

КОСМИЧЕСКИЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ГРАВИТАЦИОННОГО ПОЛЯ ЗЕМЛИ: ПЕРСПЕКТИВЫ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОЕКТА

**В.К. Милюков¹, А.С. Жамков¹, В.Е. Жаров¹, О.А. Ивлев¹,
И.М. Нестерин², В.К. Сысоев²**

¹Государственный астрономический институт имени П.Е. Штернберга
МГУ им. М.В. Ломоносова, Москва

²ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», Химки, Московская обл.
milyukov@sai.msu.ru, zhamkovas@tsniimash.ru, vladzh2007@yandex.ru,
spectralab@yandex.ru, nesterin@laspace.ru, sysoev@laspace.ru

Представлен анализ отечественного научно-технического потенциала, необходимого для реализации космического комплекса для прецизионного мониторинга гравитационного поля Земли. Показано, что ряд технологий, имеющихся у отечественных производителей, отвечает требованиям проекта, однако в целом для достижения высоких технических требований проекта уровень современных технологий должен быть существенно повышен. Тем не менее, существующий потенциал позволяет уверенно прогнозировать осуществимость такого проекта на отечественной технологической базе.

Ключевые слова: космическая гравиметрия; орбитальная группировка КА, лазерная интерферометрия.

SPACE CONSTELLATION FOR MEASURING THE EARTH'S GRAVITATIONAL FIELD: THE PROSPECTS FOR THE IMPLEMENTATION OF THE PROJECT

**V.K. Milyukov, A.S. Zhamkov, V.E. Zharov, O.A. Ivlev,
I.M. Nesterin, V.K. Sysoev**

¹State astronomical Institute named after P. E. Sternberg Lomonosov Moscow state University,
Moscow

²FSUE "NPO named after S. A. Lavochkin», Khimki, Moscow region
milyukov@sai.msu.ru, zhamkovas@tsniimash.ru, vladzh2007@yandex.ru, spec-
tralab@yandex.ru, nesterin@laspace.ru, sysoev@laspace.ru

The analysis of the Russian scientific and technical potential required for the implementation of the space constellation for precision monitoring of the Earth's gravitational field is presented. It is shown that a number of technologies available from Russian manufacturers meet the requirements of the project, but in general, to achieve high technical requirements of the project, the level of modern technologies should be significantly increased. Nevertheless, the existing potential allows us to confidently predict the feasibility of such a project on the Russian technological basis.

Key words: space gravimetry; orbital SC constellation; laser interferometry.

1. Введение

Для повышения точности определения параметров гравитационного поля Земли, их изменений во времени и пространстве стали применяться кластеры связанных между собой микроволновой радиосвязью космических аппаратов (КА), образующих своеобразный "орбитальный градиентометр". Такая схема позволяет эффективно подавлять действующие на КА когерентные помехи и измерять расстояние между спутниками с точностями до микрон. Указанная точность уже была реализована на геодезических спутниках GRACE (Gravity Recovery and Climate Experiment) [1] и GRAIL (Gravity Recovery And Interior Laboratory) [2]. GRACE состоял из двух спутников-близнецов, находившихся на почти круговой орбите с первоначальной высотой порядка 500 км и наклоном 89,5°, на расстоянии ~200 км друг от друга, и связанных высокоточной межспутниковой микроволновой системой К/Ка-диапазона. В продолжение миссии GRACE в мае 2018 г. успешно выведены на орбиту КА миссии GRACE Follow-On [3], основной целью которой является мониторинг медленных временных вариаций гравитационного поля Земли, т.е. обеспечение поступления данных для ежемесячных глобальных моделей гравитационного поля Земли высокого разрешения, начатых в миссии GRACE. Два спутника GRACE Follow-On находятся на той же орбите, что и GRACE, и используют ту же, что и GRACE, систему микроволновой связи в К/Ка-диапазоне, так что можно ожидать тот же микронный уровень точности. Однако принципиальным моментом является то, что спутники также оснащены лазерным дальномерным интерферометром, который позволит поднять точность измерений на нанометровый уровень. Ожидаемая среднеквадратическая ошибка лазерных измерений $30 - 80 \text{ нм/Гц}^{1/2}$ в диапазоне частот 0,2–100 МГц.

Разработка проекта, аналогичного GRACE Follow-On, в России с опорой на отечественные научно-технические возможности будет иметь как фундаментальное, так и прикладное значение. Помимо получения карты гравитационного поля Земли высокого разрешения, такой проект актуален для наблюдения и изучения распределения и перемещения масс во внешних геосферах Земли, исследования косейсмических и постсейсмических процессов крупных землетрясений.

В данной работе рассмотрены ключевые технологии и представлен анализ отечественного научно-технического потенциала, необходимого для реализации космического комплекса прецизионного мониторинга гравитационного поля Земли.

2. Лазерная система активного типа для измерения межспутникового расстояния в гравиметрической орбитальной группировке

В лазерной интерферометрической системе (ЛИС) для измерения межспутникового расстояния реализуется схема одноосного гетеродинного интерферометра, чувствительная к измерению расстояния между центрами масс космических аппаратов, удаленных на расстояние ~ 200 км. Работу такой системы рассмотрим на примере ЛИС, реализованной на КА GRACE Follow-On (рис. 1). На каждом КА установлен отдельный интерферометр с лазерным источником, стабилизированным по частоте. Для обеспечения устойчивого по амплитуде сигнала в ЛИС реализуется передача квазиотраженного сигнала по транспондерной гетеродинной схеме. Частота генерации ведущего лазера (мастер-лазера), расположенного на КА1, зафиксирована ($2,8195 \cdot 10^{14}$ Гц) и стабилизирована с относительной погрешностью по частоте 10^{-15} , чтобы свести к минимуму шумы, исходящие от колебаний частоты лазера.

