

УДК 629.78.06-533.6.71

Устройство для измерения параметров космических частиц и оценки их влияния на материалы спутникостроения

Баранов Н.А.*, Таипова Д.Р.**

Самарский национальный исследовательский университет

имени академика С.П. Королева,

Московское ш. 34, Самара, 443086, Россия

**e-mail: milvich36@gmail.com*

***e-mail: nil54@list.ru*

Статья поступила 25.02.2019

Аннотация

В статье описывается влияние мелкофракционного космического мусора на наиболее уязвимые к ударам пылевых частиц материалы спутникостроения, например материалы различных оптических изделий – иллюминаторов, защитных стекол, линз, зеркал, солнечные батареи, терморегулирующие покрытия и электровакуумная теплоизоляция. В статье предложены конструкция и принцип действия плоскопанельного детектора космической пыли регистрирующего и измеряющего параметры ударов на основе нескольких физических явлений. Описываемая конструкция включает в себя специальные вставки-мишени из уязвимых материалов спутникостроения для контроля степени их деградации под действием потока пылевых частиц.

Ключевые слова: детектор, контроль околоземного пространства, защита элементов космических аппаратов, космический мусор, датчик мелкодисперсных

частиц, тонкопленочный конденсатор, пленочный пьезодатчик, люминофор, аэрогель.

В настоящее время наиболее распространенной причиной повреждения и разрушения космических аппаратов является столкновение с метеорами и техногенным космическим мусором [1, 2]. Относительная скорость соударения и размеры, а значит, и масса тел определяют характер повреждений аппаратов.

Твердые тела с размером в поперечнике 1 мм и менее называются микрометеороидами и техногенными микрочастицами. Поток частиц такого размера можно рассматривать как фактор, непрерывно воздействующий на космический аппарат. Параметром, определяющим его взаимодействие с аппаратом, является плотность потока, т.е. количество частиц на единицу объема. Столкновение космического аппарата с телами более крупного размера носит вероятностный характер и определяется на протяжении некоторого отрезка времени.

При характерных для околоземного пространства относительных скоростях соударения (порядка 8-20 км/сек) происходит интенсивное выделение энергии в ограниченном объеме вещества, образование ударных волн, механические и термические разрушения. Частицы размером порядка 0,5 см в поперечнике способны вывести космический аппарат из строя. Удары частиц микронного и субмикронного диапазона оставляют на поверхности аппарата сколы и царапины, что при долговременном воздействии и большой плотности потока приводит к заметной эрозии поверхности. Больше всего от мелкофракционного мусора и

микрометеороидов (далее просто «частиц») страдают оптические (иллюминаторы, линзы и т.д.), изоляционные (экранно-вакуумная теплоизоляция) и теплообменные (терморегулирующие пластины – «истинные отражатели», «солнечные поглотители» и т.д) элементы космического аппарата, а также солнечные батареи.

Интерес представляет исследование явлений, происходящих при высокоскоростном столкновении твердых частиц с космическим аппаратом. Этот интерес обусловлен двумя причинами – необходимость измерения динамических параметров частицы на основе физических явлений при соударении частиц с преградой, а также оценка степени повреждающего воздействия на поверхность аппарата, подвергшихся длительному воздействию потока частиц высокой плотности. Каким образом и за какое время произойдет деградация уязвимой поверхности космического аппарата и поток частиц какой плотности, скорости и массы вызовет такую деградацию – ответы на эти вопросы существенно помогут в разработке методов защиты аппаратов от ударных воздействий на околоземной орбите.

Оценка последствий воздействия на оптические элементы систем космических аппаратов необходима при длительных полетах или эксплуатации космических станций. Оптические элементы под ударным воздействием потока частиц становятся матовыми. Помимо микрометеороидных и техногенных частиц на оптические элементы воздействуют продукты сгорания ракетного топлива. Методы оценки воздействия высокоскоростных потоков частиц на оптические системы и методики различных экспериментальных исследований приведены в [3].

Для использования в качестве призм, окон и прочих оптических деталей в космических аппаратах применяются кварцевые стекла, обладающие высокой термостойкостью и малым коэффициентом линейного расширения. В наибольшей степени на характеристики оптических элементов влияет плотность потока частиц и масса этого потока, отнесенная к единице площади поверхности элемента. Количество дефектов, снижающих спектральную пропускающую способность стекол напрямую зависит от количества частиц, взаимодействующих с поверхностью. Высокоскоростное взаимодействие частиц с оптическими компонентами приводит к их эрозионно-адгезионной деградации, что снижает пропускание определенных длин волн. При относительной скорости взаимодействия (<1 км/сек) частицы за счет сил адгезии прилипают к стеклу. При скоростях выше 2-3 км/сек происходит эрозия поверхности. При переходе от адгезионного к эрозионному воздействию происходит резкое нарастание коэффициента ослабления $K_{осл}$ от скорости потока частиц. Размер, а значит и масса, а также скорость и форма частиц определяют степень и характер эрозионного разрушения поверхности. Это разрушение ослабляет световой поток за счет диффузионного рассеяния на неоднородностях – трещинах, кратерах и сколах. Величина эрозии, как правило, выражается как:

$$W = \frac{m_y}{m_e} [\text{мг/мг}] \quad (1)$$

где m_y и m_e – масса вещества, выбитого с поверхности образца и масса вещества воздействующего, соответственно.

Следующим уязвимым для воздействия высокоскоростных частиц элементом являются солнечные батареи. Долгое время считалось, что снижение КПД солнечных батарей связано в основном с механическим разрушением защитных стекол на поверхности солнечных элементов. Увеличение площади пораженной поверхности и ослабление светового потока, как было принято считать, являлись решающими факторами потерь мощности при функционировании солнечных батарей на орбите. Исходя из размеров флюенсов частиц и размеров кратеров суммарная площадь поврежденной поверхности составит доли процента от общей площади батареи за год, следовательно, снижение мощности должно составлять примерно такую же величину. Реально потери мощности могут на несколько порядков превышать площади поражения поверхности и составлять от 20 до 80% [3].

Причиной потерь является шунтирование р-n-перехода солнечной батареи в месте ударного воздействия частицы или даже его короткое замыкание, а не снижение коэффициента пропускания поверхности. Явление шунтирования возникает вследствие необратимых изменений в области полупроводникового перехода, происходящих в процессе плавления - рекристаллизации под действием мощной ударной волны от эпицентра удара. Данная теория справедлива для относительных средних скоростях взаимодействия космического аппарата с частицами в околоземном пространстве составляющей для метеорных частиц 20 км/сек, а для техногенных 10 км/сек.

В случае экспонирования солнечной батареи твердыми частицами металлической природы, например железными микрометеоритами или частицами титана или вольфрама, происходит сквозной пролет таких частиц сквозь защитное покрытие и р-п переход закорачивается ими.

Результаты лабораторных экспериментов на орбите позволяют определить основные причины деградации батареи:

1) Ухудшение коэффициента пропускания солнечного излучения ($\tau_{зп}$) под действием потока частиц. Снижение $\tau_{зп}$ приводит к сокращению количества генерируемых носителей заряда и уменьшению тока короткого замыкания $J_{кз}$.

2) Различные дефекты в р-п-переходе под действием потока частиц, что ведет к уменьшению длины свободного пробега и времени жизни неосновных носителей заряда. Из-за этого происходит деградация вольтамперной характеристики оптического элемента.

3) Механические повреждения в контактных элементах, приводящих к увеличению последовательного сопротивления.

4) Осаждение падающих частиц под действием адгезионных сил на поверхности оптического элемента, что ведет к изменению шунтирующего сопротивления.

Терморегулирующие покрытия на космических аппаратах отвечают за стабилизацию теплового режима работы бортовой радиоэлектронной аппаратуры. Потоки высокоскоростных метеороидных и техногенных частиц приводит к ухудшению их оптических характеристик. На светлых покрытиях (так называемых

«истинных» и «солнечных» отражателях) коэффициент поглощения A_s возрастает. Для анодноокисных покрытий, например, A_s при общей площади кратеров, составляющей 0,2% от общей площади образца с покрытием, а площади сцепившейся с покрытием пыли 2%, увеличивается с 0,2 до 0,6...0,7. У черных покрытий («истинные» и «солнечные» поглотители) коэффициент поглощения A_s и степень черноты ε практически не изменяется вне зависимости от потока частиц.

Можно сделать вывод о том, что терморегулирующие покрытия классов «солнечных» и «истинных» отражателей и «солнечных» поглотителей стремятся, в результате длительного экспонирования, приобрести свойства «истинных» поглотителей. Характер изменения оптических характеристик покрытий при воздействии на них потоков частиц зависит от параметров самого материала, а также скорости потока частиц.

Изменение оптических свойств терморегулирующих покрытий происходит нелинейно и наиболее заметно при малых величинах потоков, при этом его можно считать пропорциональным доле площади поврежденной поверхности. При дальнейшем увеличении потока частиц изменение оптических свойств носит характер процесса с насыщением.

Чем толще покрытие, тем больше площадь кратера на ней, вследствие скола края кратера. При увеличении скорости частиц площадь кратеров на терморегулирующих покрытиях увеличивается в среднем на порядок.

Наиболее уязвимы для механического воздействия частиц терморегулирующие покрытия с хрупкими покрытиями или целиком состоящие из

хрупких материалов. Область разрушения может составлять порядка десяти диаметров частицы, от которой во все стороны расходятся радиальные и концентрические трещины. Самыми устойчивыми являются покрытия на основе пластичных материалов - металлические и металл-полимерные.

Многослойные пленочные структуры используют в качестве защитных экранов. То есть элементы, непосредственно защищающие спутник и аппаратуру на его поверхности в том числе и от космического мусора [4]. Длительная эксплуатация международной космической станции и ухудшение антропогенного влияния на загрязненность космического пространства делают проблему ее защиты все более острой. Работы по исследованию защитных элементов конструкции представлены в [5].

Экранно-вакуумная теплоизоляция представляет собой многослойную структуру из чередующихся слоев алюминиевой фольги и диэлектрика, толщиной по 20-30 мкм каждый слой. Количество слоев может достигать 50-70.

При взаимодействии высокоскоростной частицы с прилегающей к стенке космического аппарата пленочной преградой происходит сложный динамический процесс распространения падающих и отражённых волн, при котором расчёты глубины и диаметра отверстия не дают достоверных результатов. Из лабораторных экспериментов известно, что при скорости 4,5 км/сек частицы, диаметром 200 мкм, пробивают 550 слоёв ЭВТИ или 20 слоёв и часть сплошного алюминиевого экрана. Частицы диаметром 5 мкм не могут пробить ни одного слоя ЭВТИ при любой скорости взаимодействия.

Основой конструкции устройства для замера параметров потока частиц и его влияния на материалы спутникостроения является корпус 1 из нанокompозитного материала или бериллиево-алюминиевого сплава с механически закрепленными в нем ячейками-кюветами (рис. 1).

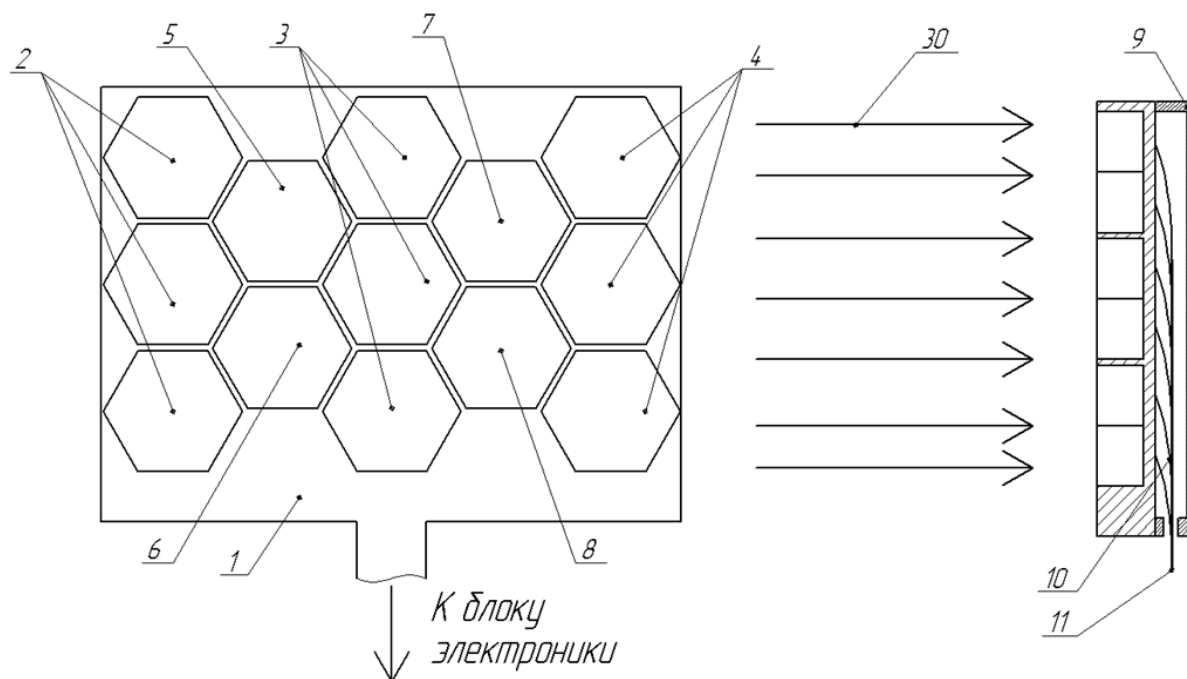


Рисунок 1 – Общий вид плоскопанельного детектора частиц: 1 – корпус; 2 – детектор-ловушка с пьезосенсором; 3 – детектор-ловушка с МДМ-сенсором; 4 – детектор-ловушка с люминофорным сенсором; 5 – ячейка-мишень с оптическим стеклом; 6 – ячейка-мишень со структурой солнечной батареи; 7 – ячейка-мишень с электровакуумной теплоизоляцией; 8 – ячейка-мишень с терморегулирующим покрытием; 9 – задняя крышка детектора; 10 – проводники от активных детекторов; 11 – жгут; 30 – нормально направленный к поверхности детектора поток частиц КМ

и пыли

В ячейках 2 чередуются слои аэрогеля и пьезоактивной поляризованной PVDF-пленки, где измерение динамических характеристик осуществляется за счет пьезоэффекта при высокоскоростном ударе частицы.

Ячейка 3 включает тонкопленочный конденсаторный датчик и улавливающую ловушку – слой аэрогеля.

Ячейка 4 включает в себя 2 слоя – слой аэрогеля и люминофора, сенсорными элементами в них являются фотоэлектронные умножители.

Ячейка 5 содержит оптическое стекло (например, марки К8) с напылением из платины для послеполетного исследования деградации характеристик стекла (например, коэффициента пропускания света) под действием высокоскоростных ударных воздействий.

Ячейка 6 содержит слоистую структуру подобную структуре кремниевых солнечных батарей для послеполетного исследования влияния ударов микрочастиц на область р-п-перехода полупроводниковых фотопреобразователей. Это влияние заключается в деградации ее функциональных характеристик (тока короткого замыкания и напряжения холостого хода).

Ячейка 7 заполнена экранно-вакуумной теплоизоляцией в виде типовой многослойной пленочной структуры металл-диэлектрик-металл толщиной 15-20 мкм и в количестве 15-20 таких слоев для оценки количества и глубины проникновения высокоскоростных частиц в эту структуру. Толщина и материалы слоев теплоизоляции зависят от рабочей температуры. При рабочей температуре до 423К для экранов обычно применяют полиэтилентерефталатную пленку с

напылением алюминия, серебра или золота. При температуре до 723 К – алюминиевую фольгу с прокладками из стекловолокна. При температуре выше 723К для изготовления экранов используется фольга из меди, никеля или стали с кварцевым волокном в качестве прокладочного материала.

Ячейка 8 включает в себя терморегулирующие покрытия типовой толщины для послеполетного измерения изменений их характеристик (коэффициента поглощения и коэффициента черноты ε). Для применения предполагаются: покрытие К-208Ср, представляющее собой тонкие пластинки из стекла К-208 (толщиной 5 мкм) с односторонним напылением тонкого слоя серебра (0,05 мкм), приклеенные к металлическому образцу стеклом наружу, с зазорами между пластинками не более 0,2 мм; белое силикатное покрытие ТР-со-12 на основе окиси цинка; пленочное покрытие ТР-со-ФСр на основе фторопластовой пленки с односторонним напылением серебра, наклеенной на металлический образец пленкой наружу.

Из кювет 2, 3 и 4 выведены проводники 10, объединенные в жгут 11 ведущий через отверстие в задней крышке 9 плоскопанельного детектора к блоку электроники внутри космического аппарата.

Механический и электрический монтаж кюветы в корпусе детектора показан на рисунке 2. Каждая кювета соединена винтами 12 с корпусом 1 детектора, в котором предусмотрены специальные глухие отверстия для крепления. В каждую кювету вмонтирован разъем типа «вилка» 13, к которому подсоединены проводники от сенсорных элементов в кювете, а в корпусе в каждом посадочном месте для

кюветы предусмотрен ответный разъем типа «розетка» 14 выводящий проводники 10 из кюветы. Если кювета с PVDF-аэрогельной структурой, то проводников два, если датчик конденсаторного типа, то четыре. Из кюветы с люминофорно-аэрогельной структурой проводники ведут от каждого фотоэлектронного умножителя.

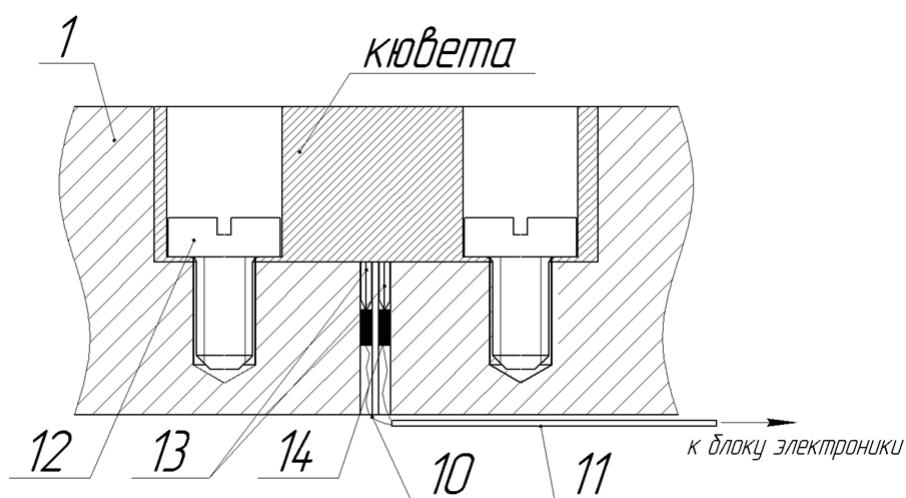


Рисунок 2 – Схема механического и электрического монтажа кюветы в корпусе детектора: 1 – корпус детектора; 10 – проводники от сенсора; 11 – жгут; 12 – винтовое крепление к корпусу; 13 – разъем типа «вилка» в днище кюветы; 14 – ответный разъем типа «розетка» в корпусе детектора

Структура детектора-ловушки с пьезосенсором (рисунок 3) последовательно включает в себя наружный термо- и электроизоляционный аэрогельный экран-демпфер 16 толщиной, например, 10 мм, внешнюю пленку PVDF толщиной несколько десятков микрон 17, мерную базу 18 в виде калиброванной аэрогельной прокладки толщиной несколько единиц миллиметров, вторую внутреннюю аэрогельную пленку PVDF толщиной также несколько десятков

микрометров, внутренний аэрогельный слой 21, который является ловушкой для попавших в детектор частиц. Все слои склеены между собой по периметру каждой кюветы клеящим составом ВК-69. Проводники 22 проведенные внутри кюветы соединяют каждый из сенсорных PVDF-слоев с электрическим разъемом 13 типа «вилка» закрепленным в дне кюветы.

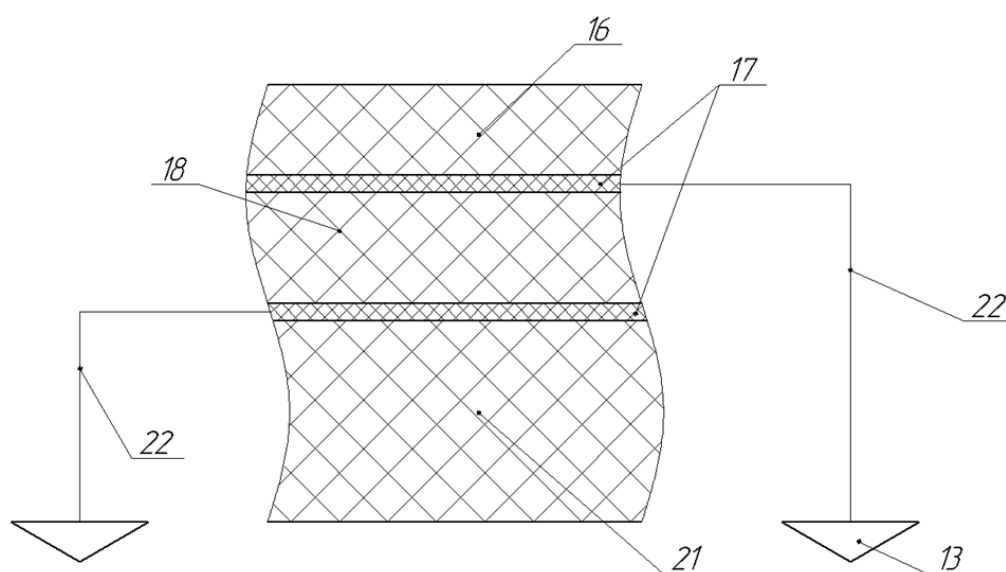


Рисунок 3 – Схема внутренней структуры датчика с пьезосенсором:

