

Разработка микросистемного датчика для контроля электризации поверхности космических аппаратов

Ю. Б. Дорофеев, *к. т. н.*, cospas0536@spacecorp.ru
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Р. Ю. Дорофеев, cospas0536@spacecorp.ru
АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Основной целью статьи является представление результатов научно-исследовательской работы по созданию микроминиатюрных датчиков для контроля электростатических полей на поверхности космических аппаратов в орбитальных условиях их эксплуатации. При этом показана актуальность обеспечения такого контроля в интересах нейтрализации вредного влияния электростатики на надежность космических аппаратов и, соответственно, целесообразность создания специальных датчиков, отвечающих современным требованиям применения в орбитальных условиях.

Показаны конструкция, принцип действия миниатюрного измерителя параметров электризации, основные технологические принципы создания, методология и основные результаты исследования его основных характеристик и параметров, выбора их оптимальных значений. Проведена оценка надежности и возможности эксплуатации разработанного прибора в орбитальных условиях.

Представлены предложения по практическому применению полученных результатов по разработке микроминиатюрного датчика, позволяющего уменьшить вредное влияние процессов электризации и повысить надежность космических аппаратов в орбитальных условиях эксплуатации.

Ключевые слова: космический аппарат, электризация, электростатический разряд, микроминиатюризация, микросистемный датчик, микросистемный вибрационный модулятор

Development of a Microsystem Sensor for Monitoring the Electrification of the Spacecraft Surface

Yu. B. Dorofeev, *Cand. Sci. (Engineering)*, cospas0536@spacecorp.ru
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

R. Yu. Dorofeev, cospas0536@spacecorp.ru
Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The main purpose of the article is to present the results of research work on the creation of microminiature sensors for monitoring electrostatic fields on the surface of spacecraft in orbital conditions of their operation. At the same time, the relevance of providing such control is shown in the interests of neutralizing the harmful effect of electrostatics on the reliability of spacecraft and, accordingly, the expediency of creating special sensors that meet modern requirements for use in orbital conditions.

The article presents the design, principle of operation of the miniature electrification parameter meter, basic technological principles of creation, methodology and main results of the study of its main characteristics and parameters, and selection of their optimal values. An assessment of the reliability and the possibility of operating the developed device in orbital conditions was carried out.

Proposals are presented for the practical application of the results obtained for the development of the microminiature sensor, which makes it possible to reduce the harmful effect of electrification processes and increase the reliability of spacecraft in orbital operating conditions.

Keywords: spacecraft, electrization, electrostatic discharge, microminiaturization, microsystem sensor, microsystem vibration modulator

Актуальность создания микроминиатюрных датчиков для контроля электростатических полей на поверхности КА

Одним из воздействующих факторов, отрицательно влияющих на работоспособность бортовой аппаратуры (БРА) в орбитальных условиях и соответственно на гарантийный ресурс космических аппаратов (КА), является процесс электризации их поверхности, «вызывающий электростатические разряды (ЭСР) на поверхности блоков и кабельных систем. ЭСР, возникающие вследствие дифференциальной зарядки КА и служащие источниками электромагнитных помех, воздействующих на отдельные элементы и бортовые системы в целом» [1, 2]. Очевидно, что «потенциал и собственное электрическое поле заряженного КА являются возмущающими факторами, которые необходимо учитывать при проведении измерений параметров космической среды с помощью приборов, установленных на КА» [3].

В этой связи в настоящее время одно из наиболее перспективных направлений микросистемной техники для орбитальных условий применения — создание специальных датчиков разных типов, детектирующих локальные электрические поля у поверхности КА и позволяющих осуществлять диагностику и изучение процессов дифференциального заряжения КА. «Совокупность нескольких приборов, установленных в разных точках КА и ориентированных определенным образом, позволяет исследовать распределение потенциала на поверхности КА и структуру окружающей его плазменной оболочки» [4].

В настоящее время промышленностью РФ и ряда зарубежных стран выпускается достаточно широкая номенклатура «датчиков», позволяющих контролировать уровень электростатического заряда поверхности технических систем.

Однако существующие датчики, которые потенциально могли бы быть использованы для контроля уровня электризации на КА, в полной мере не отвечают всем современным требованиям, определяемым необходимостью их применения в динамическом режиме орбитальных условий эксплуатации.

Особую актуальность этот вопрос представляет при использовании таких датчиков на малых космических аппаратах (МКА), где действуют требования, связанные со значительными ограничениями по массе и габаритам.

Основные результаты работ в АО «Российские космические системы» по созданию миниатюрного измерителя параметров электризации

В настоящее время в АО «Российские космические системы» проведены исследования, результаты которых обеспечивают создание датчика контроля электростатических полей (ЭСП) с использованием технологий микроминиатюризации, при этом разработана методология исследования основных технических, технологических характеристик и параметров микроминиатюрных устройств. Итогом результатов исследований явилось создание микросистемного индикатора ЭСП, обеспечивающего контроль электризации поверхности космических аппаратов в орбитальных условиях [5, 6].

При этом были разработаны конструкция миниатюрного измерителя параметров электризации с микросистемным вибрационным модулятором (МВМ) для детектирования напряженности электрического поля на поверхности конструкции космического аппарата и основные технологические принципы создания составных элементов данного прибора.

Разработанный миниатюрный измеритель параметров электризации поверхности КА включает [3]: МВМ, состоящий из металлического каркаса, печатных плат, катушек индуктивности, подвижного экранирующего электрода (ЭЭ), чувствительного электрода (ЧЭ), и электрическую схему преобразования, состоящую из последовательно соединенных усилителя тока и аналого-цифрового преобразователя (АЦП), при этом вход усилителя тока подключен к ЧЭ, материал подвижного ЭЭ выбирается из соотношения $E = E_0 k$, где E — модуль Юнга, E_0 — модуль Юнга в н. у., k — коэффициент, характеризующий изменение модуля Юнга используемого материала в диапазоне температур

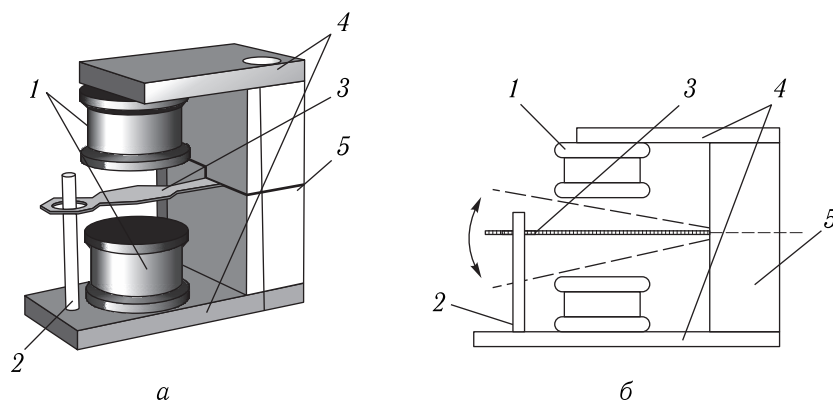


Рис. 1. Внешний вид (а) и схема конструкции (б) МВМ: 1 — катушки индуктивности, 2 — чувствительный электрод, 3 — подвижный экранирующий электрод, 4 — печатные платы, 5 — металлический каркас

от $-150\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+150\text{ }^{\circ}\text{C}$; значение коэффициента находится в пределах $1,0 \leq k \leq 1,1$.

Основным техническим результатом изобретения является обеспечение возможности уменьшения массогабаритных параметров измерителя параметров электризации КА, снижение мощности потребления, повышение его работоспособности в условиях открытого космоса, а также устойчивости к жестким температурным условиям эксплуатации.

Принцип действия миниатюрного измерителя параметров электризации космических аппаратов с МВМ состоит в следующем:

«При колебаниях подвижного экранирующего электрода (3) чувствительный электрод (2) углуб-

ляется внутрь отверстия подвижного ЭЭ (3) или выдвигается из отверстия (рис. 1). При наличии внешнего электрического поля это приводит к изменению потенциала ЧЭ (2). Сигнал с выхода МВМ усиливается усилителем тока и преобразуется АЦП в сигнал, пропорциональный напряженности электрического поля, который затем поступает на передающее устройство» [7] (рис. 2).

Полученные по результатам экспериментов чувствительность микромеханического вибрационного модулятора — $\sim 0,25\text{ мВ/кВ/м}$, случайная погрешность измерения напряженности электрического поля — $\pm 0,026\text{ мВ}$, расчетная вероятность безотказной работы — $0,099995$.

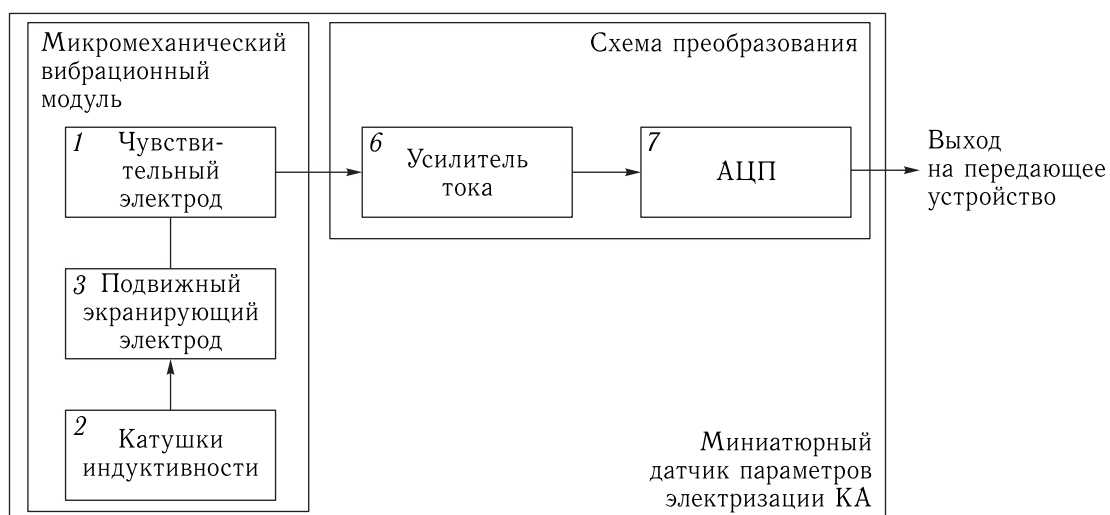


Рис. 2. Структурная схема миниатюрного датчика параметров электризации космического аппарата в составе микромеханического вибрационного модулятора и схемы преобразования, состоящей из усилителя тока (6) и аналого-цифрового преобразователя (7)

Основная цель проведенных исследований по созданию миниатюрного измерителя параметров электризации КА была достигнута посредством решения следующих задач.

1. Проведение системного анализа существующих отечественных и зарубежных конструкций устройств, применяемых для измерения параметров ЭСП на поверхности КА, оценка параметрических и конструктивных ограничений и обоснование выбора типа датчика для применения в орбитальных условиях.

Для эффективного решения поставленной задачи проанализированы особенности микроминиатюризации датчиковой аппаратуры, которые связаны с тем, что уменьшение массогабаритных размеров чувствительного элемента возможно только до значений, ограниченных особенностями технологии его производства и принципа работы.

В рассматриваемой задаче должно быть обеспечено максимально возможное значение чувствительности сенсора, определяющее его работоспособность, а следовательно, в качестве целевой функции принята максимизация амплитуды колебания чувствительного электрода. Граничные условия определяются принципом работы сенсора, технологией производства и включают диапазон допустимых значений, характеризующих уровни воздействующих магнитных сил, диапазон измерения, резонансную частоту, массогабаритные и весовые характеристики.

В качестве методической основы для проведения исследования в рамках выполнения данной задачи был использован расчетно-экспериментальный метод [8].

2. Разработка комплекса методик для расчетных и экспериментальных исследований следующих характеристик разрабатываемого МВМ:

- влияние магнитных сил возбуждения, вызываемых катушками индуктивности, на резонансную частоту и амплитуду колебаний экранирующего электрода МВМ;
- влияние весовых (массовых) характеристик ЭЭ на резонансную частоту и амплитуду колебаний экранирующего электрода МВМ;
- влияние температуры окружающей среды на резонансную частоту и амплитуду колебаний экранирующего электрода МВМ;

– влияние электрического поля на резонансную частоту и амплитуду колебаний экранирующего электрода МВМ;

– влияние технологических погрешностей изготовления МВМ электрических полей на его характеристики [9].

Результаты проведения расчета резонансной частоты и величины отклонения ЭЭ (табл. 1 и 2) позволили определить геометрические параметры и материал ЭЭ для МВМ, а также максимальную амплитуду колебания ЭЭ.

Таблица 1. Расчетные резонансные частоты и амплитуды экранирующих электродов

Материал сплава электрода	Толщина, мкм	Частота, Гц	Амплитуда колебания электрода, мм
29НК (29 % Ni, 18 % Co, 55 % Fe)	20	283	1,75
	50	684	1,22
79НМ (79 % Ni, 4 % Mo, 16 % Fe)	20	321	1,41
	50	803	0,75

При моделировании влияния изменения геометрических характеристик МВМ на резонансную частоту и амплитуду колебаний ЭЭ в программном продукте Auto CAD были сформированы базовые и сложные геометрические формы ЭЭ, при этом использовалась среда 3D-проектирования SolidWorks, где для каждого варианта формы подвижной пластины создавались 4 конфигурации: 2 варианта толщины (20 и 50 мкм) и 2 вида материала (29НК и 79НМ); с помощью расчетной модели были исследованы собственные частоты колебаний подвижных пластин МВМ [7]. Для каждой конфигурации подвижной пластины рассчитывалась формы резонансных колебаний (рис. 3).

Полученные результаты, представленные в табл. 2, позволили получить информацию, необходимую для определения материала сплава при изготовлении ЭЭ, определить зависимость резонансных частот от геометрических форм экранирующих электродов.

В результате моделирования было установлено, что изменение номинала индуктивности катушки

Таблица 2. Собственные частоты колебаний вариантов подвижной пластины

Материал образца	Номер варианта										
		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
20	Fe	247,6	270,8	259,0	282,5	255,8	293,6	242,8	271,8	259,2	283,9
	Ni	299,3	327,4	313,2	341,6	309,3	354,9	293,5	328,6	313,4	343,3
50	Fe	618,4	676,1	645,9	705,4	638,8	733,1	606,2	678,0	647,1	709,0
	Ni	747,6	817,4	781,0	852,9	772,4	886,3	732,9	819,8	782,4	857,2



Рис. 3. Первая мода собственных колебаний экранирующего электрода МС

для одного и того же образца ЭЭ приводит к изменению резонансной частоты колебаний.

При моделировании влияния весовых характеристик ЭЭ на его резонансную частоту и амплитуду колебаний (рис. 4) было определено, что при наращивании массы конца балки ЭЭ не увеличивается амплитуда колебаний, а происходит равномерное уменьшение частоты. Моделирование влияния весовых характеристик ЭЭ позволило установить возможность регулировки в случае необходимости резонансной частоты для уже изготовленного МВМ.

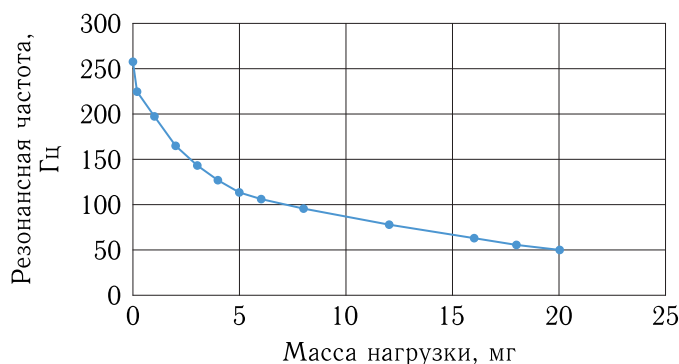


Рис. 4. Зависимость резонансной частоты образца экранирующего электрода толщиной 20 мкм из сплава 29НК от нагрузки

В результате моделирования влияния температуры окружающей среды на резонансную частоту и амплитуду колебаний ЭЭ в разных температурных диапазонах получены следующие результаты (зависимость отношения модулей упругости от температуры для ЭЭ из сплавов 29НМ и 79НК представлена на рис. 5): от $-50\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+50\text{ }^{\circ}\text{C}$ изменения резонансной частоты не происходит; от $-100\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+100\text{ }^{\circ}\text{C}$ наблюдалось изменение резонансной частоты.

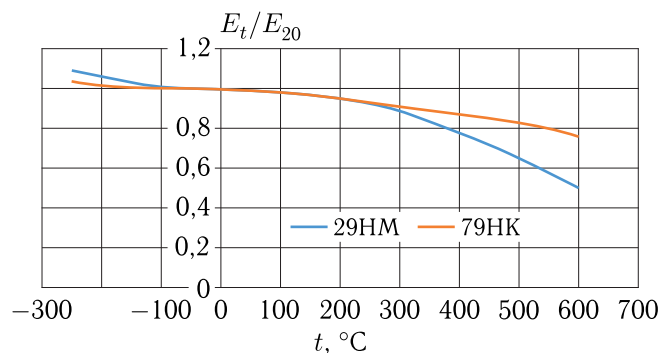


Рис. 5. Зависимость отношения модулей упругости от температуры для экранирующих электродов из сплавов 29НМ и 79НК

Было установлено, что для увеличения температурного диапазона применения разрабатываемого устройства целесообразно предусмотреть использование генератора резонансной частоты с автоматической подстройкой частоты.

Таким образом, полученные при проведении математического моделирования результаты позволили осуществить выбор конструктивных и технических характеристик и параметров МВМ, которые были использованы при проведении экспериментальных исследований и подтверждены их результатами.

3. Создание действующего макета МВМ для экспериментальных исследований его характеристик.

Созданный на основе результатов исследования образец МВМ был практически смонтирован и установлен на опытном образце датчика.

4. Проведение расчетных и экспериментальных исследований характеристик МВМ. Выбор и обоснование оптимальных параметров, оценка достигнутых эксплуатационных характеристик создаваемого прибора.

В интересах получения максимально достоверной оценки характеристик и параметров разрабатываемого датчика ЭП экспериментальные исследования были проведены на специально созданном макете МВМ [10]. Проведенные исследования были направлены на обеспечение оптимальной чувствительности и повышение стабильности технических параметров создаваемого устройства, изучение динамики их изменения в зависимости от параметров окружающей среды.

В табл. 3 для каждого вида исследования приведены соответствующие методики, обеспечивающие решение задачи оценки характеристик и выбора оптимальных технических параметров МВМ.

Были проведены ускоренные форсированные ресурсные испытания (ФРИ) МВМ в интересах подтверждения срока службы разрабатываемого прибора, его работоспособности и возможности получения данных о надежности на этапе опытной отработки в орбитальных условиях эксплуатации.

Испытания были проведены в следующие этапы: термоциклирование, пониженная температура, нормальная температура, повышенная температура.

Проведение ФРИ не выявило конструктивных дефектов изделия и позволило подтвердить возможность эксплуатации изделия на геостационарной орбите на КА со сроком активного существования 10 лет. Отсутствие отклонений таких параметров, как резонансная частота и амплитуда колебаний, подтвердили правильность использованного метода исследования.

Таким образом, результаты проведенных экспериментальных исследований позволили уточнить значение основных параметров МВМ, определить технологические особенности его изготовления

Таблица 3. Методики исследования МВМ

№	Вид методики исследования характеристики	Измеряемый параметр
1	Методика исследования силовых характеристик	Резонансная частота Угол отклонения Изгибная жесткость Амплитуда колебаний
2	Методика исследования коэффициента формы	Резонансная частота Геометрическая форма
3	Методика исследования температурных характеристик	Резонансная частота Температура
4	Методика исследования возможностей по наращиванию весовых характеристик экранирующего электрода	Резонансная частота Масса
5	Методика определения гистерезиса резонансных частот	Резонансная частота Амплитуда колебаний
6	Методика определения ширины полосы резонансных частот	Резонансная частота Амплитуда колебаний
7	Методика исследования влияния магнитных сил	Резонансная частота Мощность потребления

и в целом подтвердили возможность его создания с требуемыми характеристиками, обеспечивающими работоспособность в орбитальных условиях применения.

5. Определение основных этапов и исследование содержания технологического процесса создания МВМ, возможных способов нейтрализации технологических погрешностей.

Результаты проведенных исследований позволили разработать технологический процесс изготовления МВМ электрических полей контроля электризации поверхности КА, представляющий последовательность операций, образующих технологический маршрут, представленный в приведенном ниже перечне [9]:

- 1) Вырезание заготовок из фольги марки 29НК.
- 2) Химическая обработка и сушка заготовок.

- 3) Нанесение фоторезиста и сушка фоторезистивной маски.
- 4) Формирование рисунка методом контактной двусторонней фотолитографии.
- 5) Контроль топологического рисунка.
- 6) Задубливание маски фоторезиста.
- 7) Проведение контроля линейных размеров на пластинах в соответствие со сборочным чертежом.
- 8) Двустороннее электрохимическое травление заготовки.
- 9) Снятие фоторезиста в растворителе.
- 10) Контроль травления.
- 11) Вырезание заготовок.
- 12) Монтаж верхней и нижней печатной платы с корпусом модулятора в соответствии со сборочным чертежом.
- 13) Проведение контроля качества монтажа.

Оценка основных эксплуатационных характеристик МВМ, проведенная на созданном макете с использованием измерительного стенда, позволила определить их значение и сделать вывод о возможности измерения разрабатываемым прибором параметров ЭСП в орбитальных условиях.

С целью определения работоспособности устройства макетный образец МВМ помещался в экранированный корпус, в котором размещался источник электрических полей. Источником ЭП явился задающий электрод, выполненный в виде медной пластинки и расположенный внутри экранированного корпуса на жестком проводнике.

Для исследования способности МВМ к детектированию электрических полей был собран стенд (рис. 6) с аппаратурой подачи потенциала на задающий электрод, источником питания датчика и осциллографом [9].

Результаты тестирования подтвердили способность датчика к детектированию ЭСП в заданном диапазоне. Воздействие ЭСП не сказалось на работоспособности устройства, так как отклонений от установленных значений резонансной частоты, амплитуды колебаний ЭЭ и мощности потребления, измеренных в «нормальных условиях» не выявлено.

Проведенная оценка надежности создаваемого устройства по результатам форсированных ресурсных испытаний и анализа полученной зависимости деградации параметров от времени под воздейст-

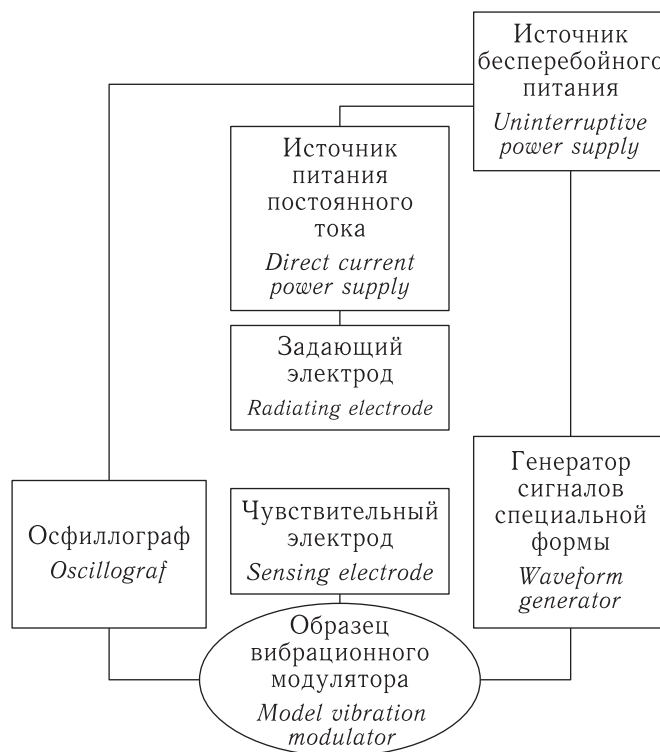


Рис. 6. Структурная схема экспериментального стенда

ствием термоциклов подтвердили возможность применения, создаваемого МВМ для измерения уровней ЭСП в орбитальных условиях эксплуатации.

Результаты проведенной сравнительной оценки свидетельствуют, что разработанный прибор превосходит известные аналоги измерительных устройств по основным показателям, характеризующим работоспособность, и может быть успешно использован в орбитальных условиях эксплуатации для эффективного решения задачи контроля электризации поверхности КА различных классов.

Сравнение значений параметров устройств измерения электрических полей позволяет сделать вывод, что датчик, созданный на базе разработанного МВМ, обладает перед аналогичными устройствами рядом следующих принципиальных преимуществ:

- широкий диапазон измерений уровней напряженности ЭСП;
- массогабаритные параметры, характеризующие разработанное устройство как микроминиатюрное;
- широкий температурный рабочий диапазон;
- низкая мощность потребления.

Таким образом, параметры такого датчика будут соответствовать орбитальным условиям применения, что обеспечит эффективное решение задачи измерения параметров электризации поверхности КА с его использованием.

Разработка предложений по практическому применению результатов исследования

Основа предложений по обеспечению эффективного использования разработанного устройства в орбитальных условиях эксплуатации заключается в выполнении следующих задач:

- создание микроминиатюрных устройств контроля электризации поверхностей КА на основе МВМ, разработанного в результате проведенных исследований;
- осуществление оптимального выбора мест размещения датчиков, обеспечивающих достоверный контроль информации, наиболее полно характеризующий динамическую «картину» электризации поверхности КА, и, как следствие, обеспечивающий создание и эффективную работу системы контроля электризации;
- использование созданного датчика на базе разработанного МВМ в интересах повышения энергоэффективности системы электропитания КА;
- создание системы контроля электризации поверхности КА для обеспечения оценки и управления электростатической обстановкой в орбитальных условиях [1].

Расположение МВМ на конструкции КА целесообразно принимать на основе результатов проведения расчетов с использованием структурной электрофизической модели (СЭМ) электризации КА [11, 12], позволяющих получить информативную картину растекания токов по поверхности конструкции КА. СЭМ позволяет определить наиболее уязвимые области КА. В таких местах целесообразно осуществить размещение МВМ для получения достоверной информации о параметрах электризации космического аппарата.

Предложения по использованию разработанного МВМ в интересах повышения энергоэффективности системы электропитания КА основаны

на использовании датчиков для определения мест максимального воздействия на конструкции КА электростатических разрядов [13].

Практическая реализация данного способа применения датчика связана с возможностью накопления энергии статического электричества и ее использования для дополнительной подзарядки батарей КА, что позволит, с одной стороны, повысить их ресурс и энергоэффективность системы питания в целом, а с другой — снизить вредное влияние электризации.

Заключение

Проведенные научные исследования по созданию микросистемного индикатора электрических полей и их практические результаты могут быть использованы для решения задачи контроля параметров электризации поверхностей космических аппаратов различных классов, что позволит повысить их надежность в орбитальных условиях.

Список литературы

1. *Дорофеев Р. Ю.* Создание системы контроля электризации поверхности КА для обеспечения оценки и управления электростатической обстановкой в орбитальных условиях // Труды МАИ, 2012, № 51.
2. *Костин А. В.* Анализ методов защиты бортовой аппаратуры космических аппаратов от воздействия факторов электростатического разряда // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С. П. Королева, 2011, № 7 (31). С. 107–112.
3. Модель космоса: Научно-информационное издание: В 2 т. / Под ред. М. И. Панасюкова, Л. С. Новикова. Т. 2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М.: КДУ, 2007. 1144 с.
4. *Акишин А. И., Новиков Л. С.* Электризация космических аппаратов. М.: Знание, 1985. 64 с.
5. Патент 2695111 Российская Федерация, МПК G01R 29/12. Миниатюрный измеритель параметров электризации космических аппаратов с микросистемным вибрационным модулятором электрического поля / Корпухин А. С., Семенов В. Л., Дорофеев Р. Ю., Смирнов И. П., Жуков А. А. Заявитель и патентообладатель: Российская Федерация,

- от имени которой выступает Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос» (RU), № 2018107594А; заявл. 2018.03.01, опубл. 2019.07.19.
6. Патент RU2676059С1, МПК G01R 29/12. Микросистемный индикатор электрических полей космических аппаратов / Дорофеев Р.Ю. Заявитель и патентообладатель: Российская Федерация, от имени которой выступает Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос» (RU), № 2018107591; заявл. 2018.03.01, опубл. 2018.12.25.
 7. *Дорофеев Р.Ю., Козлов Д.В., Корпухин А.С., Смирнов И.П., Жуков А.А.* Экспериментальное исследование и оценка изгибной жесткости вибрационного элемента модулятора электростатического поля // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2015, т. 2, вып. 3. С. 62–67.
 8. *Дорофеев Р.Ю.* Особенности экспериментально-теоретического метода оценки стойкости бортовой аппаратуры КА к воздействию электростатического заряда в орбитальных условиях эксплуатации. Труды V ВНТК «Актуальные проблемы ракетно-космического приборостроения и информационных технологий». М.: Радиотехника, 2012. С. 178–184.
 9. *Дорофеев Р.Ю., Козлов Д.В., Смирнов И.П., Жуков А.А.* Влияние технологических погрешностей изготовления микросистемного вибрационного модулятора на его характеристики // Нано- и микросистемная техника, 2017, № 1. С. 53–59.
 10. *Дорофеев Р.Ю., Козлов Д.В., Смирнов И.П., Жуков А.А.* Вибрационный модулятор для контроля напряженности электрических полей в орбитальных условиях эксплуатации // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы, 2016, т. 3, вып. 3. С. 84–88.
 11. *Дорофеев Р.Ю.* Особенности моделирования процессов электризации КА в орбитальных условиях эксплуатации // Электромагнитные волны и электронные системы, 2012, т. 17, вып. 5. С. 20–26.
 12. *Крупников К.К., Макленов А.А., Милев В.Н., Новиков Л.С., Синолин В.Н.* Современное состояние физико-математической модели электризации КА на высоких орбитах // Космонавтика и ракетостроение, 2003, т. 1 (30). С. 116–122.
 13. *Дорофеев Р.Ю.* Повышение энергоэффективности системы электропитания космического аппарата за счет использования энергии электростатического заряда поверхности космического аппарата в орбитальных условиях эксплуатации // Труды МАИ, 2013, № 68.