Haendchen V., Wang Q., Heinzl G., Mehmet M. Five degrees of freedom test mass readout via optical levers // Class. Quant. Grav. 2019. 37 (2020). 2. 025004. DOI: 10.1088/1361-6382/ab5c73.
80. Saraf S. et al. Ground testing and flight demonstration of charge management of insulated test masses using UVLED electron photoemission // Classical and Quantum Gravity. 2016. V. 33. No. 24. DOI: 10.1088/0264-9381/33/24/245004).
81. Stebbins R.T., Bender P.L. et al. Current error estimates for LISA spurious accelerations // Class. Quantum Grav. 2004. 21. P. 653–660.
82. Canizares P. et al. The LISA Pathfinder DMU and Radiation Monitor // Class. Quantum Gravity. 2009. 26. 094005.
83. Lobo A., Nofrarias M., Ramos-Castro J., Sanjuán J. On-ground tests of the LISA Pathfinder thermal diagnostics system // Class. Quantum Gravity. 2006. 23. 5177.
84. Sanjuán J., Lobo A., Nofrarias M., Ramos-Castro J., Riu P.J. Thermal diagnostics front-end electronics for LISA Pathfinder // Rev. Sci. Instrum. 2007. 78. 104904.
85. Lobo A., Nofrarias M., Sanjuán J. // Class. Quantum Grav. 2005. 22. 10.
86. Sanjuán J. et al. Thermal diagnostics front-end electronics for LISA Pathfinder // Rev. Sci. Instrum. 2007. 78. 104904.

87. Chiu M.C. et al. ACE Spacecraft // *Space Science Reviews*. 1998. V. 86. P. 257–284.
88. Sanjuán J. et al. Magnetic polarization effects of temperature sensors and heaters in LISA Pathfinder // *Review of Scientific Instruments*. 2008. 79. 084503. DOI: 10.1063/1.2968113.
89. Canizares P. et al. The diagnostics subsystem on board LISA Pathfinder and LISA // *Class. Quantum Grav.* 2009. 26. 094005. P. 11. DOI: 10.1088/0264-9381/26/9/094005.
90. Уманский С.П. Человек в космосе. М.: Воениздат, 1970. 192 с.
91. Armano M. et al. LISA Pathfinder micronewton cold gas thrusters: In-flight characterization // *Physical Review. D*. 2019. 99. 122003.
92. Микрин Е.А. и др. Моделирование возмущений орбит космических аппаратов, высокоточный прогноз эфемерид спутников ГЛОНАСС и GPS // *Новости навигации*. 2014. № 3. С. 9–18.
93. Electropray Thrusters [Electronic resource]. Busek.com. URL: [http://www.busek.com/technologies\\_espray.htm](http://www.busek.com/technologies_espray.htm). Accessed: 8 March 2020.
94. Order [Electronic resource]. Enpulsion.com. URL: <https://www.enpulsion.com/order/>. Accessed: 8 March 2020.
95. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Е., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей: учеб. для вузов / Под ред. В.П. Глумашко. М.: Машиностроение, 1980. 533 с.
96. Edgar Y. A Critical History of Electric Propulsion: The First 50 Years (1906–1956) // Choueiri in *Journal of Propulsion and Power*. 2004. V. 20. No. 2. P. 193–203.
97. Choueiri E.Y. New dawn of electric rocket. *Scientific American*. 2009. 300. P. 58–65. DOI: 10.1038/scientificamerican0209-58.
98. Wiegmann B.M. et al. The Heliopause Electrostatic Rapid Transit System (HERTS) — Design, Trades, and Analyses Performed in a Two Year NASA Investigation of Electric Sail Propulsion Systems / AIAA Propulsion and Energy Forum 10-12 July 2017. Atlanta. GA 53rd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference.