

А. А. КРАСНОВ, В. Г. РОЗЕНЦВЕЙН

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ЭЛЕКТРОСТАТИЧЕСКИХ АКСЕЛЕРОМЕТРОВ КОСМИЧЕСКОГО ПРИМЕНЕНИЯ

Представлен обзор электростатических акселерометров, разработанных для различных космических проектов. Описаны технические решения, позволяющие достичь высокой точности измерений. Рассмотрены области применения, тенденции развития электростатических акселерометров и пути улучшения их эксплуатационных характеристик.

Ключевые слова: электростатический акселерометр, электростатический подвес, пробная масса, космический аппарат.

Введение

Космические условия дают ряд преимуществ при решении задач, связанных с изучением гравитационного поля и фигуры Земли, а также с проведением фундаментальных физических экспериментов. В значительной степени это обусловлено отсутствием земного уровня силы тяжести, что позволяет применять на борту космического аппарата (КА) высокочувствительные акселерометры с малым диапазоном измерений. В космосе возможно эффективное экранирование от остаточного магнитного и электрического полей Земли. Тепловая среда на КА имеет четкие внешние условия, при этом известно точное расположение внутренних источников энергии. На борту КА можно стабилизировать внутреннее гравитационное воздействие, создавая его жесткую конструкцию без движущихся или вращающихся масс. Кроме того, на КА спокойная, контролируемая вибрационная обстановка.

Вместе с тем следует учитывать определенные особенности создания техники космического применения. Они связаны с необходимостью защиты от окружающей

Краснов Антон Алексеевич. Кандидат технических наук, начальник отдела гравиинерциальных и оптоэлектронных комплексов, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»; Университет ИТМО (С.-Петербург). Член секции молодых ученых международной общественной организации «Академия навигации и управления движением». ORCID: 0000-0003-0298-2418.

Розенцвейн Владимир Георгиевич. Кандидат технических наук, старший научный сотрудник, АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор».

радиационной среды, стартовых вибраций и ускорений, с уменьшением габаритов и энергопотребления, обеспечением надежности оборудования и его дистанционного обслуживания, а также с необходимостью разработки оригинальных методов испытаний аппаратуры в наземных условиях.

Существуют две области применения высокочувствительных акселерометров в космосе. Прежде всего, это измерение негравитационных сил (остаточное сопротивление атмосферы, давление солнечной радиации и т.д.), действующих на КА, с целью как их изучения, так и компенсации их воздействия. Так называемые свободные от сноса КА, на которых выполняется компенсация негравитационных ускорений, широко распространены в зарубежных космических проектах, поскольку движение по геодезической линии является наиболее экономичным, и предоставляют уникальные условия для космических исследований. Вторая область применения – это дифференциальное измерение ускорений между несколькими акселерометрами, установленными внутри КА или на различных КА, что позволяет определять градиенты силы тяжести, исследовать гравитационные волны и выполнять эксперименты по проверке теории относительности. Спутниковые методы изучения аномального гравитационного поля Земли на акватории Мирового океана не обладают длинноволновыми погрешностями, поэтому они активно привлекаются для компенсации погрешностей морских и авиационных гравиметрических съемок, выполняемых с использованием относительных гиросtabilизированных и бесплатформенных гравиметров.

Анализ литературы показал, что наиболее распространенными для решения перечисленных задач в космосе являются акселерометры с электростатическим взвешиванием пробной массы. Цель настоящей работы – рассмотреть технические решения по построению электростатических акселерометров (ЭСА), описать их применение в космических проектах и определить направления совершенствования. Статья содержит четыре раздела. В первом рассмотрен общий принцип работы ЭСА. Во втором и третьем описываются устройство ЭСА, его технические характеристики и достигнутые результаты его использования для измерения негравитационных сил и дифференциальных измерений ускорений соответственно. Четвертый раздел посвящен перспективному ЭСА.

1. Принцип работы ЭСА

Электростатический подвес строится по принципу динамической следящей системы с обратной связью по линейному перемещению пробной массы (ПМ) относительно пар электродов, расположенных на корпусе прибора. В общем случае ПМ в виде параллелепипеда удерживается в неподвижном положении и неизменной ориентации посредством шести контуров следящих систем, действующих независимо. Пара электродов, соответствующих каждому контуру, используется как для генерации электростатической восстанавливающей силы, так и для емкостного определения положения ПМ (рис. 1).

По измерениям C_1 , C_2 емкостных датчиков определяются напряжения U_1 , U_2 , которые должны быть приложены к противоположным электродам для создания электростатического поля. Одновременно на ПМ действует единое для шести контуров переменное напряжение синусной формы $U_{др}$. К ПМ или к обоим электродам может также быть приложено опорное напряжение смещения $U_{оп}$, для того чтобы сделать управление линейным. Оба электрода притягивают ПМ силами F_1 и F_2 , пропорцио-

нальными градиенту емкости и квадрату разности потенциалов между ПМ и электродом. Результирующую силу $F = F_1 + F_2$ можно записать как

$$F = \frac{1}{2} [\nabla C_1 (U_1 - U_{оп})^2 + \nabla C_2 (U_2 - U_{оп})^2]. \quad (1)$$

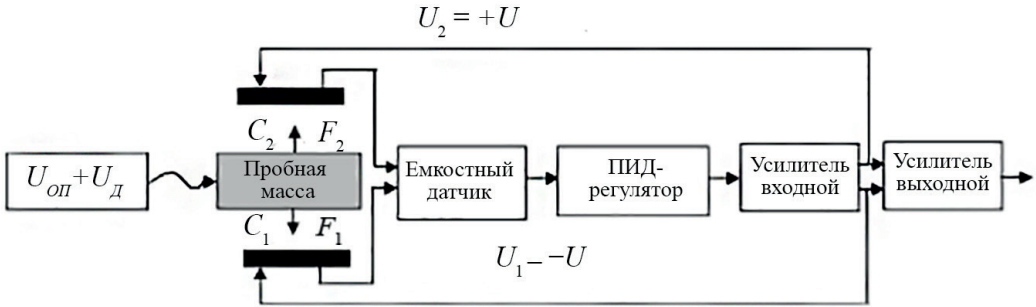


Рис. 1. Схема контура следящей системы ЭСА

В случае идеальной симметрии контура следящей системы ЭСА $\nabla C_1 = -\nabla C_2 = \nabla C$, $U_1 = -U_2 = U$ равнодействующая сила F пропорциональна напряжению U :

$$a_{эл} = \frac{F}{m} = \frac{2 \cdot \nabla C \cdot U_{оп} \cdot U}{m} = \frac{2 \cdot \nabla C \cdot U_{оп}}{m} \cdot H(p) \cdot (x_{ПМ} - x_{КОР} - x_{ШУМ}), \quad (2)$$

где $x_{ШУМ}$ – шум емкостного датчика, преобразованный к перемещению, $x_{ПМ}$ – перемещение ПМ, $x_{КОР}$ – перемещение корпуса акселерометра, $H(p)$ – передаточная функция ПИД-регулятора:

$$H(p) = \omega_0^2 \left(1 + bp + \frac{c}{p} \right). \quad (3)$$

Выходной усилитель обеспечивает измерение фактического приложенного напряжения U , которое представляет собой аналоговый выход акселерометра.

Выражение для измеренной величины имеет вид:

$$a_{эл} = \frac{H(p)}{H(p) + (p^2 \pm \omega_{П}^2)} \cdot (a_{КА} - a_{ВОЗМ} - g + (p^2 + \omega_{П}^2) \cdot x_{ШУМ}), \quad (4)$$

где g – ускорение, обусловленное микрогравитацией, $a_{КА}$ – ускорение КА, $a_{ВОЗМ}$ – возмущающие ускорения, независимые от электростатического подвеса, $\omega_{П}$ – угловая частота, вызванная паразитной неконтролируемой жесткостью подвеса.

Выражение для смещения ПМ определяется следующим образом:

$$x_{ПМ} = x_{КОР} - \frac{H(p)}{H(p) + (p^2 \pm \omega_{П}^2)} \cdot x_{ШУМ} + \frac{1}{H(p) + (p^2 \pm \omega_{П}^2)} \cdot (a_{КА} - a_{ВОЗМ} - g). \quad (5)$$

Полоса пропускания электростатического подвеса может быть выбрана независимо от частотной области измерения. Не влияя на разрешение акселерометра, она может быть существенно больше частотной области измерения, в силу чего частотная характеристика акселерометра будет плоской (первый член выражения для из-

мерения почти равен единице) и движение ПМ будет ограничено, что обеспечивает линейность акселерометра и стабильность его характеристик.

Преимуществом электростатического подвеса является возможность взвешивания ПМ без механического контакта с корпусом, что позволяет создать трехосный акселерометр и генерировать очень слабые ускорения с измеряемым уровнем прикладываемых напряжений. Так, легко может быть создан электростатический привод с коэффициентом передачи менее 10^{-8} м/с² на 1 В [1, 2]. Для акселерометров космического применения значительно увеличивается разрешающая способность за счет уменьшения динамического диапазона измерения, вызванного отсутствием нормального уровня силы тяжести на КА. Даже на низких орбитах (высота 270 км) диапазон ускорений свободного спутника составляет $\pm 10^{-5}$ мс⁻², что почти в 10^6 раз меньше земного диапазона.

В первых ЭСА была выбрана сферическая ПМ, а ее положение контролировалось без учета вращения. Эта относительно простая конструкция не могла обеспечить высокую точность измерений, так как остаточные геометрические и электрические дефекты сферичности приводили к изменению чувствительности по мере поворота ПМ. Кроме того, такой акселерометр не мог использоваться для контроля вращательного движения КА. Из-за перечисленных недостатков в акселерометрах начали применять ПМ в виде параллелепипеда [2].

Эксплуатационные качества акселерометра зависят от разрешения емкостного датчика положения, ограниченной жесткости подвеса, которая связывает ПМ с корпусом акселерометра, независимых от электростатического подвеса ускорений и возмущений, вызванных воздействием внешней среды (магнитной, электрической, тепловой). Качество акселерометров также определяется технологиями и материалами, используемыми для их изготовления и монтажа.

На основе описанной концепции был разработан целый ряд ЭСА. История создания ЭСА начинается в 1950-х гг. (старт космической эры), когда они стали использоваться для контроля движения спутников в космических миссиях по исследованию окружающей среды [3].

2. ЭСА для измерения негравитационных сил

2.1 ЭСА для навигации и определения изменений плотности атмосферы

Начиная с 1958 г. в США компанией Bell Aerospace Textron была разработана линейка миниатюрных ЭСА (Miniature Electrostatic Accelerometer – MESA) для измерения слабых ускорений в космосе.

Первые MESA проектировались одноосными и имели ПМ цилиндрической формы. С 1963 г. примерно 40 одноосных MESA были запущены в космос. На спутнике Atmosphere Explorer AE-C, проработавшем на орбите 5 лет, была установлена триада одноосных MESA. В 1978 г. начались полеты трехосной версии MESA. В космос было запущено девять таких акселерометров. Большинство из них использовались для навигации и определения изменений плотности атмосферы [4, 5].

В дальнейшем при проектировании ЭСА задавались следующие требования: наличие трехосного электростатического подвеса; ПМ должна быть максимально тяжелой и симметричной по трем осям; управление ПМ должно осуществляться по шести степеням свободы; возможность производить калибровку в наземных условиях;

достижение порога чувствительности 10^{-10} м/с²; обеспечение ортогональности электродов для минимизации перекрестных связей [4].

Сборка одного из MESA с кубической ПМ показана на рис. 2, а его технические характеристики приведены в табл. 1.

В приведенном образце ПМ с окружающими ее электродами располагается в герметичном корпусе, заполненном газовой смесью для демпфирования и защиты ПМ во время старта КА.

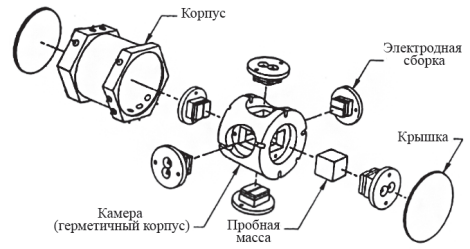


Рис. 2. Сборка акселерометра MESA с кубической ПМ

Таблица 1

Параметр	Величина	
Тип	Трехосный	
ПМ	Кубическая ПМ из бериллия со стороной 12,7 мм, весом 1 г.	
Размер	88,9×127×228,6 мм	
Вес	2,3 кг	
Мощность	9 Вт	
Порог чувствительности	10^{-8} м/с ²	
Диапазон измерения	нижний	10^{-4} м/с ²
	верхний	10^{-1} м/с ²
Погрешность масштабного коэффициента	испытания на Земле	0,5%
	испытания на орбите	0,05%

2.2 ЭСА для управления спутником, свободным от сноса

В 1960-х гг. Стэнфордским университетом была предложена технология свободного от сноса спутника [6]. Первый подобный спутник TRIAD с ЭСА в системе компенсации возмущений DISCOS (Disturbance Compensation System) был запущен в 1972 г. [7, 8], конструктивно он состоял из трех основных частей (рис. 3).

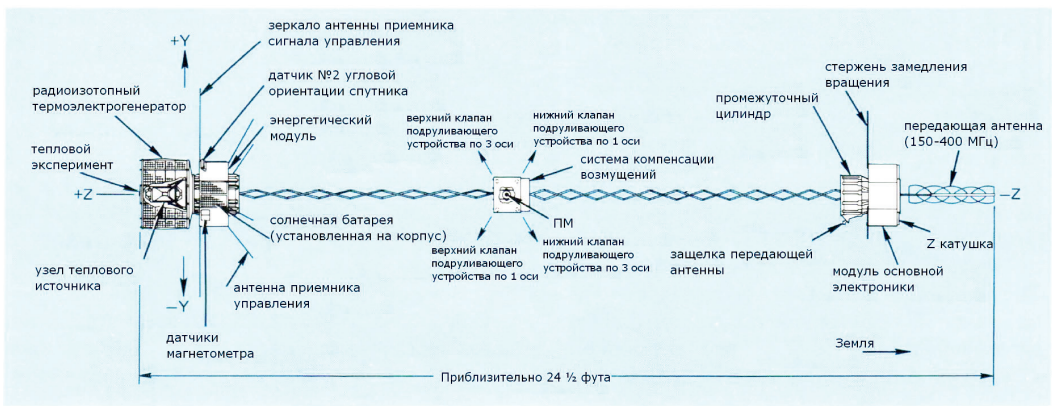


Рис. 3. Конфигурация спутника TRIAD

В средней части спутника была взвешена сферическая ПМ диаметром около дюйма, которая, будучи полностью изолированной, не подвергалась внешним воздействиям. ПМ изготавливалась из платины, покрытой золотом. Для исключения слабого гравитационного притяжения ПМ остальные части спутника были размещены на концах двух длинных штанг. ПМ двигалась по точно предсказуемой орбите – геодезической линии, сам спутник был подвержен сопротивлению воздуха и давлению солнечного света, которые заставляли его двигаться по другой орбите. Датчики положения фиксировали приближение взвешенной ПМ к одной из стенок своего корпуса и запускали двигатели, чтобы увести КА, а вместе с ним и корпус ЭСА от ПМ. Таким образом, сопоставляя свое движение с движением ПМ, КА двигался так, будто никаких дополнительных возмущающих сил не существовало, что позволяло его использовать для летных испытаний навигационной спутниковой системы Военно-морского флота США [9].

2.3 ЭСА CACTUS и ASTRE для исследования сил сноса и мониторинга микрогравитации космических лабораторий

Как отмечено выше, первые ЭСА имели сферическую пробную массу. Акселерометр CACTUS (Capteur Accelerometrique Triaxial Ultra Sensible) был спроектирован в лаборатории Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA, Франция) и весной 1975 г. запущен на французском спутнике CASTOR-D5B. Целью исследований было определение сил сноса КА в диапазоне ускорений 10^{-9} – 10^{-4} м/с², акселерометр эксплуатировался до 1979 г. [2, 10–12].

Акселерометр ASTRE (Accelerometre Spatial Triaxial Electrostatique) с ПМ в виде параллелепипеда был разработан компанией ONERA для мониторинга уровня микрогравитации многоазовой космической лаборатории Spacelab, предназначенной для проведения различных экспериментов [2, 13]. ПМ акселерометра с размерами 4×4×1 см и массой 72 г выполнена из сплава титана с золотым покрытием. Погрешность геометрии ПМ составляла 1 мкм, а неперпендикулярность граней – менее чем несколько угловых секунд. Камеру для ПМ формировали три электродные пластины из силиката титана с коэффициентом теплового расширения 10^{-8} К⁻¹, покрытые золотом для создания электродов электростатического подвеса [13]. На пластинах установлены механические ограничители, изготовленные из титанового сплава с золотым покрытием.

Ограничители поддерживают ПМ во время старта КА и предотвращают ее контакт с электродами при работе акселерометра.

Чувствительный элемент (ЧЭ) ЭСА выполнен в виде единого блока массой 5,6 кг и размерами 19,5×10,5×16,5 см (рис. 4), а его номинальное энергопотребление составляет около 2 Вт.

ЧЭ акселерометра установлен внутри герметичного корпуса из сплава FeNi (инвара), на котором размещаются электронные платы акселерометра. Вакуум внутри корпуса во время наземных испытаний

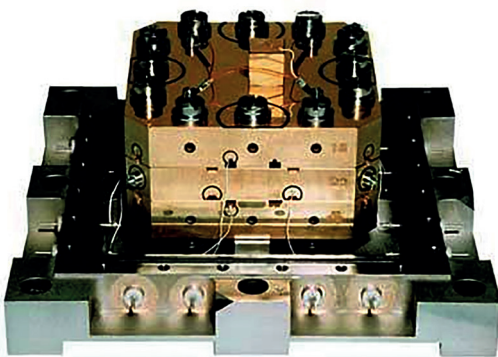


Рис. 4. Чувствительный элемент акселерометра ASTRE

поддерживается с помощью ионного насоса, а во время испытаний в свободном падении, хранения, запуска и работы на орбите – посредством геттера, интегрированного в корпус прибора. Электроника акселерометра состоит из трех функциональных плат, платы общей электроники и интерфейсной платы. Функциональные платы реализуют шесть аналоговых замкнутых контуров для управления ПМ по шести степеням свободы. Каждый контур состоит из емкостного датчика положения, соответствующего одной паре электродов, корректирующего контура и двух усилителей привода, генерирующих напряжение, приложенное к тем же двум электродам. Спектральная плотность шума датчиков положения – менее 10^{-11} м/Гц^{1/2}. Плата общей электроники содержит источники опорного напряжения, необходимые для обеспечения линейности электростатических приводов и для работы емкостного датчика положения ПМ, а также измерительные усилители. Пропускная способность усилителей ограничена фильтром 4-го порядка с частотой среза 1,9 Гц, чтобы подавить вибрации космической лаборатории Sraselab, которые на верхних частотах достигали 0,2-0,3 м/с². В случае возмущений, превышающих полный диапазон измерения, выходные усилители насыщаются, и взвешивание ПМ может быть временно утрачено. Возобновление номинального режима работы акселерометра происходит автоматически, когда уровень ускорения снижается.

В табл. 2 представлены технические характеристики акселерометра ASTRE, проверенные прямыми измерениями (И) либо полученные аналитически (А) [13]. В таблице X – вертикальная ось, Y , Z – горизонтальные оси.

Т а б л и ц а 2

Наименование характеристики, единицы измерения	Требован.	Технические характеристики по осям		
		X	Y	Z
Максимальное ускорение, м/с ²	$>2 \cdot 10^{-2}$	(А) $12 \cdot 10^{-2}$	(И) $5 \cdot 10^{-2}$	(И) $5 \cdot 10^{-2}$
Измерительный диапазон, м/с ²	$\pm 10^{-2}$	(А) $\pm 1,29 \cdot 10^{-2}$	(И) $\pm 1,30 \cdot 10^{-2}$	(И) $\pm 1,33 \cdot 10^{-2}$
Полоса пропускания, Гц	0–1	(И)0–1,9	(И)0–1,9	(И)0–1,9
Разрешение, м/с ²	10^{-7}	(А) $<10^{-7}$	(И) 10^{-8}	(И) 10^{-8}
Смещение, м/с ²	$<3 \cdot 10^{-4}$	(И) $<5 \cdot 10^{-5}$	(И) $<1 \cdot 10^{-5}$	(И) $<1 \cdot 10^{-5}$
Масштаб. коэффициент, Вм ⁻¹ с ²	$10^3 \pm 10\%$	(А) $1,05 \cdot 10^3$	(И) $1,035 \cdot 10^3$	(И) $1,015 \cdot 10^3$
Тепловое смещение ЧЭ, м/с ² /°С	$2 \cdot 10^{-7}$	(А) $<2 \cdot 10^{-7}$	(А) $<2 \cdot 10^{-7}$	(А) $<2 \cdot 10^{-7}$
Масштабный коэффициент теплового смещения ЧЭ, 1/°С	$5 \cdot 10^{-3}$	(И) $2 \cdot 10^{-3}$	(И) $4,7 \cdot 10^{-3}$	(И) $4,8 \cdot 10^{-3}$
Период тепловой реакции, с	$>3 \cdot 10^4$	(И) $7 \cdot 10^4$	(И) $7 \cdot 10^4$	(И) $7 \cdot 10^4$
Коэффициент нелинейности, м ⁻¹ с ²	<1	(А) <1	(И) <1	(И) <1

2.4 Акселерометр STAR для миссии CHAMP

Компанией ONERA на базе акселерометра ASTRE был создан ряд ЭСА с незначительными изменениями – STAR, SuperSTAR и GRADIO, которые успешно использовались в различных космических проектах [14].

Акселерометр STAR был применен в проекте CHAMP (Challenging Minisatellite Payload), реализованном научно-исследовательским геоцентром Потсдама (Geofor-

schungszentrum Potsdam – GFZ) в 2000–2010 гг. и направленном на изучение гравитационного и магнитного полей Земли, а также их временных изменений, измерения сил сноса, эффекта маневра КА, колебаний плотности атмосферы [15].

Орбита спутника с трехосным акселерометром STAR на борту отслеживалась с помощью спутников GPS/ГЛОНАСС. Гравитационное поле определялось по результатам измерения гравитационных возмущений орбиты спутника, в связи с чем важное значение имело определение негравитационных возмущений орбиты по данным бортового ЭСА [16].

Конструкция подвеса акселерометра STAR содержит шесть пар электродов, обозначенных А1–А6, которые управляют движением ПМ по шести степеням свободы. Внутренняя камера акселерометра, состоящая из трех электродных пластин из кварцевого стекла, окружает ПМ размерами 4×4×1 см и весом 72 г (рис. 5). ПМ изготовлена из титанового сплава, покрытого хромом.



Рис. 5. Модель STAR (слева). Внутренняя камера STAR (справа)

По отношению к акселерометру ASTRE в акселерометре STAR уменьшен диапазон измерения до $\pm 10^{-4}$ м/с², а также увеличена разрешающая способность до 3×10^{-9} м/с² для осей Y и Z и 3×10^{-8} м/с² для оси X в пределах пропускной способности измерения 0,0001–0,1 Гц. Чтобы обеспечить наземные испытания ЭСА, необходимо взвесить его ПМ в гравитационном поле Земли. Для этого увеличивают напряжение взвешивания ПМ и уменьшают зазор между ПМ и электродами, исключая пробой, дополнительно увеличивают площадь вертикальных электродов, что обеспечивается формой ПМ в виде параллелепипеда. Эти действия приводят к увеличению жесткости канала X и, следовательно, уменьшению его точности. Ось канала X на Земле и на орбите ортогональна поверхности Земли [17, 18].

Акселерометр STAR помещался в центре тяжести КА, чтобы минимизировать влияние возмущений, вызванных угловыми ускорениями и внутренними гравитационными градиентами КА. При этом вся полезная нагрузка КА, а также 2 цистерны с газообразным азотом располагались так, чтобы центр масс акселерометра совпадал с центром масс КА на протяжении всей миссии [19].

Характеристики ЭСА в основном зависят от стабильности, чистоты и геометрической точности сборки конструкции внутри герметичного корпуса. На корпусе расположены электронные платы ЭСА для уменьшения паразитных емкостей между ЧЭ датчика и электрическими цепями. Во время эксплуатации ПМ поддерживается неподвижно в центре камеры на расстоянии 60 мкм вдоль оси X и 75 мкм вдоль осей Y и Z. Характеристики STAR были протестированы в свободном падении в Бременской башне [2, 20, 21].

Спутник CHAMP был запущен 15 июля 2000 г. с космодрома Плесецк и завершил полет 19 сентября 2010 г., сделав 58277 витков вокруг Земли. Модели, построенные по данным проекта CHAMP, позволили уточнить потенциал гравитационного поля Земли до 120-140-й сферической гармоники.

2.5 Электростатический акселерометр SuperSTAR для миссий GRACE и GRACE-FO

Следующим космическим проектом, направленным на изучение гравитационного поля Земли и его временных вариаций, связанных в частности с процессами изменения климата, была миссия GRACE (Gravity Recovery And Climate Experiment) американского агентства NASA и Германского центра авиации и космонавтики [15].

В проекте GRACE (2002–2017 гг.) два спутника двигались по одной и той же орбите на расстоянии 220 км друг от друга. Как и в проекте CHAMP, орбиты спутников отслеживались с помощью навигационных спутников GPS/ГЛОНАСС. Кроме того, расстояние между спутниками определялось с погрешностью порядка 10 мкм с помощью лазерного дальномера. Эти измерения позволяли определять изменения поля силы тяжести. Очевидно, что негравитационные возмущения орбиты спутников были исключены по данным трехосных ЭСА [22].

Для миссии GRACE компанией ONERA был разработан акселерометр SuperSTAR со спектральной плотностью шума 10^{-10} м/с²/Гц^{1/2}, что на порядок меньше плотности шума акселерометра STAR. Принцип измерения акселерометра SuperSTAR и его конфигурация идентичны акселерометру STAR. Улучшение характеристик было обеспечено главным образом увеличением зазора по осям чувствительности между ПМ и электродами до 175 мкм вместо 75 мкм, а также снижением напряжения смещения в два раза. Увеличение зазоров стало возможным благодаря уменьшению измерительного диапазона прибора до единиц 10^{-5} м/с². Изменение опорного напряжения смещения, подаваемого на ПМ с помощью тонкого золотого провода, позволило создать два различных уровня диапазона измерений. Нижний уровень опорного напряжения смещения выбирался для уменьшения полного диапазона измерения и источника шума, а более высокий – для повышения управляемости при взвешивании ПМ. Такая возможность возникает благодаря тому, что плюс и минус напряжения привода подается к противоположным электродам (рис. 1), чей электрический потенциал поддерживается опорным напряжением смещения постоянного тока, чтобы управление сделать линейным. В таком случае возникающая электростатическая сила пропорциональна электрическому потенциалу ПМ, которым можно управлять [14, 22, 23].

Учитывая, что одновременно в проекте синхронно работали два акселерометра на двух спутниках, особое внимание уделялось идентичности их характеристик.

В проекте GRACE-FO (GRACE Follow-On) [24], основная цель которого заключалась в обеспечении ежемесячного получения данных для глобальной модели гравитационного поля Земли с высоким разрешением, использовался улучшенный ЭСА из серии SuperSTAR [25, 26]. При этом особое внимание было уделено пассивным и активным средствам стабилизации температуры КА [27]. Ряд технических решений по термостабилизации ЭСА позволил достичь спектральной плотности шума менее 10^{-10} м/с²/Гц^{1/2}.

Все контуры нагревателей представляют собой сочетание трех элементов: бортового компьютера, блока распределения мощности и электроники управления на-

гревателем. Бортовой компьютер обеспечивает цифровое пропорционально-интегральное (ПИ) регулирование по индивидуальным алгоритмам для каждого канала и телеметрический мониторинг. Вычисленная по алгоритмам потребляемая мощность реализуется регулированием тока с разрешением 7 бит. Чтобы избежать высокого рассеивания мощности в блоке ее распределения, все элементы питания расположены рядом с относящимся к ним нагревателем. Реализованный алгоритм допускает некоторые корректировки и настройки по показаниям термисторов.

Ядром каждого элемента управления нагревателем является линейно управляемый каскад мощности на МОП-транзисторах. Блок распределения мощности имеет 72 канала, что позволяет размещать нагреватели и связанные с ними элементы управления во многих местах и тем самым обеспечить стабильность зон терморегулирования. Сочетание элементов управления нагревателями с их линейными характеристиками по всей системе КА обеспечивает спокойную тепловую обстановку, которая, как выяснилось, была необходима в проектах CHAMP и GRACE. Тогда ЭСА в полете измеряли в частности микросейсмические возмущения, обусловленные ре-лейным тепловым управлением.

По результатам проектов GRACE и GRACE-FO построены глобальные модели геопотенциала до 200-240-й степени разложения. Данные проектов были использованы и при разработке моделей более высокого порядка, например EGM2008 [15].

Следует отметить, что появились предложения по расширению задач миссии GRACE-FO, а именно определению значений вторых производных гравитационного потенциала по измерениям акселерометров, данным об ориентации и координатах КА. Этот проект получил название GRACE-GM [28].

2.7 ЭСА МАС для изучения околоземной космической среды

Для проектов Европейского космического агентства (ESA) Чешский центр аэрокосмических исследований (Czech Aerospace Research Centre) разработал несколько моделей электростатических акселерометров МАС (Micro Accelerometer) [29].

Основным элементом акселерометров МАС является кубическая ПМ со стороной 29,96 мм, расположенная в герметичной кубической полости со стороной 30 мм. Полость образована шестью призмными блоками. ПМ и блоки изготовлены из специального кварцевого стекла и хромированы так, чтобы соответствующие рисунки на призмных блоках и ПМ образовывали электроды. Во время измерения положение ПМ определяется емкостными датчиками и стабилизируется по всем шести степеням свободы. Общая масса прибора составляет 5,61 кг. Мощность, потребляемая ЧЭ, составляет 0,6 Вт, электронным блоком – 5,9 Вт. Размеры чувствительного элемента: 15×15×18 см. Размеры электронного блока: 14×20×23 см.

Первые акселерометры МАС-01 и МАС-02 были запущены в 1992 и 1996 гг. соответственно на пилотируемых КА для отработки технологии измерений. Следующая модель акселерометра МАС-03 в 2003–2011 гг. использовалась в рамках проекта MIMOSA (Micrometeorology of Satellite Acceleration), который был посвящен исследованию плотности атмосферы. Акселерометр в данном проекте выполнял ключевую роль по измерению ускорений, возмущающих движение КА относительно расчетной орбиты. Последняя модель акселерометра МАС-04 работала в системе управления движением спутника SWARM [30], который был запущен 22 ноября 2013 г. в рамках

проекта по изучению магнитного поля Земли. На рис. 6 представлены блок электроники, ЧЭ и механическая часть этой модели ЭСА, а его основные параметры приведены в табл. 3.

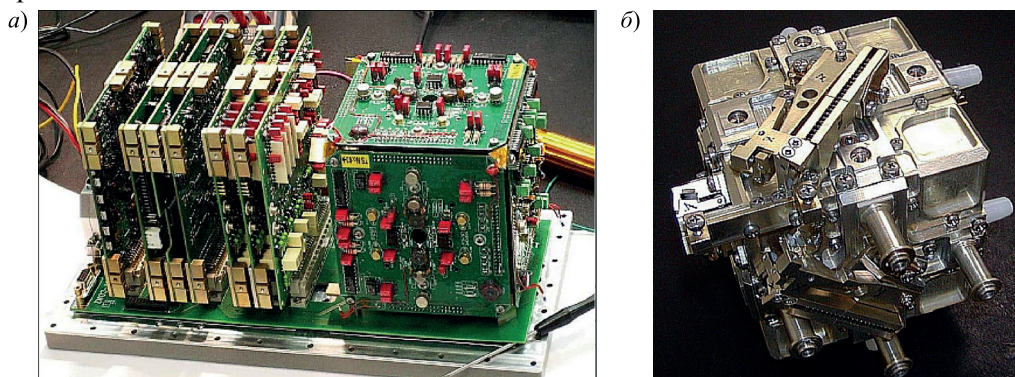


Рис. 6: а – блок электроники MAC-04 (слева), чувствительный элемент (справа), б – механическая часть ЭСА

Таблица 3

Диапазон линейных ускорений, м/с^2	$\pm 10^{-4}$
Диапазон угловых ускорений, рад/с^2	$\pm 3 \times 10^{-8}$
Полоса измерения, Гц	от 10^{-4} до 10^{-1}
Разрешение для линейного ускорения, м/с^2	$< 10^{-9}$
Разрешение для углового ускорения, рад/с^2	$< 10^{-7}$
Случайная погрешность измерений, м/с^2	5×10^{-10}
Погрешность определения компонент вектора линейного ускорения – менее 0,2% от измеряемой величины	

2.8 Электростатический инерциальный датчик для миссий LISA и LISA Pathfinder

Еще одной областью применения технологий электростатического подвеса в космосе является постановка тонких физических экспериментов. В частности, специальный инерциальный датчик был разработан для проекта LISA (Laser Interferometer Space Antenna), нацеленного на обнаружение космических гравитационных волн в полосе частот 0,0001–0,1 Гц.

Для обработки ключевых технических решений проекта LISA, в частности обеспечения высокоточного движения КА по геодезической линии по информации инерциального датчика с электростатическим подвесом ПМ, в период с декабря 2015 г. по июнь 2017 г. была выполнена миссия LISA Pathfinder [31, 32]. Подготовкой и реализацией этой миссии занимались ESA, NASA, а также космические компании и исследовательские институты Франции, Германии, Италии, Нидерландов, Испании, Швейцарии, Великобритании.

В проекте LISA три КА, содержащих по две ПМ, расположены в вершинах равностороннего треугольника и образуют гигантский интерферометр с длиной плеча 5 млн км (в дальнейшем из-за проблем с лазером и уменьшением стоимости проекта длина плеча была уменьшена до 2,5 млн км). Проект предполагает, что трио КА LISA будет

вращаться вокруг Солнца на том же расстоянии, что и Земля, но отставая примерно на 50 млн км по орбите от нашей планеты.

Для обнаружения гравитационных волн изменения расстояния между ПМ, движущимися по геодезическим линиям, требуется измерять с погрешностью не более 10^{-11} м. Взаимное положение КА и ПМ требуется постоянно контролировать емкостными и интерферометрическими датчиками. Система спутника, свободного от сноса, и надлежащее экранирование должны противодействовать силам возмущения КА [31].

Комплексная технология проекта LISA (LISA Technology Package) включает три основных блока – два блока инерциальных чувствительных элементов ISH (Inertial Sensor Head) и блок оптической метрологии OMS (Optical Metrology Subsystem), расположенный между ними и представляющий собой оптический интерферометр [33]. ПМ разделены номинальным расстоянием $376,00 \pm 0,05$ мм, которое измеряется с помощью лазерного интерферометра вдоль чувствительной оси [38].

Блок ISH предоставляет собой технические средства, необходимые для обеспечения вывода пробных масс на орбиту и управления положением и ориентацией ПМ с помощью электростатического подвеса. Два блока ISH на концах КА установлены на опорную конструкцию из керамического стекла ZERODUR, к которой также крепится оптическая скамья (рис. 7). Каждый блок ISH содержит ПМ, которая будет свободно перемещаться, когда КА выйдет на орбиту. Кубические ПМ размером $46,000 \pm 0,005$ мм (рис. 7) изготовлены из высокочистого сплава золота и платины с низкой магнитной восприимчивостью и имеют массу $M=1,928 \pm 0,001$ кг. ПМ отшлифованы, и их соответствующие грани служат зеркалами для измерения расстояния между ними. Полуциркулярные углубления на ПМ – места крепления первой системы фиксации, пирамидальное углубление по центру – место крепления второй системы фиксации и одновременно точка отсчета расстояния (рис. 7). Каждая из ПМ окружена набором электродов, которые используются для определения положения и ориентации ПМ относительно КА [34].

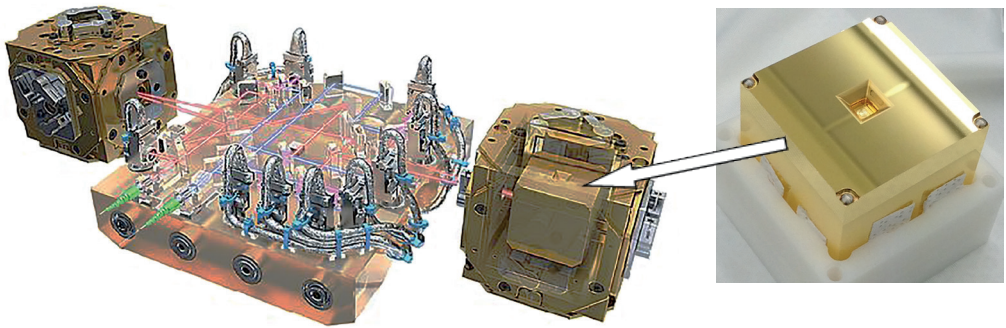


Рис. 7. Блоки инерциальных ЧЭ и блок оптической метрологии проекта LISA (слева). Внешний вид ПМ (справа)

Отдельная сложная техническая задача – создание системы, способной выдерживать вибрацию при выведении КА на орбиту и не потерять точность измерений. В связи с этим процесс освобождения ПМ проходит в три этапа. Сначала снимаются фиксаторы первой очереди, затем – гораздо более точные фиксаторы второй очереди, что позволяет задать ПМ скорость не больше 5 мкм/с, с которой они смо-

гут приблизиться к стенкам не менее чем через полчаса. Одновременно включается электростатическое поле, которое подвесит ПМ, не дав им коснуться стенок. На третьем этапе электростатическое поле будет постепенно снято, чтобы ПМ находились в свободном падении [35].

Так как на КА будут воздействовать случайные силы (всплеска солнечного ветра от вспышки на Солнце хватит, чтобы КА начал двигаться относительно ПМ), необходимо зафиксировать это воздействие и скомпенсировать смещение реактивными микродвигателями. Для этого на КА проекта LISA Pathfinder были размещены две системы, которые создавали тягу, измеряемую в микрограммах, а их общая тяга была сопоставима с весом комара. Кроме того, в миссиях LISA и LISA Pathfinder заряд космическими лучами является основным источником помех, поэтому каждая ПМ снабжена бесконтактной системой измерения и нейтрализации заряда, основанной на ультрафиолетовой фотоэлектронной экстракции [36, 37].

Каждая ПМ со своим собственным электродным корпусом заключена в титановую вакуумную камеру $\text{Ø}18 \times 43$ см, которая откачивается до 10^{-5} Па и не содержит магнитных компонентов. Блок ISH изготавливается из материалов с низким выделением газа. Для ультрафиолетовой разрядной системы и электрических кабелей разработаны специальные вводы.

Блок OMS, основанный на гетеродинной интерферометрии Маха–Цендера, служит в качестве высокоточного оптического датчика дифференциального движения двух и одной ПМ относительно КА.

Концепция проекта LISA Pathfinder заключается в создании экспериментально обоснованной физической модели всех возмущающих эффектов, таких как случайные силы и влияние оптических измерений, которые ограничивают возможности изучения движения ПМ в условиях идеального свободного падения. С самого начала миссия была разработана таким образом, чтобы технология могла быть перенесена в LISA практически без изменений. Вскоре за проектом LISA началась разработка проекта eLISA (evolved Laser Interferometer Space Antenna). Эта миссия должна была состоять из одного материнского КА с двумя ПМ и двух дочерних с одной ПМ в каждом, при этом КА расположены в углах равностороннего треугольника с длиной стороны около 2 млн км. Дочерний КА работает только с материнским. Требуемая точность измерения расстояний для этого проекта составляла 10^{-12} м в диапазоне частот от 1 до 10 мГц [39]. Миссия eLISA возникла как более дешевая альтернатива проекту LISA, который прекратило финансировать NASA. Тем не менее после получения результатов миссии LISA Pathfinder был утвержден более дорогой проект, промежуточный вариант между LISA и eLISA, которому опять присвоили название LISA. Полученные результаты и технологии миссии LISA Pathfinder будут применяться для создания этой космической гравитационно-волновой обсерватории, ее запуск планируется в 2034 г.

2.9 ЭСА MicroSTAR для работы в дальнем космосе

Для улучшения характеристик ЭСА было предложено устанавливать акселерометр на вращающуюся платформу, которая модулирует негравитационное ускорение и таким образом позволяет компенсировать систематическую погрешность измерений. Предлагалось на платформу устанавливать акселерометр MicroSTAR,

который обладал пониженным энергопотреблением, габаритами и весом, что особенно важно при работе в дальнем космосе [40–42].

Конфигурация акселерометра MicroSTAR с кубической ПМ и шестью идентичными управляющими контурами обеспечивает с одинаковой чувствительностью измерения линейных и угловых ускорений по шести степеням свободы относительно ортогональных осей. ПМ окружена тремя парами одинаковых электродных пластин (рис. 8) из материала с ультранизким коэффициентом температурного расширения. На каждой пластине с помощью запатентованной ультразвуковой обработки выгравированы два электрода [43].

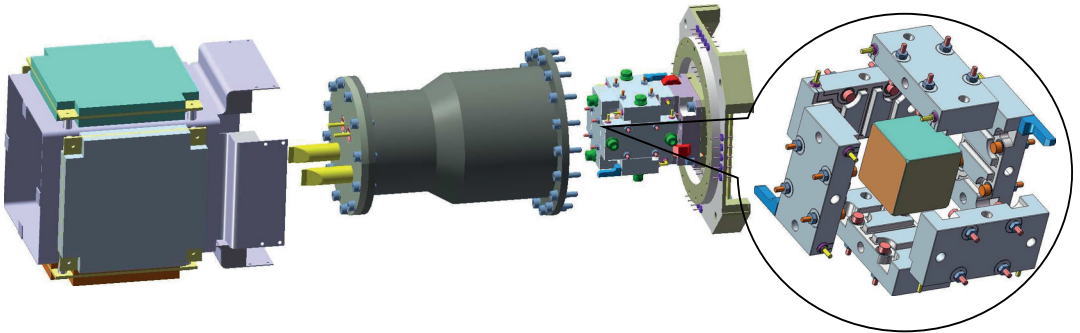


Рис. 8. Основные функциональные блоки акселерометра MicroSTAR на основании-пластине с герметичным корпусом (слева). Сборка ЧЭ акселерометра MicroSTAR (справа)

Характеристики акселерометра MicroSTAR могут адаптироваться к КА для каждой миссии, так как измеряемые ускорения зависят от траектории, массы и формы КА. Диапазон и шум ЭСА корректируются путем изменения размера ПМ для изменения зазора между ПМ и электродами. Размер зазора может быть выбран в диапазоне от 50 мкм до 400 мкм. Меньший зазор приводит к диапазону измерений $\pm 1,1 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}^2$ и среднеквадратичной погрешности $1,2 \cdot 10^{-9} \text{ м/с}^2$ внутри полосы измерения 0,0002–0,1 Гц, что удобно для миссий вокруг планетарных тел с атмосферой [44].

Размеры ПМ составляют $34 \times 34 \times 34 \text{ мм}$, а вес – 184 г. Изготовление ПМ из немагнитного сплава ARCAR исключает влияние магнитных помех, что обеспечивает выполнение требований по шуму ЭСА для будущих космических миссий. Расстояние между ПМ и электродами выбрано 400 мкм. Эта конфигурация обеспечивает диапазон измерений $\pm 6,4 \times 10^{-6} \text{ м/с}^2$.

Для того чтобы проверить концепцию и оптимизировать цикл управления акселерометром, был разработан уменьшенный прототип MicroSTAR с ПМ $20 \times 20 \times 20 \text{ мм}$. Все компоненты акселерометра выполнены из силикатного стекла. Огранка ПМ весом 18 г выполнена таким образом, чтобы две противоположные грани, покрытые золотом, имели противоположную поляризацию.

Предложенная схема ЭСА, запатентованная компанией ONERA (патент n 85.19469) [45], отличается от предыдущих схем, для которых потенциал ПМ был равен Up , а потенциалы на электродах – $+Ue$ и $-Ue$. Эта схема с противоположными напряжениями, приложенными к противоположным граням ПМ, разработанная с целью миниатюризации ЭСА, позволяет не использовать большие дифференциальные трансформаторы и другие электрические компоненты [45]. Положение и ориентация ПМ контролируются шестью парами электродов, потенциалы которых определяются контуром управления. Потенциал $\pm Up$ на ПМ сохраняется постоянным с помощью

генераторов опорного напряжения, подключенных через два тонких золотых провода. На каждой пластине с электродами расположены четыре упора, предотвращающие касание ПМ электродов. Зазоры между ПМ и всеми электродами составляют 300 мкм. Так как конструкция описываемого акселерометра полностью симметрична, номинальное напряжение не может обеспечивать взвешивание ПМ в наземных условиях. ЧЭ акселерометра MicroSTAR установлен в герметичном корпусе на основании-пластине (рис. 8). Геттер поддерживает вакуум менее 10^{-5} Па в течение всего срока службы акселерометра. Платы первичной электроники смонтированы вокруг герметичного корпуса. Выходные сигналы акселерометра оцифровываются с помощью 24-разрядного АЦП. Одни и те же электроды используются для создания электростатического подвеса и определения положения ПМ. Чтобы разделить эти две функции, определение положения ПМ производится на частоте 100 кГц путем добавления к постоянному напряжению U_p напряжения U_d , модулированного частотой измерения. Энергопотребление электронных плат составляет 1,4 Вт.

Основные источники шумов акселерометра MicroSTAR следующие [41]:

- паразитный шум, включая эффект радиометра, асимметричный выброс газа, поршневой шум, шум давления теплового излучения и вредный момент от двух золотых проводов, который является основным источником шума;
- шум детектора, соответствующий шуму, создаваемому электроникой, которая определяет положение ПМ путем измерения емкости каждого зазора; дает основной вклад на высоких частотах;
- шум аналого-цифрового преобразователя, вносящий в измерительную цепочку постоянный для всех частот шум; его значение увеличивается с диапазоном прибора.

В процессе проектирования системы определения смещения разработчики отказались от вращения ЭСА, так как при этом привод должен работать непрерывно, что увеличивает расход энергии и может привести к более быстрому разрушению компонентов. Кроме того, требуется встречное вращение, чтобы не передавать угловой момент на КА, и вращение может вызвать дополнительные изменения силы, действующей на ПМ, которые будут искажать сигнал. Для устранения указанных недостатков было предложено осуществлять реверс прибора на 180° . Угловое ускорение и угловая скорость при развороте удерживаются малыми, чтобы избежать помех и потери управления ПМ. Данные ЭСА, полученные во время вращения, не используются [46]. Для этой схемы модуляции с периодом 10 мин конечная погрешность измерения ускорения при времени интегрирования пять часов и более составляет 1×10^{-12} м/с² [42]. Общая масса прототипа акселерометра – 3 кг.

В декабре 2016 г. были проведены три первых испытания в центре ZARM (г. Бремен, Германия) для проверки контура управления ПМ. Учитывая малый вес, габариты и энергопотребление, а также систему определения смещения, ЭСА MicroSTAR может использоваться для проведения межпланетных исследований в дальнем космосе.

2.10 ЭСА разработки КНР для космических исследований

С 2000 г. в Хуачжунском университете науки и технологии (Huazhong University of Science and Technology – HUST, Китай) начали разрабатывать ЭСА для космических исследований [47], таких как проверка закона «обратных квадратов» (Test of the Inverse-Square Law in Space – TISS) [48] и принципа эквивалентности (Test of Equivalence

Principle in Space with Optical Readout – ТЕРО) [46, 49], обнаружение космических гравитационных волн (проект TianQin) [50], изучение гравитационного поля Земли [51].

В ходе разработок ЭСА были созданы контуры управления положением ПМ с малошумящими емкостными датчиками смещения, отвечающие требованиям задач космических исследований [52], разработаны высоковольтные устройства для взвешивания ПМ [53] и новый контроллер с функцией наблюдения и подавления помех с использованием методологии встроенного управления моделью (Embedded Model Control – ЕМС) [54].

В HUST серьезное внимание уделялось проведению испытаний космического ЭСА в земных условиях. Следует отметить, что прямая проверка рабочих характеристик этих акселерометров на Земле с использованием схемы высоковольтной левитации ограничена остаточным сейсмическим шумом испытательного стенда и сильным вертикальным электростатическим полем [47]. В дополнение к схеме высоковольтного взвешивания для испытаний ЭСА в университете HUST изучались схемы подвеса ПМ на волокне. Несколько управляемых электростатическим полем крутильных маятников были сконструированы для исследования характеристик электростатического управления [55–60]. В HUST также строился испытательный стенд с низкочастотной системой виброизоляции. Ожидалось, что он поможет снизить вибрации на 1 или 2 порядка [61].

Акселерометр HUST был испытан на Земле с высоковольтным и торсионным маятниковым подвесом. Измеренная чувствительность прибора была ограничена сейсмическим шумом, который составил примерно $2 \times 10^{-8} \text{ м/с}^2/\text{Гц}^{1/2}$ на частоте 0,1 Гц [62].

Для отработки технологии изготовления ЭСА была создана летная модель HSEA-I с широким диапазоном измерений для адаптации к ожидаемому уровню микрогравитации КА. Акселерометр был запущен на борту экспериментального технологического спутника в ноябре 2013 г. и испытывался на орбите более трех лет [59, 62]. Основная цель летного эксперимента состояла в полной проверке функции управления ЭСА в течение длительного времени в условиях КА. Данные на орбите показали, что движение ПМ с шестью степенями свободы всегда контролируется в пределах $10 \text{ нм/Гц}^{1/2}$ на частоте 1 Гц, при этом общие характеристики ЭСА на орбите оказались лучше, чем ожидалось.

Усовершенствованный ЭСА был спроектирован для проекта TISS, стартовавшего в 2014 г. Он испытывался на орбите на первом грузовом китайском КА «Тяньжоу-1», который был запущен 20 апреля 2017 г. и пристыкован к космической лаборатории «Тяньгун-2» [47]. Во время полета КА были проведены совместные эксперименты ЭСА с активной системой виброизоляции MAIS (Microgravity Vibration Isolation System), которая была разработана Технологическим и инженерным центром использования космического пространства Китайской академии наук (Technology and Engineering Center for Space Utilization, Chinese Academy of Sciences). С помощью акселерометра измерялась и оценивалась работа системы виброизоляции, что обеспечило получение данных для ее дальнейшего развития. До сих пор только в США и Канаде были разработаны и применены виброизоляционные системы ARIS, STABLE, MIM [63–65].

Таким образом, в HUST создали ключевые технологии для построения собственного ЭСА. Две летные модели ЭСА были успешно протестированы в космосе. Благодаря вышеупомянутым достижениям продолжают развиваться китайские косми-

ческие гравитационные эксперименты, включая среди прочего проекты TISS, TERO и обнаружение гравитационных волн.

2.11 Электростатический микромеханический акселерометр для спутниковых микро- и наноплатформ

Описанные выше ЭСА изготавливаются с применением сложного, дорогого, ультрапрецизионного оборудования и имеют достаточно большие размеры, ограничивающие их потенциальное применение на микро- и наноспутниковых платформах, которые в настоящее время успешно развиваются. Совершенствование технологий MEMS позволило получить несколько видов микромеханических ЭСА с бесконтактным электростатическим подвесом [66, 67], которые, тем не менее, не проектировались для космического применения. Специально для космоса был построен трехосный микромеханический акселерометр Si-MESA (рис. 9) [68, 69].

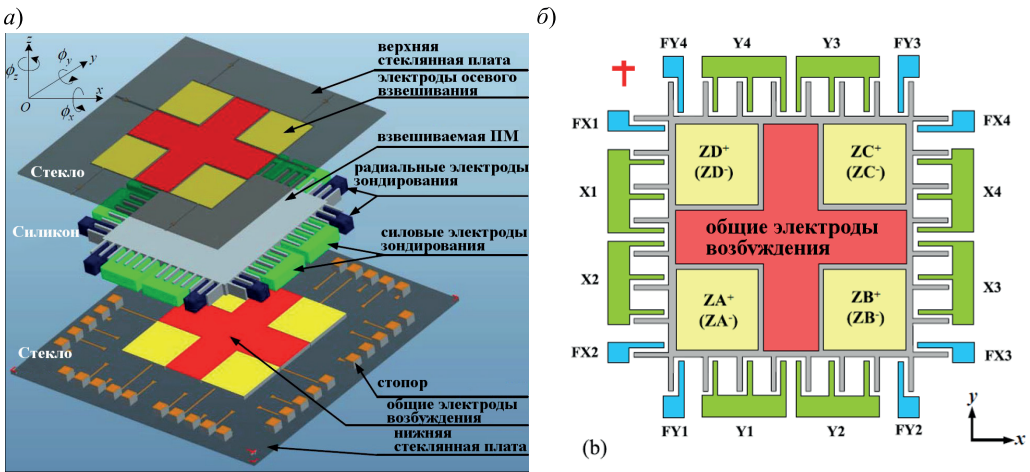


Рис. 9: а – структура акселерометра Si-MESA в разобранном виде; б – рисунок электродов (вид сверху)

Акселерометр Si-MESA работает по принципу баланса сил по шести степеням свободы, т.е. ПМ удерживается в исходном положении с помощью замкнутых контуров управления, включающих силовые электроды и датчики положения, структура которых реализована в форме «сэндвича» – стекло/кремний/стекло – с компактными электродными «узорами». Эта структура по существу состоит из ПМ формы параллелепипеда со стороной 3500 мкм и толщиной 88 мкм с внешней гребенкой, окруженной наборами электродов зондирования, взвешивания и общих электродов возбуждения. Как уже отмечалось, такая форма ПМ облегчает развязку по шести степеням свободы по сравнению с круговыми или дисковыми ПМ и делает возможными наземные испытания. Ожидается, что электроды в форме гребенки повысят разрешение акселерометра Si-MESA по осям x и y до 10^{-5} м/с². Кроме того, на поверхности ПМ размещено сорок осевых и восемь боковых стопоров длиной 3 и 4 мкм соответственно для предотвращения контакта между ПМ и окружающими электродами и решения проблемы прилипания ПМ, а также для разрядки возможных остаточных зарядов, накопленных на ПМ при ее посадке. Поскольку движение ПМ между электродами ограничено этими стопорами на 50% от номинального зазора

(6 мкм), то может быть линейаризована силовая характеристика движения ПМ [70]. Si-MESA прошел экспериментальные земные испытания, которые показали следующие характеристики по осям x и y : минимальный уровень шума – $36,8 \cdot 10^{-5} \text{ мс}^{-2} \text{ Гц}^{-1/2}$ и $0,116 \cdot 10^{-2} \text{ мс}^{-2} \text{ Гц}^{-1/2}$, разрешение – $1,454 \times 10^{-4} \text{ мс}^{-2}$ и $1,432 \times 10^{-3} \text{ мс}^{-2}$ соответственно. Трехосевой акселерометр Si-MESA характеризуется экстремально низким диапазоном измерения, высокой разрешающей способностью и длительным сроком службы и является подходящим для космических применений, таких как управление микро-спутниками для обеспечения свободы от сноса и измерения слабой гравитации [70].

3. ЭСА для измерения дифференциальных ускорений

3.1 ЭСА SAGE для миссии MicroSCOPE

Целью миссии MicroSCOPE (Micro-Satellite à traînée Compensée pour l'Observation du Principe d'Equivalence) было проведение фундаментального физического эксперимента по проверке общей теории относительности, которая постулирует эквивалентность инерционной m_u и гравитационной m_{gp} масс [71–79]. Наилучшее значение погрешности, полученное в ходе опытов по определению равенства между инерционной и гравитационной массой на Земле, составляет

$$\left| \frac{m_{gp} - m_u}{m_u} \right| \leq 10^{-13},$$

проект MicroSCOPE направлен на улучшение этого показателя до 10^{-15} [80].

Для решения данной задачи в компании ONERA/DMPH (Département Mesures Physiques, Шатийон, Франция) разработали дифференциальный ЭСА SAGE (Space Accelerometer for Gravitation Experiment). В основу конструкции и принципа действия SAGE положены технологии, использованные для создания STAR и SuperSTAR. Поскольку взвешенная ПМ в номинальном режиме работы идеального ЭСА восприимчива только к гравитационным и созданным электродами электростатическим силам, последние пропорциональны разности между общим ускорением камеры и гравитационным ускорением ПМ. В дифференциальном акселерометре две камеры электродов испытывают одинаковое ускорение, так что в дифференциальном измерении ускорения камер взаимно вычитаются и определяется только разность между гравитационными ускорениями двух ПМ. По этой причине SAGE состоит из двух цилиндрических концентрических ЭСА (рис. 10), которые расположены так, чтобы их ПМ имели общий центр тяжести. ПМ были определенной цилиндрической формы, так чтобы моменты инерции по всем трем осям были одинаковыми с погрешностью до второго порядка малости. Такая конструкция эффективна для измерения гравитации и уменьшения величины вредных сигналов из-за разницы положения геометрических центров ПМ и их центров тяжести. В центре корпуса прибора из плавленного кварца ПМ каждого акселерометра поддерживается вдоль трех ортогональных осей электростатическими силами, возникающими на электродах, которые создаются травлением канавок на кварцевых цилиндрах с золотым покрытием (рис. 10). Эти же электроды служат для определения положения ПМ посредством емкостного считывания на частоте 100 кГц. Единственный физический контакт между ПМ и окружающим ее корпусом – золотой провод диаметром 5 мкм, необходимый для поддержания стабильного электрического заряда ПМ и приложения напряжения для

емкостного измерения ее положения. В SAGE на каждом конце цилиндрической ПМ предусмотрены три ограничителя ее движения вдоль оси цилиндра с целью избежать нагрузки на золотой провод. На одном конце ограничители мобильны, что позволяет удерживать ПМ во время запуска КА и освободить ее на орбите. Для предотвращения контакта между ПМ и электродами на внутреннем цилиндре также размещены ограничители, однако они необходимы только до включения управления или в случае потери управления [81]. ПМ и цилиндры с электродами устанавливаются на базовой плате, предназначенной для обеспечения точного выравнивания шести цилиндров во время сборки. Конструкция помещена в двойной герметичный корпус с теплоизоляцией и магнитным экранированием, в котором создается вакуум 10^{-5} Па.

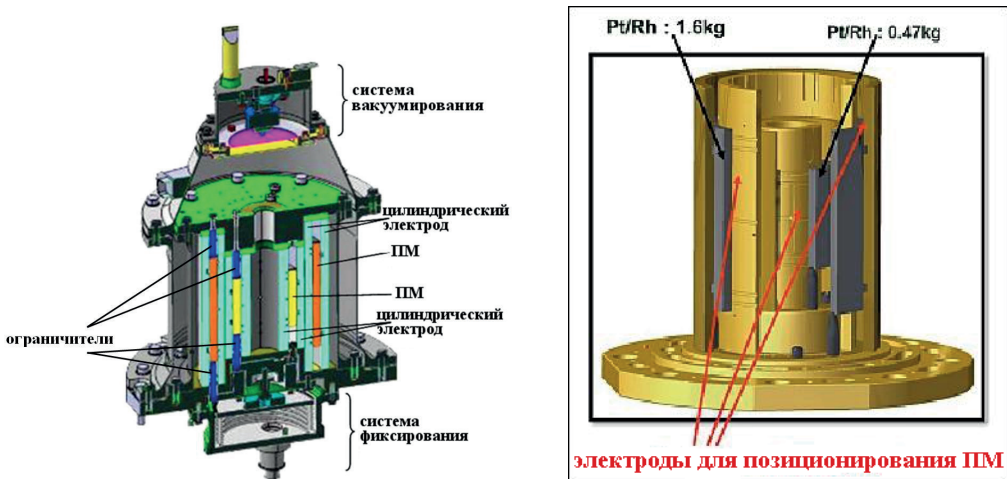


Рис. 10. Конструкция дифференциального ЭСА SAGE (слева).
ЧЭ дифференциального ЭСА SAGE-REF (справа)

Подаваемые на электроды напряжения рассчитываются микросхемой TMS21020 с учетом шести степеней свободы каждой ПМ. Положение каждой ПМ контролируется относительно корпуса: сумма сил поддерживается на нулевом значении с помощью системы, обеспечивающей движение КА, свободного от сноса. Двигательная установка спутника действует так, чтобы перемещать корпус прибора вслед за ПМ. Затем измеряется разность электростатических сил для поиска сигнала, свидетельствующего о разности m_u и m_{sp} .

Производство кварцевых цилиндров осуществлялось с помощью 4D-ультразвуковой обработки (патент ONERA). Величина смещения центров двух ПМ одного и того же акселерометра является ключевым моментом в создании прибора, так как влечет за собой основное возмущение полезных сигналов. Механическое ядро прибора (рис. 10) было изготовлено с помощью лучших доступных технологий, позволяющих выдерживать и контролировать размеры на уровне микронов. Несмотря на качество всех деталей, в конце процесса сборки центры двух ПМ остались рассогласованными на 20 мкм. Градиент силы тяжести Земли в сочетании с этим рассогласованием генерирует на частоте проведения эксперимента (f_{ep}) сигнал в 100 раз больший, чем необходимый уровень чувствительности. Благодаря калибровке во время полета центрирование двух ПМ восстанавливается до 0,1 мкм. При этом из-за уровня шума лучших современных сверхточных акселерометров (10^{-12} м/с²/Гц^{1/2}) целевая точность может быть достигнута только путем фильтрации сигнала в течение длительного периода времени T_i . В миссии

применяется инерциальный режим ($Ti = 120$ орбит; $f_{ep} \approx 1,7 \times 10^{-4}$ Гц) и режим вращения ($Ti = 20$ орбит; $f_{ep} \approx 7,8 \times 10^{-4}$ Гц).

Для проведения эксперимента на КА использовались два идентичных за исключением материала их ПМ дифференциальных акселерометра (SAGE-EP и SAGE-REF) – T-SAGE. Контрольный прибор имеет обе платино-родиевые ПМ, внешняя масса испытательного прибора выполнена из титана, внутренняя – из платино-родиевого сплава. Номинальная длина ПМ из титана составляет 79,9 мм, внешний радиус – 35 мм и масса – 0,364 кг, тогда как длина меньшей ПМ из платины – 43,51 мм, внешний радиус – 20 мм и масса – 0,473 кг.

В этой миссии были объединены несколько сложных технологий, таких как непрерывное управление системой компенсации сноса КА, гибридное управление ориентацией с помощью звездного датчика и акселерометра, двигатели на холодном газе для управления КА усилием в несколько микроньютон, пассивное терморегулирование с погрешностью до 10^{-3} К и электростатический дифференциальный акселерометр с погрешностью 10^{-14} м/с².

3.2 Электростатический акселерометр GRADIO для миссии GOCE

Миссия GOCE (Gravity Field and Steady-State Ocean Circulation Explorer) была выбрана в 1999 г. ESA в качестве первого проекта, направленного на исследование гравитационного поля Земли и установившихся океанических течений с помощью гравитационного градиентометра (ГГ) [15, 83, 84]. В марте 2009 г. ГГ GOCE был запущен в космос на борту свободного от сноса КА для работы на высоте около 250 км [80, 82].

ГГ, разработанный компанией ONERA, состоял из трех пар идентичных сверхчувствительных ЭСА GRADIO (рис. 11). Для уменьшения остаточного атмосферного сопротивления поперечное сечение КА было минимизировано, а для минимизации изменения собственного гравитационного поля были жестко закреплены солнечные панели КА.

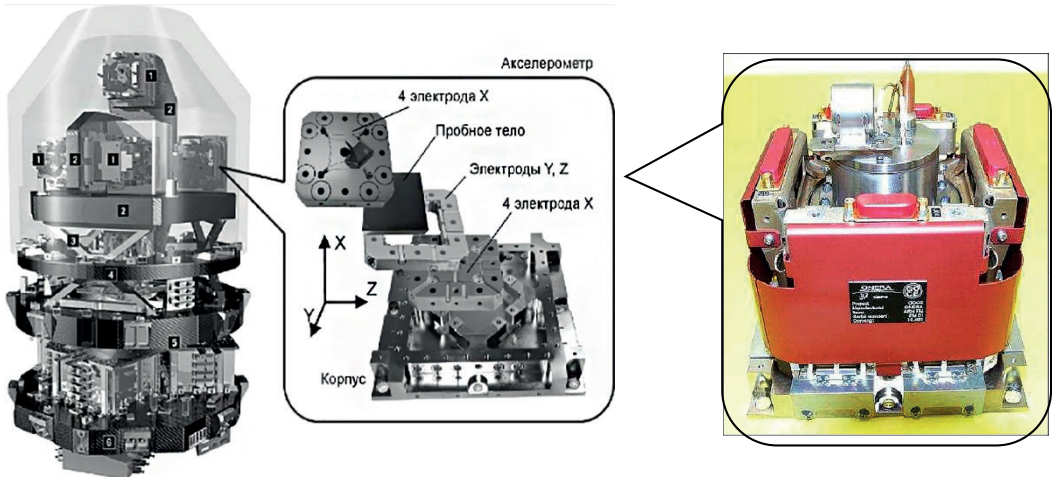


Рис. 11. Конструкция ГГ GOCE (слева), ЭСА GRADIO, входящие в ГГ в виде трех пар (справа), сборка акселерометра GRADIO (в центре)

ЭСА ГГ разнесены приблизительно на 0,5 м и установлены на трех взаимно ортогональных «плечах» устройства, называемых одноосными ГГ. По разности уско-

рений, измеренных каждой парой акселерометров, определяется гравитационный градиент, а половина суммы измеренных ускорений пропорциональна линейному ускорению, порожденному движением КА.

Основанием ГГ, на котором установлены ЭСА, является углеродная сверхстабильная структура, известная как «углерод–углерод» и состоящая из расположенных определенным образом слоев углеродного волокна, которые имеют одинаковые свойства во всех направлениях [85]. На такой конструкции расстояние между каждой парой датчиков не должно изменяться более чем на 10^{-12} м в течение среднего интервала времени, составляющего примерно 3 мин [82–84].

Акселерометр GRADIO, использовавшийся для разработки космического ГГ проекта GOCE, базировался на технологиях, созданных для STAR и SuperSTAR. Отличие состояло в выборе более тяжелой ПМ, восьми пар электродов вместо шести и цифровых контуров управления вместо предыдущих аналоговых схем [80, 83].

GRADIO имел механическую конфигурацию и электрическую архитектуру ЧЭ, которые хорошо подходят для построения трехосного акселерометра с возможностью проведения наземных испытаний в условиях гравитации. ПМ размером $4 \times 4 \times 1$ см выполнена из платино-родиевого сплава вместо титана, что позволило увеличить ее вес с 72 до 320 г и, соответственно, уменьшить механические тепловые шумы. Необходимость взвешивания ПМ в условиях наземной гравитации потребовала асимметричной конфигурации инерциального датчика с целью создания большей площади электродов в вертикальном направлении и уменьшения по вертикали зазора между ПМ и электродами до 30 мкм, т.е. в 10 раз по сравнению с зазором в горизонтальных направлениях. Для поддержания ПМ потребовалось электростатическое поле напряженностью 3×10^7 В/м. Ввиду этого измерительный канал вдоль вертикальной оси во время полета имел меньшую чувствительность (примерно в 300 раз), чем два других, больший диапазон измерений и более жесткую систему управления ПМ [23, 28, 86, 87]. Электронные платы были выполнены на основе уже разработанных схем емкостного зондирования и формирования управляющих напряжений подвеса. Оптимальные настройки определялись в соответствии с необходимым максимальным диапазоном работы, превышающим, в отличие от миссии MicroSCOPE, 10^{-6} м/с², а стабильность масштабного коэффициента акселерометра на уровне 10^{-7} обязательна для двух сверхчувствительных осей [80, 81]. Тепловая стабильность корпуса ГГ необходима для сохранения не только неизменности чувствительности и смещения датчика, но и геометрии конструкции и монтажных деталей. В табл. 4 эти характеристики сравниваются с требованиями, предъявляемыми к проекту MicroSCOPE [80]. Требования к акселерометру проекта GOCE являются более жесткими в плане случайных флуктуаций из-за отношения «сигнал–шум», превосходящего 10^6 . Миссия MicroSCOPE требует особого внимания к колебаниям температуры на частоте и в фазе эксперимента.

В проекте GOCE, как и в MicroSCOPE, все сигналы акселерометров используются для компенсации сноса КА и управления его ориентацией ионными двигателями. Для более низкой высоты GOCE необходима гораздо большая тяга. В [82] приводятся требования к спутникам в соответствии с целями миссии.

Таким образом, несмотря на совершенно разные научные задачи миссий GOCE и MicroSCOPE, они были разработаны на основе одного и того же типа ЭСА, отличие заключается в разной геометрии ЧЭ. Обе миссии требуют КА с системой компенсации лобового сопротивления и очень точным контролем ориентации. Требуется размещение датчиков на крайне жесткой и устойчивой структуре в изолированном тепло-

вом корпусе. На КА GOCE предусмотрена активная термостабилизация, для миссии MicroSCOPE достаточно пассивной, которая использует слабое рассеивание мощности прибора, солнечную синхронную 6-18-часовую орбиту, дающую выгодную ориентацию КА относительно Солнца, двухступенчатую изоляцию от внешнего излучателя.

Таблица 4

	MicroSCOPE		GOCE	
	Блок электроники	Механический блок	Блок электроники	Механический блок
Рабочая температура	+10°C ÷ 50°C	+20°C ÷ 40°C	+20°C ÷ 30°C	+20°C ÷ 25°C
Изменение температуры	2 К/√Гц (около $f_{EP} \sim 10^{-3}$ Гц)	200 мК/√Гц (около $f_{EP} \sim 10^{-3}$ Гц)	10 мК/√Гц ($5 \cdot 10^{-3} - 0,1$) Гц	5 мК/√Гц ($5 \cdot 10^{-3} - 0,1$) Гц
Градиент температуры	–	2 К/м/√Гц (около $f_{EP} \sim 10^{-3}$ Гц)	–	125 мК/м/√Гц

Специфическая трудность миссии GOCE заключалась в огромном диапазоне измерений – несколько единиц 10^{-6} м/с² при относительно низком уровне спектральной плотности шума 10^{-12} м/с²/Гц^{1/2} в полосе пропускания от 0,005 до 0,1 Гц. Таким образом, задача миссии MicroSCOPE представляется более простой. Погрешность в 10^{-15} для проверки принципа эквивалентности достигается за счет возможности интегрировать измеренный сигнал в течение 10^5 с, чтобы достичь обнаружения ускорения 3×10^{-15} м/с² с разрешением датчика, ограниченным спектральной плотностью шума 10^{-12} м/с²/Гц^{1/2}. Акселерометр GRADIO способен измерять ускорения 4×10^{-13} м/с² за 10 с интегрирования [82, 88].

Наконец, полетные данные современных КА CHAMP и GRACE показывают, что акселерометры на борту спутника очень чувствительны к термоупругому поведению и движению КА. В определенном смысле каждый дифференциальный акселерометр миссии MicroSCOPE представляет собой одноосный ГГ с плечом нулевой длины. Очевидно, что успех как MicroSCOPE, так и GOCE во многом обусловлен спокойной средой на борту КА. Параметры электростатического ГГ представлены в табл. 5 [82].

Таблица 5

Тип	Трехосный диагональный ГГ на основе трех пар ЭСА GRADIO
Расчетная полоса пропускания	От 5×10^{-3} до 10^{-1} Гц
Расстояние между акселерометрами	0,5 м
Чувствительность (шум обнаружения): • в полосе пропускания, • в расширенной полосе пропускания (от 10^{-5} до 1 Гц)	$< 10^{-12}$ м/с ² /Гц ^{1/2} $< 10^{-10}$ м/с ² /Гц ^{1/2}
Спектральная плотность шума акселерометра	$< 2,0 \times 10^{-12}$ м/с ² /Гц ^{1/2}
Ошибка позиционирования ПМ массы	6×10^{-8} м/Гц ^{1/2}
Абсолютные / относительные масштабные коэффициенты	$10^{-3}/10^{-5}$
Абсолютная / относительная несоосность	10^{-3} рад/ 10^{-5} рад

Орбитальные данные показали, что эти шесть акселерометров полностью работают как датчики системы компенсации сноса КА, так же как и измерители гравитационного градиента. Будучи тщательно откалиброванным с помощью ряда методов, в том числе и на орбите, ГГ обеспечил погрешность $(10-20)$ мЭтв/ $\sqrt{\text{Гц}}$ в полосе частот от $0,005$ Гц до $0,1$ Гц и уровень шума на орбите приблизительно $(3-6) \times 10^{-12}$ м/с²/Гц^{1/2} [89].

4. Новое поколение электростатических акселерометров для космических миссий

Европейские и американские организации планируют реализовать будущие гравитационные миссии, основанные на принципе измерения проекта GRACE, с использованием усовершенствованных приборов. При этом к ЭСА, которые должны применяться в системе управления свободных от сноса КА, предъявляются следующие требования [90]:

- уровень шума $(1,5-40) \times 10^{-12}$ м/с²/Гц^{1/2} в полосе измерения $0,001-0,01$ Гц и выше;
- уменьшение низкочастотного шума акселерометра (ниже $0,001$ Гц) по отношению к проекту GOCE;
- идентичные характеристики акселерометра по 3 осям (кубическая ПМ);
- измерение расстояний лазерным дальномерным интерферометром между точками измерения ускорений в каждом КА;
- возможность использования акселерометра в управлении ориентацией через обеспечение точного измерения углового ускорения в дополнение к следящим устройствам, функционирующим по звездным датчикам.

Рассматриваются следующие направления улучшения характеристик ЭСА:

- использование тяжелых ПМ, что даст возможность увеличить разрешение, т.е. уменьшить спектральную плотность шума до 10^{-13} мс⁻²/Гц^{1/2}, но при этом требуется блокирующее устройство, чтобы ПМ могла выдержать пусковые ускорения и вибрации [91];
- замена тонкого золотого провода для управления зарядом ПМ, приводящего к демпфированию ПМ и значительному шуму в низкочастотной области, на систему ультрафиолетового разряда [36, 37];
- использование криогенных температур, что позволит в 10 раз снизить термодинамический шум и достигнуть разрешения 10^{-14} мс⁻²/Гц^{1/2} [14, 90];
- совершенствование системы термостабилизации акселерометра [27];
- использование систем определения смещения в показаниях акселерометров [40, 42];
- комплексование ЭСА с атомным интерферометром [91-94];
- тщательный учет возмущений окружающей среды и уровня микрогравитации КА;
- разработка специальных средств, таких как торсионные маятниковые подвесы, виброзащитные платформы, гравитационные эталоны, для проведения наземных испытаний ЭСА [56-58].

Появилось новое поколение датчиков на основе интерферометрии холодного атома, которые в настоящее время считаются очень перспективными [15]. Эти приборы уже продемонстрировали на Земле хорошие результаты, особенно в связи с развитием современных гравиметров, и должны полностью реализовать свой потенциал в космосе, где микрогравитация обеспечивает значительное улучшение чувствительности за счет увеличения времени измерения гравитационного ускорения почти

на порядок [92–94, 98]. Предлагается объединить этот инструмент с ЭСА, который имеет более высокую кратковременную чувствительность, но точность его зависит от изменения смещения. Считается, что такой комплексный инструмент может позволить сделать большой шаг в развитии гравитационных космических миссий. Сильная сторона комплексной архитектуры заключается в том, что собственная долгосрочная стабильность атомного интерферометра может использоваться для коррекции дрейфа ЭСА. Другим преимуществом комплексной концепции является то, что управление ПМ ЭСА может быть способом смягчения влияния вращения КА на сигналы атомного интерферометра.

Предпринимались попытки создать описанный инструмент. Прототип такого измерителя был получен путем установки ЭСА чуть ниже гравиметра на холодных атомах [91], а ПМ электростатического акселерометра выступала в качестве зеркала Рамана для атомного интерферометра. Для того чтобы провести эффективное комплексирование атомного и электростатического акселерометров, их измерительные точки должны быть совмещены как можно более точно, что позволит обоим датчикам измерять одно и то же ускорение. Практически во всех экспериментах, продемонстрировавших связь атомного датчика с механическим, зеркало Рамана, как измерительная точка атомного акселерометра, крепилось жестко к его механическому корпусу. Еще ни один эксперимент по комплексированию не был проведен с использованием прямой связи атомов и ПМ через лазер Рамана [91].

Благодаря семейству сверхчувствительных космических ЭСА, предназначенных для измерения гравитационного поля Земли на орбите (миссии CHAMP, GRACE и GOCE), компания ONERA за последние годы накопила необходимый опыт и технические ноу-хау, которые позволили предложить концепцию нового прибора для планетарных миссий, предназначенного для исследования малых объектов, – гравитационного градиентометра GREMLUN, конструкция которого основана на принципе планарного градиентометра с четырьмя тонкими ПМ в углах квадратной конфигурации. Предложенная структура позволяет измерять горизонтальные градиенты горизонтальных составляющих ускорения в системе отсчета прибора, а именно G_{xx} , G_{yy} , G_{zz} и G_{xy} (практически GREMLUN – это гравитационный вариометр первого рода). Прибор оптимизирован, чтобы соответствовать ограничениям планетарной миссии. При весе менее 10 кг, объеме $250 \times 250 \times 250$ см³ и потребляемой мощности 10 Вт он измеряет дифференциальное ускорение по двум осям (курсовой и радиальной) и угловое ускорение вокруг третьей. Три диагональные компоненты тензора гравитационного градиента будут определены с точностью 1 Этв [95].

Заключение

1. При разработке космических акселерометров электростатическое взвешивание ПМ получило достаточно широкое развитие. Практически все наиболее успешные космические миссии связаны с использованием ЭСА.

2. Принцип работы ЭСА основан на измерении электростатической силы, необходимой для поддержания ПМ акселерометра в заданном положении относительно корпуса датчика. Эксплуатационные качества акселерометра зависят от разрешения датчика положения ПМ, ограниченной жесткости подвеса, которая связывает ПМ с корпусом акселерометра, и уровня возмущений движения ПМ, обусловленного

внешней средой (магнитной, электрической, тепловой), ускорениями, независимыми от электростатического подвеса, а также от условий эксплуатации ЭСА, контроля его ориентации и положения, терморегулирования и жесткости материала, используемого для его изготовления и монтажа.

3. Последние образцы ЭСА имеют цифровые системы управления подвесом, что позволяет: уменьшить габариты блока управления, обеспечить цифровую подстройку параметров подвеса в реальном времени в условиях испытаний и космического применения, увеличить стабильность прибора, организовать симметричную архитектуру подвеса.

4. Космические ЭСА в основном измеряют либо негравитационные силы, действующие на КА, либо дифференциальные ускорения между акселерометрами, установленными на одном или нескольких КА, что позволяет решить широкий круг прикладных и фундаментальных задач. К прикладным задачам относятся:

- 1) уточнение моделей глобального гравитационного поля Земли, используемых для компенсации погрешностей морских и авиационных гравиметрических съемок, выполняемых с помощью относительных гиросtabilизированных и бесплатформенных гравиметров;
- 2) изучение внутреннего строения Земли и других космических объектов;
- 3) уточнение модели атмосферы Земли, изменения климата Земли;
- 4) изучение океанических циркуляций;
- 5) прогноз орбиты КА и увеличение срока его жизнедеятельности за счет оптимизации коррекции орбиты;
- 6) управление спутником, свободным от сноса;
- 7) инерциальная навигация;
- 8) мониторинг уровня микрогравитации в космических физических и технологических лабораториях.

К фундаментальным задачам относятся:

- 1) проверка принципа эквивалентности и закона «обратных квадратов»;
- 2) обнаружение гравитационных волн;
- 3) экспериментальная проверка изменения гравитационной постоянной;
- 4) измерение релятивистской прецессии гироскопа [96].

5. Для каждой миссии характеристики ЭСА адаптируются к КА, так как измеряемые ускорения зависят от траектории, массы и формы КА.

6. Проводятся исследования, связанные с комплексированием ЭСА с атомным интерферометром. На рынке появляются микромеханические акселерометры с бесконтактным электростатическим подвесом, предназначенные для космического применения на микро- и наноспутниковых платформах.

7. На базе ЭСА создаются тензорные и планарные гравитационные градиентометры. Появляются предложения с целью определения вторых производных гравитационного потенциала по данным измерений ЭСА на различных КА.

8. Совершенствуются схемы и оборудование для испытаний ЭСА на Земле, так как прямая проверка его рабочих характеристик ЭСА с использованием схемы высоковольтной левитации ограничена на уровне $10^{-8} \text{ м/с}^2/\text{Гц}^{1/2}$ из-за сейсмического шума испытательного стенда и сильного вертикального электростатического поля.

9. В настоящее время нет завершенных отечественных образцов ЭСА, выполненных на современном технологическом уровне. Достигнутый уровень разрешения се-

рийных отечественных акселерометров, входящих в состав гравиградиентометров, составляет 10^{-6} м/с^2 [97].

10. Технические характеристики ЭСА для космического применения и хронология их работы в космических миссиях приведены в табл. 6.

Таблица 6

Хронология работы ЭСА в космических миссиях

Акселерометр	Проект или КА	Задачи	Дата	Уровень измерения
MESA (одноосный)	Atmosphere Explorer	Измерение слабых ускорений в космосе	1963 г.	Д: $\pm(0,25-0,01) \text{ м/с}^2$
	TRIAD	Системы компенсации сноса КА (DISCOS) до 10^{-1} м/с^2	2.09.1972	
CACTUS	CASTOR D5B	Исследование сил сноса	17.05–26.12.1975	Д: $\pm(10^{-4}-10^{-8}) \text{ м/с}^2$ СПШ: $5 \times 10^{-9} \text{ мс}^{-2}/\text{Гц}^{1/2}$
MESA (трехосный)		Навигации и определение изменения плотности атмосферы	1978 г.	Д: $10^{-1}-10^{-4} \text{ м/с}^2$ ПЧ: 10^{-8} м/с^2
MAC-01	Ресурс-F1	Проверка технологии	23.06.1992	
ASTRE	(шатл STS-55)	Мониторинг микрогравитации пилотируемых КА	26.04–06.05.1993	Д: $\pm 10^{-2} \text{ м/с}^2$ СПШ: $10^{-8} \text{ мс}^{-2}/\text{Гц}^{1/2}$
MAC-02	(шатл STS-79)	Проверка технологии	16–26.09.1996	
ASTRE	(шатл STS-83)	Мониторинг микрогравитации пилотируемых КА	4–8.04.1997	Д: $\pm 10^{-2} \text{ м/с}^2$ СПШ: $10^{-8} \text{ мс}^{-2}/\text{Гц}^{1/2}$
	(шатл STS-94)		1–17.07.1997	
STAR	CHAMP	Измерение сил сноса, эффекта маневра КА, ГПЗ, колебаний плотности атмосферы	15.07.2000–19.09.2010	Д: $\pm 5 \times 10^{-4} \text{ м/с}^2$ СПШ: $3 \times 10^{-9} \text{ мс}^{-2}/\text{Гц}^{1/2}$
Super-STAR	GRACE (два КА: А и В)	Измерение ГПЗ, его временных вариаций, негравитационных ускорений, действующих на КА	(А) 17.03.2002–24.12.2017 (В) 17.03.2002–10.03.2018	Д: $\pm 3 \times 10^{-5} \text{ м/с}^2$ СПШ: $10^{-10} \text{ мс}^{-2}/\text{Гц}^{1/2}$
MAC-03	MIMOSA	Получение распределения плотности верхней ионосферы в пространстве и времени	30.06.2003–11.12.2011	Д: $\pm 10^{-4} \text{ м/с}^2$ СПШ: $2 \times 10^{-10} \text{ мс}^{-2}/\text{Гц}^{1/2}$
GRADIO (для ГГ)	GOCE	Измерение ГПЗ и установившихся океанических течений	17.03.2009–21.10.2013	Д: $\pm 10^{-6} \text{ м/с}^2$ СПШ: $10^{-12} \text{ мс}^{-2}/\text{Гц}^{1/2}$
MAC-04	TEASER		17.09.2009–16.01.2010	
	SWARM	Изучение околоземной космической среды	22.11.2013	Д: $\pm 10^{-4} \text{ м/с}^2$ ПЧ: 10^{-9} м/с^2
HSEA-I		Проверка работы ЭСА в космосе	Ноябрь 2013 г. – 2016 г.	
	LISA Pathfinder	Проверка технологий для планируемой обсерватории Laser Interferometer Space Antenna	3.12.2015–30.06.2017	СПШ: $3 \times 10^{-14} \text{ мс}^{-2}/\text{Гц}^{1/2}$

SAGE	MicroSCOPE	Проверка принципа эквивалентности и поиск новых взаимодействий с учетом квантовой теории гравитации	26.04.2016– 16.10.2018	СПШ: 10^{-12} мс ⁻² /Гц ^{1/2}
	TISS	Проверка новых технологий и регистрация микрогравитации при эксплуатации КА в различных режимах полета, с виброизоляция и без нее	20.04– 22.09.2017	
Super-STAR (улучшенный)	GRACE-FO	Продолжение ежемесячного получения данных для глобальной модели ГГЗ	22.05.2018	Д: $\pm 5 \times 10^{-5}$ м/с ² СПШ: 10^{-10} мс ⁻² /Гц ^{1/2}
	TianQin	Тестовый полет для проверки технических возможностей обнаружения гравитационных волн	20.12.2019	
Micro-STAR	ODYSSEY, LAPLACE, TANDEM	Будущие межпланетные миссии		Д: $\pm 6,4 \times 10^{-6}$ м/с ²
	JUICE	Наблюдения планеты Юпитер и его спутников – Ганимеда, Каллисто и Европы	Планируется в 2022 г.	

Примечание: СПШ – спектральная плотность шума, Д – диапазон; ПЧ – порог чувствительности.

*Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда
№ 18-19-00627, <https://rscf.ru/project/18-19-00627>.*

ЛИТЕРАТУРА

1. Toubou, P., Metris, G., Selig, H., Le Traon, O., Bresson, A., Zahzam, N., Christophe, B., Rodrique, M., Gravitation and Geodesy with Inertial Sensors, from Ground to Space, *Aerospace Lab.*, 2016, issue 12, doi:1012762/2016/AL12-11.
2. Touboul, P., Foulon, B., Willemeno, E., Electrostatic space accelerometers for present and future missions, *Acta Astronautica*, 1999, vol. 45, no. 10, pp. 605–617.
3. Lange, B., The Drag-Free Satellite, *AIAAJ*, 1964, 2, 1590–1606.
4. Lange, W.G., Dietrich, R.W., The MESA accelerometer for space application, *NTRS*, 1990, 14, 1–28.
5. Bruinsma, S., Tamagnan, D., Biancale, R., Atmospheric densities derived from CHAMP/STAR accelerometer observations, *Planetary and Space Science*, 2004, 52, 297–312.
6. De Bra, D.B., Disturbance compensation system design, *APL Tech. Dig.*, 1973, 12, 14–26.
7. A satellite freed of all but gravitational forces: TRIAD-I, *J. Spacecr. Rockets*, Sept. 1974, vol. 11, no. 9, pp. 637–644.
8. Moe, K., De Bra, D.B., Van Patten, R.A., Moe, M.M., Oelker, G., Ruggera, M.B., Jr., Exospheric density measurements from the drag-free satellite Triad, *J. Geophys. Res.*, 1976, 81, 3753–3761.
9. Dassoulas, J., The TRIAD spacecraft, *APL Technical Digest*, 1973, vol. 12, no. 2.
10. Beaussier, J., Mainguy, A.M., Olivero, A., Rolland, R., In orbit performance of the Cactus accelerometer (D5B spacecraft), *Acta Astronaut.*, 1977, 4, 1085–1102.
11. Bouttes, J., Delattre, M., The Cactus accelerometer in orbit, *Sci. Tech.*, 1977, 17–21.
12. Boudon, Y., Barlier, F., Bernard, A., Juillerat, R., Mainguy, A.M., and Walch, J.J., Synthese des resultants en vol de l'accelerometre CACTUS pour des accelerations inferieures a $10^{-9}g$, *Recherche Aerospatiale*, 1978, no. 6.
13. Touboul, P., Foulon, B., ASTRE Accelerometer: Verification tests in Drop Tower Bremen, *Proceedings of the Drop Tower Days*, Bremen, Germany, 10 July 1996. ONERA-T AP-96-124.

14. **Touboul, P., Foulon, B., Christophe, B., Marque, J.P.,** *CHAMP, GRACE, GOCE instruments and beyond. Geodesy for Planet Earth*, Springer: Berlin, Germany, 2012, pp. 215–221.
15. **Современные методы и средства** измерения параметров гравитационного поля Земли. Под общ. ред. Пешехонова В.Г., науч. ред. Степанов О.А. СПб.: ГИЦ РФ АО «Концерн «Электронприбор», 2017. 390 с.
16. **CHAMP** – eoPortal Directory – Satellite Missions. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/g/grace>.
17. **Touboul, P., Foulon, B., LeClerc, G.M.,** STAR, The Accelerometer of the Geodesic Mission CHAMP, *Proceedings of the 49th IAF Congress*, Melbourne, Australia, 1998, IAF-98-B.3.07.
18. **Ultra-Sensitive** Accelerometry and Space Projects. URL: <http://www.onera.fr/dmphen/ultra-sensitive-accelerometry/earth-planets-observation.php>.
19. **Oberdorfer, H., Müller, J.,** *CHAMP Accelerometer and Star Sensor Data Combination*, Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, 2003.
20. **Touboul, P., Willemenot, E., Foulon, B., Josselin, V.,** Accelerometers for CHAMP, GRACE and GOCE space missions: synergy and evolution, *Bollettino Di Geofisica Ed Applicata*, 1999, vol. 40, no. 3–4, pp. 321–327.
21. **Touboul, P., Foulon, B.,** Space accelerometer development and drop tower experiments, *Space Forum*, 1998, vol. 4, pp. 145–165.
22. **GRACE** – eoPortal Directory – Satellite Missions. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/g/grace>.
23. **Foulon, B., Christophe, B., Bidel, Y.,** Two Decades of electrostatic accelerometers for space geodesy: past or future?, *Proceedings of IAC 2011 (62nd International Astronautical Congress)*, Cape Town, South Africa, 2011, paper: IAC-11-B1.3.4.
24. **GRACE-FO** – eoPortal Directory – Satellite Missions. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/g/grace-fo>.
25. **Boulanger, D., Christophe, B., Foulon, B., Lebat, V., Liorzou, F., Perrot, E.,** Design update and characteristics improvement of the electrostatic accelerometer for the GRACE Follow-on mission, *Joint GSTM (GRACE Science Team Meeting)/SPP Final Colloquium*, 17. Sept., 2012, GFZ, Potsdam, Germany.
26. **Christophe, B., Foulon, B., Liorzou, F., Lebat, V., Boulanger, D., Perrot, E., Huynh, P.-A.,** Development status of the GRACE Follow-On accelerometer and first results of the Engineering Model testing, *Proceedings of the GSTM (GRACE Science Team Meeting)*, Potsdam, Germany, Sept. 29 – Oct. 1, 2014. URL: <https://media.gfz-potsdam.de/gfz/sec12/GSTM-2014/GSTM2014-A2.zip>].
27. **Amann, M., Gross, M., Thamm, H.,** The GRACE FOLLOW-ON quiet electrical power system, *E3S Web of Conferences*, 2017, 16, 13011, doi: 1051/e3sconf/20171613011.ESP 2016.
28. **Peidou, A., Pagiatakis, S.,** Gravity gradiometry with GRACE space missions: New opportunities for the geosciences, *Journal of Geophysical Research: Solid Earth*, 2019, 124, 9130–9147, <https://doi.org/10.1029/2018JB016382>.
29. **Peresty, R., Chvojka, M., Fedosov, V.,** Use of the highly sensitive electrostatic accelerometer for orbit perturbation effects investigation on board of LEO spacecraft, *Proceedings of the 61st IAC (International Astronautical Congress)*, Prague, Czech Republic, Sept. 27 – Oct. 1, 2010, IAC-10. B1.3.2.
30. **SWARM** – eoPortal Directory – Satellite Missions. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/s/swarm>.
31. **LISA Pathfinder** – eoPortal Directory – Satellite Missions. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/l/lisa-pathfinder>.
32. **Armano, M., Audley, H., Auger, G., Baird, J.T., Bassan, M., Binetruy, P., Born, M., et. all.,** Sub-Femto-gFree Fall for Space-Based Gravitational Wave Observatories: LISA Pathfinder Results, PRL116, 231101, *Physical Review Letters*, 2016.
33. **Gerndt, R., Fichte, W., and the LPF/DFACS Team,** LISA Technology Package (LTP) System Design and Operation, *6th International LISA Symposium*, Greenbelt, MD, USA, June 19–23, 2006.
34. **McNamara, P., Racca, G.,** Introduction to LISA Pathfinder, URL: https://lisa.nasa.gov/archive2011/Documentation/LISA-LPF-RP-0002_v1.1.pdf.
35. **Inertial Sensor** Head shaken but not disturbed, ESA, Dec. 12, 2013. URL: <http://sci.esa.int/lisa-pathfinder/53349-inertial-sensor-head-shaken-but-not-disturbed>.
36. **Sumner, T., Shaul, D., Schulte, M., Waschke, S., Hollington, D., Araújo, H.,** LISA and LISA Pathfinder Charging, *Classical and Quantum Gravity*, 2009, 26(9): 094006.

37. Hollington, D., Baird, J., Sumner, T., Wass, P., Characterising and Testing Deep UV LEDs for Use in Space Applications, *arXiv:1508.00812v1 [astro-ph.IM]*, 4 Aug. 2015.
38. Optical bench of LISA Pathfinder, ESA, March 11, 2015, URL: http://www.esa.int/spaceinimages/Images/2015/03/Optical_bench_of_LISA_Pathfinder.
39. LISA Pathfinder – A Technology Experiment in Preparation of the Gravitational Wave Observatory eLISA, DLR, 2015, URL: http://www.dlr.de/rd/en/desktopdefault.aspx/tabid-2448/3635_read-5451.
40. Lenoira, B., Lévy, A., Foulona, B., Lamineb, B., Christophea, B., Reynaudb, S., Electrostatic accelerometer with bias rejection for gravitation and Solar System physics, *Adv. Space Res.*, 2011, 48 (7): 1248–1257, doi:10.1016/j.asr.2011.06.005.
41. Christophe, B., Foulon, B., Liorzou, F., Lebat, V., Boulanger, D., Huynh, P.-A., Zahzam, N., Bidet, Y., Bresson, A., Status of Development of the Future Accelerometers for Next Generation Gravity, *International Association of Geodesy Symposia*, August 2018, pp.1-5, doi: 10.1007/1345_2018_42.
42. Lenoira, B., Christophea, B., Reynaudb, S., Unbiased acceleration measurements with an electrostatic accelerometer on a rotating platform, *Advances in Space Research*, 2012, 51, 188–197, doi: 10.1016/j.asr.2012.08.012 6 January 2013.
43. Campergue, G., Gouhier, R., Horriere, D., Thiriote, A., Machine for ultrasonic abrasion machining, US patent 4934103, 1990.
44. Huynh, P.-A., Liorzou, F., Christophe, B., Foulon, B., Boulanger, D., Status of GAP: an electrostatic accelerometer for interplanetary fundamental physics, *65th International Astronautical Congress*, Toronto, Canada. IAC-14-A2.1.1/ January 2014.
45. Gendre, D., Josselin, V., Dussy, S., High-performance accelerometer for on-orbit spacecraft autonomy, *Conference Paper*, August 2004, doi: 10.2514/6.2004-5432.
46. Gao Fen., Zhou Ze-Bing, Luo Jun, Feasibility for Testing the Equivalence Principle with Optical Readout in Space, *Chin. Phys. Lett.*, 2011, 28, 080401.
47. Yanzheng Bai, Zhuxi Li, Ming Hu, Li Liu, Shaobo Qu, Dingyin Tan, Haibo Tu, Shuchao Wu, Hang Yin, Hongyin Li, Zebing Zhou, Research and Development of Electrostatic Accelerometers for Space Science Missions at HUST, *Sensors*, 2017, 17, 1943.
48. Sheng-Guo Guan, L. Tu, Ze-bing Zhou, Jun Luo, Proposal for testing non-Newtonian gravitational force in space, *Jpn. Soc. Microgravity Appl.*, 2007, 24, 86–90.
49. Fengtian Han, Tianyi Liu Linlin Li, Qiuping Wu, Design and Fabrication of Differential Electrostatic Accelerometer for Space-Station Testing of the Equivalence Principle, *Sensor*, 2016, 16, 1262, doi:10.3390/s16081262.
50. Jun Luo, Li-Sheng Chen, Hui-Zong Duan, Yun-Gui Gong, Shoucun Hu, Jianghui Ji, et al., Tian-Qin: A space-borne gravitational wave detector Class, *Quantum Gravity*, 2016, 33, 035010.
51. Lin Cai, Zebing Zhou, Houtse Hsu, Fang Gao, et al., Analytical error analysis for satellite gravity field determination based on two-dimensional Fourier method, *J. Geod.*, 2013, 87, 417–426.
52. Yanzheng Bai, Zebing Zhou, Hai-bo Tu, Shu-chao Wu, et al., Capacitive position measurement for high-precision space inertial sensor, *Front. Phys. China*, 2009, 4, 205–208.
53. Li, G., Wu, S.C., Zebing Zhou, Yanzheng Bai, Hu Ming, Jeff Luo, Design and validation of a high-voltage levitation circuit for electrostatic accelerometers, *Review of scientific instruments*, 2013, 84, 125004.
54. Honguin Li, Yanzheng Bai, Hu Ming, Yingxin Luo, Zebing Zhou, A novel controller design for the next generation space electrostatic accelerometer based on disturbance observation and rejection, *Sensors*, 2017, 17, 21.
55. Li Liu, Yanzheng Bai, Zebing Zhou, H. Yin, D.Y. Tan, Jeff Luo, Measurement of the effect of a thin discharging wire for an electrostatic inertial sensor with a high-quality-factor pendulum, *Class Quantum Gravity*, 2012, 29, 055010.
56. Zhou, Z.B., Gao, S.W., Luo, J., Torsion pendulum for the performance test of the inertial sensor for ASTROD-I, *Class. Quantum Gravity*, 2005, 22, pp. 537–542.
57. Tu, H.B., Yanzheng Bai, Zebing Zhou, Li Liu, Lin Cai, Jeff Luo, Performance measurements of an inertial sensor with a two-stage controlled torsion pendulum, *Class Quantum Gravity*, 2010, 27, 205016.
58. Yanzheng Bai, L. Fang, Jeff Luo, H. Yin, Zebing Zhou, Improving the measurement sensitivity of angular deflection of a torsion pendulum by an electrostatic spring, *Class Quantum Gravity*, 2015, 32, 175018.
59. Shao Bo Qu, Xiao-Mei Xia, Yanzheng Bai, Shu-Chao Wu, Zebing Zhou, B., Self-calibration method of the bias of a space electrostatic accelerometer, *Rev. Sci. Instrum.*, 2016, 87, 114502.
60. Ciani, G., Chilton, A., Apple, S., Olatunde, T., Aitken, M., Mueller, G., Conklin, J., A New Torsion Pendulum for Gravitational Reference Sensor Technology Development, *arXiv:1701.08911v2 [physics.ins-det]*, 15 Jun. 2017.

61. Liu, L., Ye, X., Wu, C., Yanzheng Ba, Ze-bing Zhou, A low-frequency vibration insensitive pendulum bench based on translation-tilt compensation in measuring the performances of inertial sensors, *Class Quantum Gravity*, 2015, 32, 195016.
62. Hang Yin, Yanzheng Bai, Ming Hu, Li Liu, Jun Luo, D.Y. Tan, Hsien-Chi Yeh, Zebing Zhou, Measurements of temporal and spatial variation of surface potential using a torsion pendulum and a scanning conducting probe, *Phys. Rev. D*, 2014, 90, 122001.
63. Yongkang Zhang, Wenbo Dong, Wei Liu, Shimeng Lv, Zongfeng Li, Yang Yang, Verification of the Microgravity Active Vibration Isolation System based on Air Floating Platform and Parabolic Flight [J], *Microgravity Science and Technology*, 2017, 29(6), 415–426.
64. Wenbo Dong, Wenxiang Duan, Wei Liu, Yongkang Zhang, Microgravity disturbance analysis on Chinese space laboratory, *npj Microgravity*, 2019.
65. Wei Liu, Yang Gao, Wenbo Dong, Zongfeng Li, Flight Test Results of the Microgravity Active Vibration Isolation System in China's Tianzhou-1 Mission, *Microgravity Science and Technology*, 2018, 30: 995–1009, <https://doi.org/10.1007/s12217-018-9659-9>.
66. Toda, R., Takeda, N., Murakoshi, T., Nakamura, S, Esashi, M., Electrostatically levitated spherical 3-axis accelerometer, *Proceedings of the IEEE 15th International Conference on Micro Electro Mechanical Systems*, Las Vegas, NV, USA, 20–24 January 2002, pp. 710–713.
67. Murakoshi, T., Endo, Y., Fukatsu, K., Nakamura, S., Esashi, M., Electrostatically levitated ring-shaped rotational-gyro/accelerometer, *Jpn. J. Appl. Phys.*, 2003, 42: 2468–2472, doi: 10.1143/JJAP.42.2468.
68. Fengtian Han, Boqian Sun, Linlin Li, Gaoyin Ma, A sensitive three-axis micromachined accelerometer based on an electrostatically suspended proof mass, *Conference Paper*, November 2013, doi: 10.1109/ICSENS.2013.6688167.
69. Yonggang Yin, Boqian Sun, Fengtian Han, Self-Locking Avoidance and Stiffness Compensation of a Three-Axis Micromachined Electrostatically Suspended Accelerometer, *Sensors (Basel)*, 2016, 16(5): 711, doi: 10.3390/s16050711 PMID: PMC4883402 PMID: 27213376.
70. Ma, G.Y., Feng Tian Han, You, P.C., Zhang, L., Yan, X.J., Experimental study of a low-g micromachined electrostatically suspended accelerometer for space applications, *Microsyst. Technol.*, 2015, 21: 29–39, doi: 10.1007/s00542-013-1928-3.
71. Microscope – eoPortal Directory – Satellite Missions. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/m/microscope>.
72. Touboul, P., Métris, G., Lebat, V., Robert, A., The MICROSCOPE experiment, ready for in-orbit test of the equivalence principle, *Class Quantum Grav.*, 2012, 29, 184010.
73. Rodrigues, M., Touboul, P., Chhun, R., Lioorzou, F., Metris, G., MICROSCOPE a micro-satellite for a major corner stone in fundamental physics, from qualification to launch. *Small Satellites, Systems and Services Symposium*, 2016, LA VALETTE, Malta.
74. Chhun, R., Touboul, P., Lebat, V., Two cylindrical masses in orbit for the test of the equivalence principle, *Relativity in Fundamental Astronomy Proceedings IAU Symposium*, 2009, no. 261, International Astronomical Union, 2010, doi:10.1017/S174392130999069X.
75. Nobili, A.M., Anselmi, A., Testing the Equivalence Principle in space after MICROSCOPE, *arXiv: 1803.03313v1 [gr-gc]*, 8 Mar. 2018.
76. Hudson, D., Chhun, R., Touboul, P., Development of a differential accelerometer to test the equivalence principle in the microscope mission, *Acta Astronautica*, 2005, 57, 341–347, www.elsevier.com/locate/actaastro.
77. Touboul, P., Metris, G., Rodrigues, M., Andre, Y., et al., MICROSCOPE Mission: First Results of a Space Test of the Equivalence Principle, *Physical Review Letters*, 8 December 2017, PRL119, 231101.
78. Cipolla, V., Dubios, J.B., Pouilloux, P., Prieur, P., Microscope: A Microsatellite for Equivalence Principle Measurement in Space, *Proceedings of the 25th Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*, Logan, UT, USA, Aug. 8–11, 2011, paper: SSC11-I-3.
79. List, M., Selig, H., Bremer, S., Lämmerzahl, C., Microscope – A space mission to test the equivalence principle, *International Astronomical Union*, 2010, doi: 10.1017/S1743921309990731.
80. Touboul, P., Microscope instrument development, lessons for Goce, *Space Science Reviews*, 2003, 108: 393–408.
81. Touboul, P., Foulon, B., Lafargue, L., Metris, G., The MicroSCOPE Mission, *Acta Astronautica*, 2002, vol. 50, no 7, pp. 433–443.
82. GOCE – eoPortal Directory – Satellite Missions. URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/g/goce>.
83. Евстифеев М.И. Состояние разработок бортовых гравитационных градиентометров // Гироскопия и навигация. 2016. Т.24. №3(94). С. 96–114. DOI 10.17285/0869-7035.2016.24.3.096-114.

84. Пешехонов В.Г. Проблема уклонения отвесной линии в высокоточной инерциальной навигации // Гироскопия и навигация. 2020. Том 28. №4 (111). С. 3–15. DOI 10.17285/0869-7035.0046.
85. Lutz, M., Cornillon, L., Pambaguian, L., Vitupier, Y., Evaluation of ultrastable Carbon/Carbon sandwich structures joined with ceramic cement, *Proceedings of the 61st IAC (International Astronautical Congress)*, Prague, Czech Republic, Sept. 27 – Oct. 1, 2010, IAC-10.C2.4.10.
86. Marque, J.-P., Christophe, B., Liorzou, F., Bodovillé, G., Foulon, B., Guérard, J., Lebat, V., The Ultra Sensitive Accelerometers of the ESA GOCE Mission, *Proceedings of the 59th IAC (International Astronautical Congress)*, Glasgow, Scotland, UK, Sept. 29 – Oct. 3, 2008, IAC-08-B1.3.7.
87. Bodoville, G., Lebat, V., Development of the accelerometer sensor heads for the GOCE satellite: Assessment of the critical items and qualification, *Proceedings of the 61st IAC (International Astronautical Congress)*, Prague, Czech Republic, Sept. 27 – Oct. 1, 2010, IAC-10.C2.1.13.
88. Zhu, Z., Zebing Zhou, Lin Cai, Yanzheng Bai, Jeff Luo, Electrostatic gravity gradiometer design for the future mission, *Advances in Space Research*, 2013, 51, 2269–2276.
89. Visser, A.M., Using the GOCE star trackers for validating the calibration of its Accelerometers, *Journal of Geodesy*, 2017, <https://doi.org/10.1007/s00190-017-1097-8>.
90. Christophe, B., Boulanger, D., Foulon, B., Huynh, P.-A., Lebat, V., Liorzou, F., Perrot, E., A new generation of ultra-sensitive electrostatic accelerometers for Grace Follow-on and towards the next generation gravity missions, *Acta Astronautica*, 2015, 117, 1–7.
91. Bidet, Y., Carraz, O., Charrière, R., Cadoret, M., Zahzam, N., Bresson, A., Compact cold atom gravimeter for field applications, *Appl Phys Lett.*, 2013, 102: 144107.
92. Freier, C., Hauth, M., Schkolnik, V., Leykauf, B., Schilling, M., Wziontek, H., Scherneck, H.-G., Müller, J., Peters, A., Mobile quantum gravity sensor with unprecedented stability, *J. Phys.*, 2016, 723: 012050.
93. Lautier, J. et al., Hybridizing matter-wave and classical accelerometers, *Appl. Phys. Lett.*, 2014, 105, 144102.
94. Carraz, O., Siemes, C., Massotti, L., Haagmans, R., Silvestrin, P., Measuring the Earth's gravity field with cold atom interferometers, *arXiv:1506.03989 [physics, physics: quant-ph]*, 12 June 2015, <http://arxiv.org/abs/1506.03989>.
95. Foulon, B., Christophe, B., Marque, J.-P., Gremlun: a miniaturized gravity gradiometer for planetary and small bodies exploration, *59th International Astronautical Congress, Space exploration symposium (A3) / Small Bodies Missions and Technologies (5)*, 2008.
96. Дубовской В.Б., Беляев М.Ю., Леонтьев В.И., Манукин А.Б., Обьденников С.С., Пшеник В.Г. Современное состояние и перспективы спутниковой акселерометрии и градиентометрии // Альманах современной метрологии. 2015. № 3. С. 84–96.
97. Дубовской В.Б., Пшеник В.Г., Боев И.А., Леонтьев В.И. Перспективы создания гравинерциальной и гравиградиентометрической аппаратуры для космической системы глобального геодезического мониторинга // VII Международная научно-техническая конференция «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». 2019.
98. Sorrentino, F., Bongs, K., et al., The Space Atom Interferometer project: status and prospects, *Journal of Physics: Conference Series*, 2011, 327, 012050, doi:10.1088/1742-6596/327/1/0120.

Krasnov, A.A. and Rozentsvein, V.G. (Concern CSRI Elektropribor, JSC, Saint Petersburg, Russia) Electrostatic Accelerometers for Space Applications: Modern State and Prospects of Development, *Гироскопия и Навигация*, 2022, vol. 30, no. 2 (117), pp. 3–33.

Abstract. The paper presents an overview of electrostatic accelerometers designed for various space projects. Engineering solutions aimed at high accuracy of measurements are described. Applications and development trends of electrostatic accelerometers, as well as the ways to improve their operation performance are discussed.

Key words: electrostatic accelerometer, electrostatic suspension, proof mass, spacecraft.

Материал поступил 05.05.2022