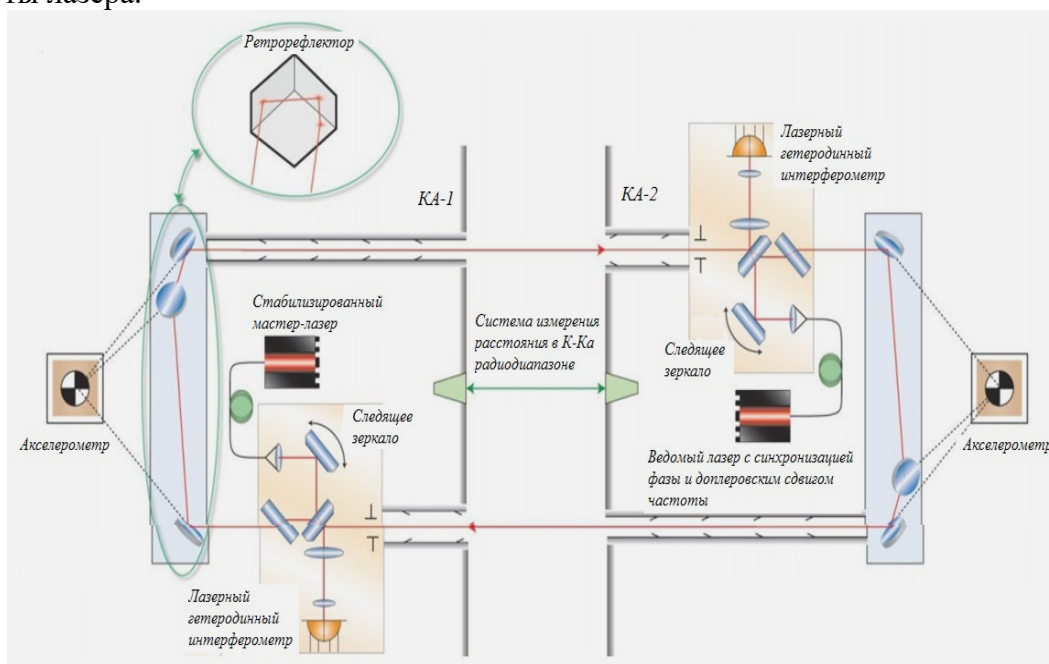


Рис. 1. Оптическая схема лазерного дальномерного интерферометра GRACE-FO[4]; акселерометры размещены в центрах масс; на продольной оси КА расположена микроволновая система измерения дальности

Мощность излучения мастер-лазера на выходе оптического модуля КА1 составляет 25 мВт при диаметре луча 5 мм и расходимости $\sim 70''$. Мощность излучения, принятого интерферометром КА2, из-за малого диаметра приемной апертуры 15 мм составляет не более 200 пВт. Для обеспечения точных фазовых измерений необходимо, чтобы частота биений интерференционной картины, вызванная доплеровским смещением частоты $f_D = V_{КА}/\lambda$, была стабилизирована в диапазоне работы фазометра. Скорость относительного продольного смещения двух космических аппаратов $V_{КА}$ не превышает ± 3 м/с, и при рабочей длине волны $\text{Nd}^{+3}:\text{YAG}$ лазера $\lambda = 1064,5$ нм частота сдвига составит ± 3 МГц.

Установленный на КА2 лазер является ведомым по отношению к мастер-лазеру КА1, он включен в схему автоматической фазовой подстройки частоты лазерной линии генерации. Частотное смещение выбрано таким образом, чтобы после компенсации доплеровского сдвига с учетом знаков частота биений между излучением мастер-лазера и излучением ведомого лазера находилась в диапазоне чувствительности фазометра (в современных прецизионных фазометрах - до 15 МГц).

На КА GRACE Follow-On размещение оптических элементов непосредственно в центрах масс оказалось невозможным по конструктивным причинам (в компоновке спутников на оси их взаимодействия расположены антенны К/Ка - диапазона). Поэтому на каждом космическом аппарате используется трехзеркальная оптическая система, основанная на свойствах уголкового отражателя осуществлять коллинеарный перенос луча (рис. 1), которая позволяет обойти конструктивные ограничения. Оптические модули обоих КА идентичны.

Следует отметить, что интерферометр не измеряет абсолютное расстояние между КА1 и КА2, а измеряет с высокой точностью вариацию этого расстояния (производную по смещению). Расстояние между КА вычисляется также по данным фазового дальнометра К/Ка - радиодиапазона (18-27 ГГц) со случайной погрешностью ~ 1 мкм/Гц^{1/2} и ошибкой однозначности расстояния ~ 1 см.

В таблице 1 представлены основные технические требования к ЛИС для гравиметрической миссии по материалам [4-9].

Основные технические требования к ЛИС для гравиметрической миссии

№	Параметры	Данные
1	Длина волны генератора	1064,5 нм
2	Частота рабочего излучения	$2,82 \cdot 10^{14}$ Гц
3	Относительная ошибка стабилизации частоты	10^{-15}
4	Ширина спектра	20 кГц
5	Лазерный частотный шум	30 Гц/ $\sqrt{\text{Гц}}$
6	Диапазон синхронизации частоты генерации по доплеровскому сдвигу для ведомого лазера	± 10 МГц
7	Мощность лазера на выходе оптоволокна	50 мВт
8	Мощность на выходе оптического модуля	25 мВт
9	Максимальная мощность на прием	1 нВт
10	Диаметр лазерного пучка на выходе по уровню $1/e^2$	$5 \pm 0,5$ мм
11	Расходимость лазерного излучения по уровню $1/e^2$	67" (325 мкрад)
12	Диаметр лазерного луча на приемном КА по уровню $1/e^2$	55-88 м
13	Фазовая синхронизация между мастер-лазером и ведомым лазером (мощность 10 нВт) на частоте 0,1 Гц	40 мкрад/ $\sqrt{\text{Гц}}$
14	Чувствительность по дальности, эквивалентная шуму на частоте 100 МГц	< 80 нм/ $\sqrt{\text{Гц}}$
15	Порог чувствительности по дальности на частоте 100 МГц	80 нм
16	Погрешность наведения	10" (50 мкрад)
17	Погрешность удержания луча на цели	10 мкрад/ $\sqrt{\text{Гц}}$
18	Чувствительность по угловому сдвигу, эквивалентная шуму	10 нрад/ $\sqrt{\text{Гц}}$
19	Погрешность стабилизации на один виток по орбите	< 20 мкрад
20	Погрешность привязки по GPS	~ 1 см

Для реализации оптических бортовых систем (оптика и механика телескопов, оптика для формирования, направления и преобразования лазерных диаграмм, оптика сопряжения с волоконными системами и фотоприемниками) в России существуют все основные виды технологий, которые могут

быть успешно применены для создания ЛИС. Некоторые проблемы имеются с оптическими материалами – низко поглощающими кварцевыми стеклами, ультрастабильными стеклами, сверхчистыми материалами для оптических покрытий, оптическими клеями с особыми свойствами. В этой области активно используются предложения от зарубежных производителей.

В России имеется большой опыт создания высокостабильных лазеров для лабораторных условий, однако еще не созданы бортовые лазерные стандарты частоты с требованиями, описанными в таблице 1.

В таблице 2 приведен перечень организаций, которые способны выполнить комплексные работы и создать составные части ЛИС для российской космической гравиметрической миссии.

Таблица 2

Перечень организаций – возможных участников создания ЛИС

Системотехника	АО «Научно-производственная корпорация «Системы прецизионного приборостроения» (АО «НПК «СПП», г. Москва) АО «НИИ ТП» (г. Москва) АО «НПП «Геофизика-Космос» (г. Москва)
Лазер	АО «НИИ «Полюс» им. М.Ф. Стельмаха» (г. Москва) ИЛФ СО РАН (Новосибирск) ФИАН (г. Москва) ФГУП «ВНИИМ им. Менделеева» (Санкт-Петербург) Центр лазерной физики Университета ИТМО (г. Санкт-Петербург)
Оптический модуль	АО «НПК «СПП» (г. Москва) АО «ГОИ им. С.И. Вавилова» (Санкт-Петербург) АО «НИИ оптико-электронного приборостроения» (г. Сосновый Бор, Ленинградская область) АО «Концерн ВКО «Алмаз – Антей» (г. Москва)
Фазометр, система синхронизации	ФГУП «ВНИИФТРИ» (Менделеево, Московская область) АО «Российские космические системы» (г. Москва) АО «Российский институт радионавигации и времени» (г. Санкт-Петербург)
Блок управления, блок питания	АО «НПК «СПП» (г. Москва) АО «Российские космические системы» (г. Москва)
Система точного наведения	АО «НПК «СПП» (г. Москва) АО «НИИ ТП» (г. Москва) АО «Концерн «Радиотехнические и информационные системы» (АО «Концерн РТИ Системы», г. Москва).

3. Система компенсации возмущений и контроля орбиты

Ключевым моментом космической гравиметрической миссии является условие, чтобы пробная масса оставалась в инерциальном пространстве в измеряемой полосе частот, требуемой для достижения научной цели миссии. Эти соображения ведут естественным образом к системе компенсации негравитационных возмущений, которая обеспечивала бы наиболее эффективную «развязку» пробной массы и окружающей среды космического аппарата. Автоматическая компенсация негравитационных возмущений (компенсация «сноса») космического аппарата во время его движения по орбите приводит к значительным улучшениям траектории движения КА, приближая ее к так называемой «геодезической траектории». Компенсация негравитационных сил, действующих на КА, и контроль высоты необходим при движении на низких (ниже 400 км) геоцентрических орбитах, где снос, обусловленный атмосферным влиянием, приводит к существенным возмущениям орбитального движения.

Система компенсации сноса и контроля орбиты состоит из двух принципиальных частей: прецизионного трехосного акселерометра, измеряющего инерциальные помехи, действующие на КА, и двигательной установки (ДУ) малой тяги, которая в автоматическом режиме через систему обратной связи обрабатывает эти инерциальные возмущения, возвращая КА на «геодезическую траекторию».

Реактивные силы, обеспечиваемые двигателями малой тяги (трастерами), должны скомпенсировать действие негравитационных сил на космические аппараты. Уровень шума двигателей малой тяги определяет предельную точность системы компенсации сноса и контроля высоты. Требуемые точности к системе компенсации сноса и контроля высоты для измерения межспутниковых расстояний лазерной интерферометрической системой (ЛИС) активного типа приведены в таблице 3.

Таблица 3

Соотношение инструментальных точностей космического комплекса для геофизических исследований

ЛИС	Акселерометр	ДУ малой тяги
100 нм/ $\sqrt{\text{Гц}}$	10^{-10} м/с ² / $\sqrt{\text{Гц}}$	1 мН/ $\sqrt{\text{Гц}}$

Современный технологический уровень космической акселерометрии и градиентометрии определяется соответствующей бортовой аппаратурой, установленной на геодезических спутниках CHAMP [10], GRACE, GOCE [11], GRACE Follow-On. На КА этих миссий были установлены электростатические акселерометры STAR и SUPER STAR французской фирмы ONERA с чувствительностью $10^{-11} - 10^{-12} \text{ м} \cdot \text{с}^{-2} / \text{Гц}^{1/2}$ [12]. Планируется также, что акселерометры ONERA с чувствительностью $10^{-15} \text{ м} \cdot \text{с}^{-2} / \text{Гц}^{1/2}$ будут установлены на спутниках гравитационно-волновой обсерватории LISA [13].

Имеется другой опыт создания бортовой акселерометрической аппаратуры, также основанной на электростатической технологии. В Центре гравитационных экспериментов Huazhong University of Science and Technology (Китай) проводятся работы по созданию бортового высокоточного трехосного акселерометра для космических миссий [14]. Были созданы летные образцы трехосного акселерометра, которые в 2013 и 2017 гг. прошли успешные испытания на КА на орбите вокруг Земли. Конечной целью этих работ является создание бортового инерциального датчика с чувствительностью $10^{-15} \text{ м} / \text{с}^2 / \text{Гц}^{1/2}$.

По имеющейся информации, разработка бортовой акселерометрической аппаратуры для космических миссий, основанной на современных технологиях (без использования механических подвесов), в настоящее время в РФ не ведется. Тем не менее, имея в виду высокий технологический потенциал ряда предприятий космической отрасли России, потенциальным разработчиком и изготовителем бортового прецизионного акселерометра может быть одно из таких предприятий.

Что касается двигательных установок малой тяги, то работы по этой тематике ведутся в ОКБ «Факел» (Калининград), НИИ ПМЭ МАИ, ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша». В частности, в «Центре Келдыша» создан опытный образец электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) на базе ионного двигателя (ИД) мощностью до 1 кВт для малых КА нового поколения. Основные технические параметры опытного образца ЭРДУ приведены в таблице 4. Технические параметры созданного образца ЭРДУ полностью соответствуют требованиям современной космической геофизической миссии.

Технические параметрам опытного образца ЭРДУ
мощностью до 1 кВт [15]

Наименование параметра	Значение параметра
Рабочее тело	ксенон высокой чистоты ГОСТ 10219-77
Давление на входе в БУР, кгс/см ² : - при работе и подготовке ИД к включению - при неработающем ИД	1,75±0,15 0 – 5,0
Потребляемая электрическая мощность, кВт	до 1,0
Диапазон регулирования тяги, мН	от 1 до 20
Ресурс, час, не менее	20000
Количество включений, не менее	5000

4. Бортовые стандарты частоты

При измерении межспутникового расстояния лазерной интерферометрической системой роль стандарта частоты состоит в обеспечении опорной частотой устройства считывания данных с детектора интерференционной картины. В ЛИС предполагается использовать лазер с нестабильностью 30 Гц/√Гц (таблица 1). Это соответствует ошибке измерений расстояния примерно 30 нм/√Гц (при длине волны 1064 нм). При использовании современного стандарта частоты ошибки, вызванные шумами стандарта, будут на один-два порядка меньше ошибок, вызванных шумами лазера.

В Российской Федерации одним из предприятий, выпускающих кварцевые генераторы мирового уровня, является ОАО «Морион» (Санкт-Петербург) [16]. Основные параметры современных кварцевых генераторов, которые делают их конкурентоспособными с квантовыми стандартами частоты в космических приложениях – это малые габаритные размеры (25x25x12 мм), малая потребляемая мощность (до 0,2-0,4 Вт), высокая кратковременная стабильность частоты (до $5 \cdot 10^{-13}$ за 10 с) [17]. Основные недостатки – это зависимость долговременной стабильности частоты от времени (старение кварца) и от температуры.

ОАО «Морион» также успешно освоило и запустило в серийное производство два высоконадёжных малогабаритных рубидиевых генератора частоты FE-5650A и FE-5680A по лицензии американской компании Frequency Electronics Inc. Нестабильность частоты на интервале 1 сутки - $2 \cdot 10^{-11}$ [18].

Водородные и рубидиевые генераторы мирового уровня производят в России ЗАО «Время-Ч» и АО «Российский институт радионавигации и времени» (АО «РИРВ»). «Время-Ч» разработал бортовой водородный стандарт частоты космического применения с суточной нестабильностью частоты менее $3 \cdot 10^{-15}$. Использование легких конструкционных материалов позволило снизить массу прибора до 12 кг [19].

5. Звездные датчики в системе наведения «спутник – спутник»

Звездный датчик (ЗД) используется системой управления ориентацией КА для контроля пространственного положения платформы в процессе наведения научных инструментов, антенн связи и т. п. В задаче космической гравиметрии требуемая точность измерения межспутниковых расстояний лазерной системой активного типа на уровне 30 – 80 нм/ $\sqrt{\text{Гц}}$ приводит к требованию точности взаимного наведения КА порядка 10" (таблица 1). Эта задача решается на уровне уже существующих технологий одновременной работой лазерных систем совместно со звездными датчиками наведения.

В настоящее время точность серийно выпускаемых звездных датчиков составляет единицы секунд дуги. Ведущими предприятиями России, занимающимися разработкой и изготовлением оптико-электронных приборов ориентации и навигации для космических аппаратов различного назначения, являются НПП «Геофизика-Космос» [20], МОКБ «Марс» [21]. Ассоциированные с ГАИШ МГУ компании «Азмерит» [22] и «Гаскол» [23] разрабатывают малогабаритные звездные датчики с точностью до 0,1".

6. Космический аппарат для гравиметрической миссии

Задачи гравиметрической миссии выполняются космической группировкой, состоящей из пары идентичных КА, орбитальные требования которых перечислены в таблице 5. КА должны иметь в своем составе необходимые системы и агрегаты для обеспечения решения данной задачи. Схема размещения научного и служебного оборудования на космических аппаратах гравиметрической миссии приведена на рис. 2.

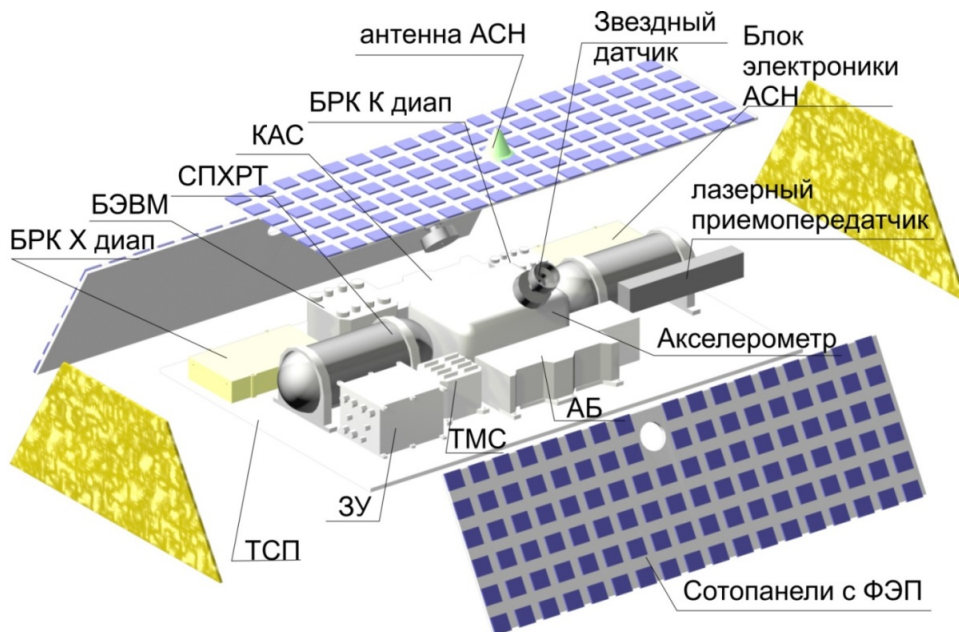


Рис. 2. Схема размещения научного и служебного оборудования на КА гравиметрической миссии

БРК – бортовой радиокomплекс; БЭВМ – бортовая электронно-вычислительная машина; СПХРТ – система подачи и хранения рабочего тела; КАС – комплекс автоматизации и стабилизации; АСН – аппаратура спутниковой навигации; АБ – аккумуляторная батарея; ТМС – телеметрическая система; ЗУ – запоминающее устройство; ТСП – термостабилизированная панель

Таблица 5

Требования к орбите, пространственной ориентации и стабилизации космических аппаратов

№	Параметры	Данные
1	Высота орбиты	400-450 км
2	Период обращения	93 мин
3	Наклонение	89 град

Продолжение таблицы 5

4	Расстояние между аппаратами вдоль орбиты	170-270 км
5	Расстояние между аппаратами поперек орбиты	<27 км
6	Скорость перемещения по орбите	7,8 км/с
7	Максимальная скорость относительного движения	< 3 м/с
8	Диапазон смещений корпуса КА	$\pm 7,5'$
9	Стабилизация по осям	1-3"
10	Допустимое рассогласование по тангажу, крену, рысканию для каждого аппарата	$\pm 20''$ (± 100 мкрад)
11	Флуктуации наведения космического аппарата	30 мкрад/ $\sqrt{\text{Гц}}$
12	Минимальный срок активного существования	5-7 лет

1. Научная аппаратура КА. В состав научной аппаратуры КА гравиметрической миссии входят:

- лазерная интерферометрическая система транспондерного типа, обеспечивающая измерение изменения межспутникового расстояния с погрешностью $30\text{-}80 \text{ нм}/\sqrt{\text{Гц}}$;
- прецизионный трехосный электростатический акселерометр, обеспечивающий измерение остаточных инерциальных ускорений с погрешностью $10^{-10}\text{-}10^{-11} \text{ м/с}^2/\sqrt{\text{Гц}}$;
- бортовой стандарт частоты, обеспечивающий опорную частоту измерений с погрешностью $10^{-12}\text{-}10^{-13}/\sqrt{\text{Гц}}$.

2. Конструкция и служебные системы КА гравиметрической миссии. Конструкция КА должна быть выполнена из угле- или стеклопластиковых композиционных панелей с высокими прочностными и температурными характеристиками. С наружной стороны корпуса (панелей) должны располагаться фотоэлектрические преобразователи (ФЭП), направленная антенна для передачи научной и телеметрической, а также приема командной информации, приемник ГНСС (Глобальные навигационные спутниковые системы). С внутренней стороны поверхности панелей корпуса, непосредственно на платформе КА должно быть размещено остальное служебное оборудование и научная аппаратура. Общий состав служебных систем КА гравиметрической миссии:

- радиокомплекс(ы) для связи с Землей, передачи научных и телеметрических данных;
- двигательные установки (ДУ);
- система обеспечения электроснабжением (СЭС);
- система обеспечения теплового режима (СОТР);
- телеметрическая система (ТМ) для сбора информации о состоянии сис-

тем КА;

- система звездных датчиков;
- ГНСС приемник и блок обработки сигналов ГНСС;
- лазерный отражатель;
- бортовой комплекс управления (БКУ) с системой стабилизации и возможностью управления ДУ, СЭС, СОТР.

Все агрегаты объединяются единым информационно-логическим интерфейсом, что облегчает отработку и позволяет оперативно корректировать работу основных систем, а при неисправности оперативно заменить функции одной системы функциями другой. Бортовой информационно-вычислительный комплекс (БИБК) выполняет управление и контроль работы бортовых систем с гарантийным сроком штатной эксплуатации.

Опыт работы миссии GRACE показал, что для прецизионного определения параметров гравитационного поля Земли необходимо определять абсолютное местоположение КА с точностью до 1 см на основе системы GPS и размещенного на борту КА приемников GPS [24]. Дополнительно каждый КА должен быть оборудован лазерным отражателем, способным одинаково эффективно работать как минимум на двух длинах волн для исключения тропосферных эффектов при прохождении луча лазера через атмосферу.

Возможные изготовители научного оборудования и служебных систем КА для отечественной гравиметрической миссии перечислены в таблицах 2 и 6. Предполагаемая кооперация была составлена при условии использования перспективной платформы «Карат-Э», предлагаемой к разработке АО «НПО Лавочкина» в качестве продолжения линейки платформ класса «Карат». В качестве платформы может быть также рассмотрена платформа «Гео-ИК» разработки АО «ИСС» (масса 1,1т).

Таблица 6

Предполагаемая кооперация создания КА для гравиметрической миссии

Наименование	Организация	вес, кг
1	2	3
Измерительный комплекс		
Лазерная интерферометрическая система	см. раздел 1	115
Акселерометр	см. раздел 2	25
Стандарт частоты	см. раздел 3	25
Платформа	Карат-Э	
Конструкция корпуса	АО «НПО Лавочкина»	29,6
Служебное оборудование	2	3
ЦВМ (БИБК)	АО «НИИ «Субмикрон»	4

Продолжение таблицы 6

БОКЗ	АО «НПО «Лептон»	2,2
Звездные датчики	см. раздел 4	2,2
ГЛОНАСС	АО «Российские космические системы»	15
АКБ	АО «Сатурн»	18
СБ	АО «НПО Лавочкина»	22
ФЭП	АО «Сатурн»	5
Конструкция (ТСП)	АО «НПО Лавочкина»	18
БКС	АО «НПО Лавочкина»	20
КАС (БАК)	ЗАО «Орбита» (г. Воронеж)	21
Двигатели маховики	АО «НИИ КП» (г. С. Петербург)	15
АСН	АО «РИРВ» (ИРЗ)	6
БРК связи с Землей	АО «НПО Лавочкина»	5
АФУ	АО «НПО Лавочкина»	8
СОТР СТР	АО «НПО Лавочкина»	15
ДУ с СПиХРТ	ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»	20
ЭВТИ	АО «НПО Лавочкина»	10
БРК связи спутник-спутник	ФГУП «НИИР»	4
Система разделения	АО «НПО Лавочкина»	10
Интерфейс с РН	АО «НПО Лавочкина»	30
Резерв		60
Итого		500

7. Выведение космической группировки на орбиту

Выведение космической группировки на орбиту может быть осуществлено с помощью ракеты носителя Союз-2.1б с космодрома Восточный, Байконур или Плесецк с последующей расстановкой их на целевой орбите разгонным блоком Фрегат. Вывод на орбиту космических аппаратов с космодрома Восточный показан на рисунке 3. Космическая головная часть (КГЧ) состоит из переходного отсека (ПХО), разгонного блока Фрегат, конструкции фермы, системы разделения и головного обтекателя (ГО). ГО отделяется сразу после прохождения максимальных скоростных напоров, если нет отдельных требований по соблюдению теплового режима особо чувствительных приборов. После этого КГЧ выводится на переходную орбиту ракетой-носителем. Далее отделяется ПХО, и РБ выводит себя на целевую орбиту. Отделение первого КА осуществляется после достижения целевой орбиты –

400 км с точностью выведения примерно 10 м. Далее РБ Фрегат осуществляет маневр перехода на другую орбиту ~ 450 км и после определенной временной задержки возвращается на целевую орбиту, где происходит отделение еще одного спутника. Программа работы РБФ закладывается на старте. Далее относительное положение спутников корректируется с помощью собственной двигательной установки космического аппарата, БКУ КА и НИПов.

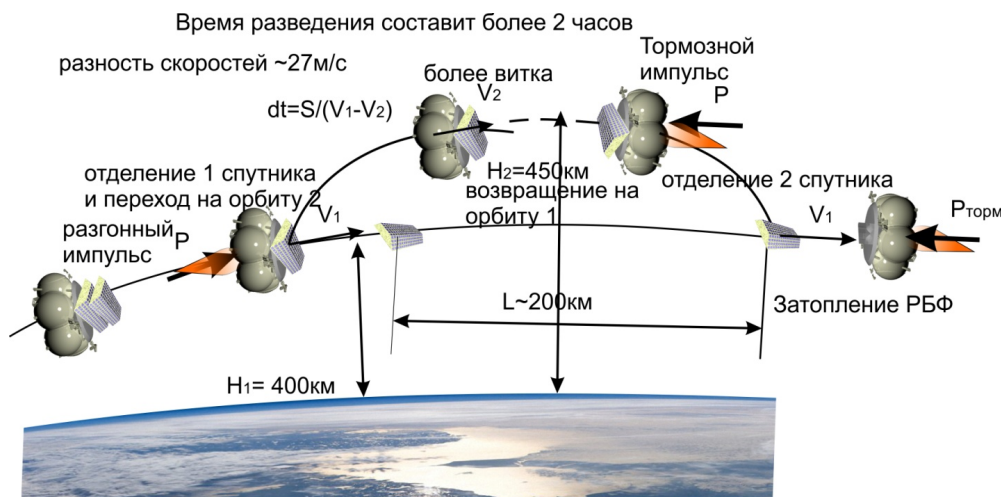


Рис. 3. Схема вывода и расстановки на орбите КА гравиметрической миссии разгонным блоком Фрегат с космодрома Восточный

После отделения последнего КА РБ Фрегат осуществляет маневр ухода с целевой орбиты и затапливается в атмосфере Земли, где сгорает.

Однако наиболее предпочтительным является вывод аппаратов с космодрома Плесецк ввиду его северного расположения и необходимости вывода аппаратов на полярную орбиту. Вариант вывода на орбиту космических аппаратов по этому сценарию показан на рис. 4. И состоит из 5 этапов: 1 вывод пары КА с помощью РБ Фрегат на околополярную орбиту ($H=200$ км, $i=870$); 2 увеличение высоты орбиты до целевой – 400 км по двухимпульсной схеме с прежним наклонением $i=870$; разгонный импульс № 1 – 42,5 м/с; разгонный импульс № 2 – 73 м/с; маневр увеличения наклонения орбиты КА до целевого $89,5^\circ$ с помощью разгонного импульса № 3 – 335 м/с; 3 - отделение КА-2 и тормозной импульс №4 для КА-2 с переводом его на эллиптическую орбиту (перигей – 355 км, апогей – 400 км); 4 - спустя один виток на орбите разгонный импульс № 5 -28,2 м/с для КА-1 с переводом его на круговую орбиту высотой 400 км; 5 - отделение РБ Фрегат от КА-1 и тормозной импульс № 6 с уводом КБ в плотные слои атмосферы.

Расчеты показывают, что для осуществления всех импульсов с помощью РБ Фрегат потребуется не более 500 кг топлива. Это означает, что энергетических возможностей РБ Союз-2.1б [25] будет вполне достаточно для выведения двух КА массой 600 кг (с учетом запаса топлива на борту каждого КА и адаптера для крепления на РБ) на низкую околополярную орбиту высотой 200 км с наклоном $i=87^\circ$. Количество включений РБ с учетом его увода с орбиты – шесть, что не противоречит техническим характеристикам РБ Фрегат [26].

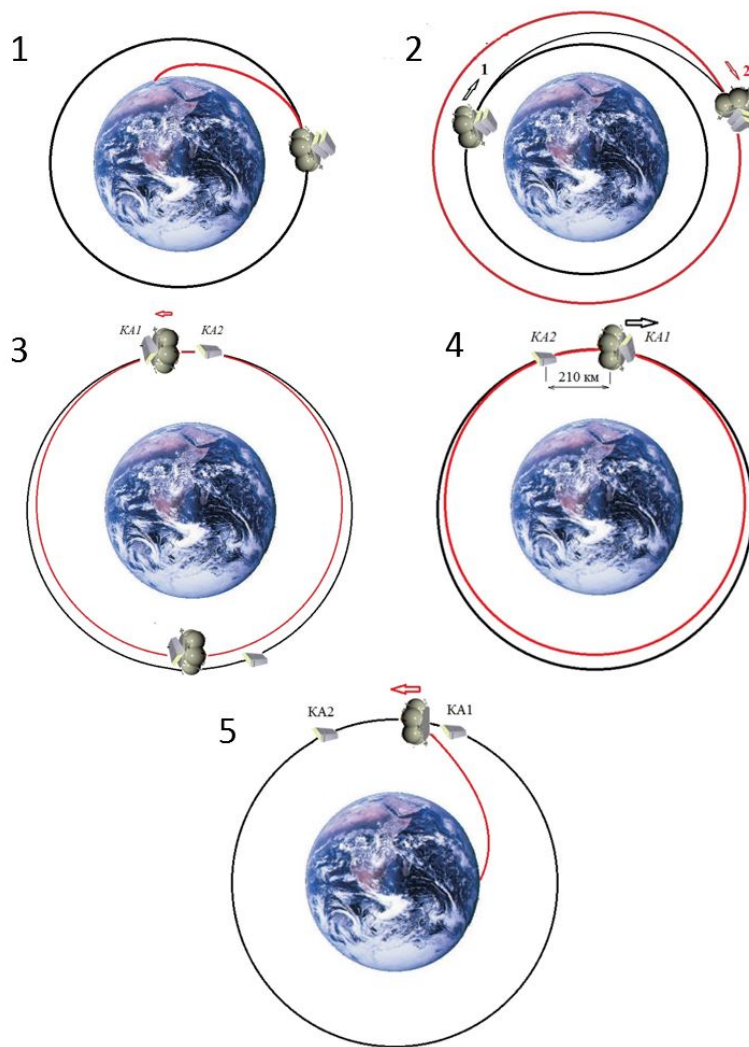


Рис. 4. Схема вывода и расстановки на орбите КА гравиметрической миссии разгонным блоком Фрегат с космодрома Плесецк

8. Наземно-космическое управление орбитальной группировкой и проведение измерений

Высокоточное определение орбит КА гравиметрической миссии возможно за счет одновременного наблюдения спутников ГНСС спутниками гравиметрической миссии и наземными станциями. Поэтому для успешного проведения измерений необходима развитая наземная сеть станций слежения и управления, работающая как со спутниками системы ГЛОНАСС, так и со спутниками гравиметрической миссии, при этом желательно иметь развитую сеть лазерных станций, дополняющих измерения ГЛОНАСС. В настоящее время на постоянной основе работают 20 станций, а к 2020 году их будет 29 [27]. Кроме того, следует рассмотреть возможность задействования лазерных станций сети International Laser Ranging Service (ILRS).

Относительно станций слежения и управления необходимо по аналогии с проектом GRACE задействовать с дооснащением те опорные пункты, которые сейчас работают в обеспечение системы ГЛОНАСС. Кроме сети наземного комплекса управления группировкой ГЛОНАСС (беззапросные измерительные станции (БИС), квантово-оптические системы (КОС) и РСДБ), для максимального повышения точности решения геодезических задач с помощью орбитальной группировки КА необходимо предусмотреть возможность использования сети Роскосмоса (СДКМ, БИС, КОС), РАН (РСДБ, КОС, БИС), а также пунктов сети ITRF на территории РФ, находящихся в ведении РАН.

Центр управления группировкой предлагается разместить на базе ФГУП ЦНИИмаш, включающего в свой состав ЦУП ФГУП ЦНИИмаш и Информационно-аналитический центр координатно-временного и навигационного обеспечения (ИАЦ КВНО) ФГУП ЦНИИмаш.

На рисунке 5 показана схема проведения измерений в гравиметрической миссии.

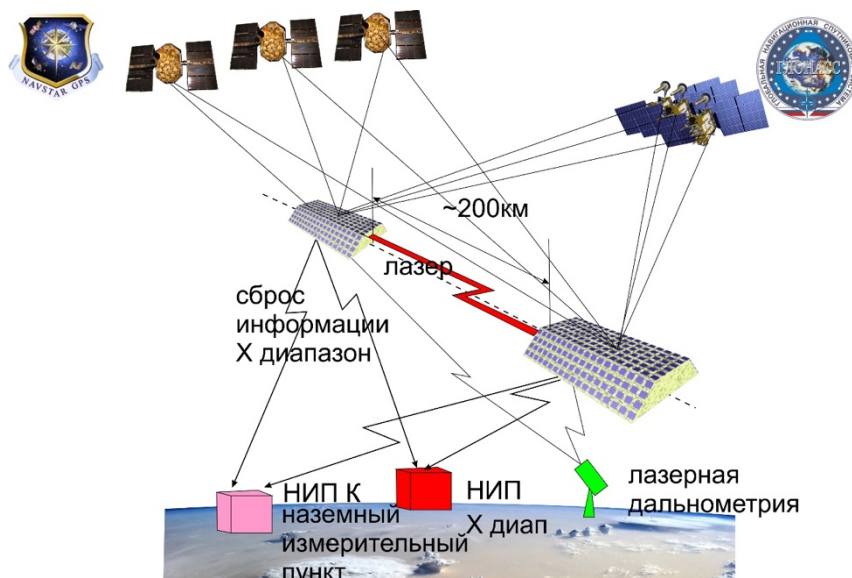


Рис. 5. Схема измерений в космической гравиметрической миссии

9. Заключение

Современная космическая группировка, предназначенная для картирования глобального гравитационного поля Земли и создания моделей высокого разрешения, должна состоять из двух спутников-близнецов, находящихся на геоцентрической круговой орбите с первоначальной высотой порядка 400 – 450 км. На более низких орбитах КА подвержен сильному тормозному воздействию атмосферы, на более высоких орбитах теряется чувствительность к амплитудам гармоник гравитационного поля Земли.

Оценки возможности создания и экспериментальной отработки ключевых элементов космического комплекса для геофизических космических исследований показывают, что разработка отечественного проекта такого комплекса может быть выполнена научным сообществом, объединяющим институты РАН, российские ВУЗы и организации, специализирующиеся в области точного приборостроения.

Ряд технологий, имеющихся у отечественных производителей, отвечает требованиям проекта, однако в целом уровень современных отечественных технологий существенно отстает от передовых зарубежных достижений. Тем не менее, с учетом высокой актуальности фундаментальных и научно-прикладных задач, которые могут быть решены в проекте космической гра-

виметрии, можно уверенно прогнозировать осуществимость такого проекта на отечественной технологической базе. Безусловно, потребуются разработка новой высокотехнологичной аппаратуры, инвестиции в производственные процессы, но поставленные высокие технические требования проекта космической гравиметрии будут позитивно стимулировать развитие отечественных технологий.

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

Литература

1. Tapley B.D., Bettadpur S., Watkins M.M., Reigber Ch. The Gravity recovery and climate mission overview and early results // *Geophys. Res. Lett.* 31(9). 2004. L09607 (1-4) doi:10.1029/2004GL019920.
2. Zuber M.T., Smith D.E., Watkins M.M. et al. Gravity Field of the Moon from the Gravity Recovery and Interior Laboratory (GRAIL) Mission // *Science*. 339. 2013. P. 668-671. doi: 10.1126/science.1231507.
3. Abich Klaus et al. In-Orbit Performance of the GRACE Follow-on Laser Ranging Interferometer // *Phys. Rev. Lett.* 123. 2019. 031101. DOI: 10.1103/PhysRevLett.123.031101.
4. Heinzel Gerhard et al. Laser Ranging Interferometer for GRACE follow-on // *Journal of Physics Conference Series*. 610. 2015. 01201 (1-5).
5. Schütze Daniel. GRACE follow-on laser ranging interferometer / *Quantum to Cosmos 5*, Cologne, Germany, Oct. 9-12, 2012. URL http://www.zarm.uni-bremen.de/Q2C5/pdf/presentations/Schuetze_GRACE.pdf
6. Heinzel Gerhard. Satellite interferometry from LTP and GRACE Follow-On to LISA / *LISA Symposium Zürich* Sept. 6. 2016. URL: <https://pdfs.semanticscholar.org/presentation/df7e/ece0df094cdb3c5b9bcfd370942709fffc0e.pdf>.
7. Schütze Daniel et al. LISA-like Laser Ranging for GRACE Follow-on / *9th LISA Symposium, Paris ASP Conference Series*, 467. 2012. pp. 285-289.
8. Heinzel Gerhard et al. Laser ranging interferometer for GRACE Follow-on / *Proc. SPIE 10564, International Conference on Space Optics*. 2017. 1056420. doi: 10.1117/12.2309099; <https://doi.org/10.1117/12.2309099>.
9. Sutton Andrew. DI Ranging for the GRACE-FO Laser Ranging Interferometer. / *Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology*. URL: http://www.physics.ufl.edu/lisasymposiumx/resources/contributions/Th4b_2_Sutton.pdf.
10. Reigber Ch., Luehr H., Schwintzer P.. CHAMP mission status // *J. Adv Space Res.* 30 (2). 2002. P. 129 -134.

11. Albertella A., Migliaccio F., Sansò F.. GOCE: The Earth gravity field by space gradiometry//Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy. 83. 2002. P.1.-15. DOI: 10.1023/A:1020104624752.
12. Touboul P., Willemenot E., Foulon B. and Josselin V. Accelerometers for CHAMP, GRACE and GOCE space missions: synergy and evolution // Bollettino di Geofisica Teorica ed Applicata. 40. No 3-4. 1999. P. 321-327.
13. Laser Interferometer Space Antenna (LISA) Measurement Requirements Flowdown Guide // LISA Project internal report number LISA-MSE-TN-0001 (April 2009), 15 p.
14. Bai Yanzheng et al. Research and Development of Electrostatic Accelerometers for Space Science Missions at HUST // Sensors. 17. 2017. P. 1943. doi:10.3390/s17091943.
15. URL:<http://www.zakupki.gov.ru/epz/order/notice/ok44/view/documents.html?regNumber=0995000000216000045>.
16. АО «МОРИОН» [электронный ресурс], URL: <http://www.morion.com.ru/rus/>.
17. АО «МОРИОН» [электронный ресурс], URL: http://www.morion.com.ru/catalog_pdf/NEW-ГК333М_БЕР_1.pdf.
18. АО «МОРИОН» [электронный ресурс], URL: <http://www.morion.com.ru/rus/rb/>.
19. Демидов Н.А., Беляев А.А., Сахаров Б.А. Перспективный бортовой водородный стандарт частоты космического применения. / VIII International Symposium "METROLOGY OF TIME AND SPACE". 2016. P.41.
20. АО «НПП «Геофизика-Космос»» [электронный ресурс], URL: <http://www.geofizika-cosmos.ru/>.
21. МОКБ «Марс» [электронный ресурс], URL: <http://www.mars-mokb.ru/index.html>.
22. ООО «Азмерит», [электронный ресурс], URL: www.azmerit.ru.
23. ООО «Гаскол» [электронный ресурс], URL:www.gaskol.ru.
24. Reigber C. et al // An Earth gravity field model complete to degree and order 150 from GRACE: EIGEN-GRACE02S// Journal of Geodynamics. 39. 2005. P. 1-10.
25. Госкорпорация Роскосмос [электронный ресурс], <https://www.roscosmos.ru/468/>.
26. АО «НПО Лавочкина» [электронный ресурс], <https://www.laspace.ru/company/products/launch-vehicles/fregat/>.
27. Васильев В.П., Шаргородский В.Д.. Современное состояние высокоточной спутниковой лазерной дальнометрии в России // Фотоника. № 6/66. 2017. С.74-85.