13 – разъем в дне кюветы; 16 – аэрогельный экран-демпфер; 17 – слои пьезосенсорной пленки; 18 – калиброванная аэрогельная прокладка; 21 – внутренний аэрогельный слой-ловушка; 22 – проводники от пьезосенсорных слоев

Сенсорно-аэрогельная структура кюветы 3 (рисунок 4) последовательно включает в себя сетки 15 для измерения заряда и оценки скорости частицы, наружный термо- и электроизоляционный аэрогельный экран демпфер 16, две электропроводящие обкладки 19 из, например, алюминия толщиной 20-50нм напыленные на диэлектрический слой 20 из, например, полистирола толщиной в

несколько десятков микрометров, а также внутренний аэрогельный слой 21 толщиной 10-50 мм. Аэрогельные слои скреплены с металлическими обкладками 19 и дном кюветы склеиванием акриловым клеем ВК-69 по периметру кюветы. Сигнальные проводники 23 и 24 проведенные от сеток 15 и металлических обкладок 19 внутри кюветы соединены с электрическим разъемом 13 типа «вилка», закрепленным в дне кюветы.

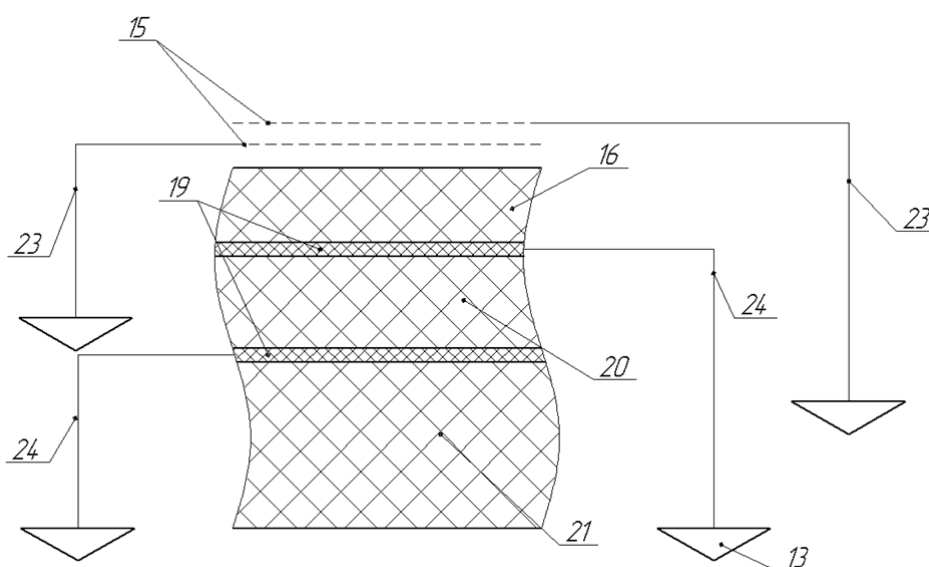


Рисунок 4 – Схема внутренней структуры датчика с МДМ-сенсором: 15 – сетки для измерения заряда и оценки скорости частицы; 16 – аэрогельный экран-демпфер; 19 – тонкопленочные электропроводящие обкладки; 20 – диэлектрическая калиброванная прокладка; 21 – внутренний аэрогельный слой-ловушка; 23 – сигнальные проводники.

Сенсорно-аэрогельная структура кюветы 4 (рисунок 5) включает в себя слой люминофора 27, стойкого к УФ излучению, нанесенного на внутренний аэрогельный слой 21, служащий ловушкой и местом хранения частиц до их доставки

на Землю. ФЭУ 28, смонтированные в верхней части кюветы и направленные на слой люминофора под определенным жестко заданным углом регистрируют световые вспышки, возникающие при соударениях частиц с люминофором. В качестве люминофора могут использоваться сцинтилляторы CsI (Tl) или ZnS (Ag), применяемые в ядерно-физических исследованиях.

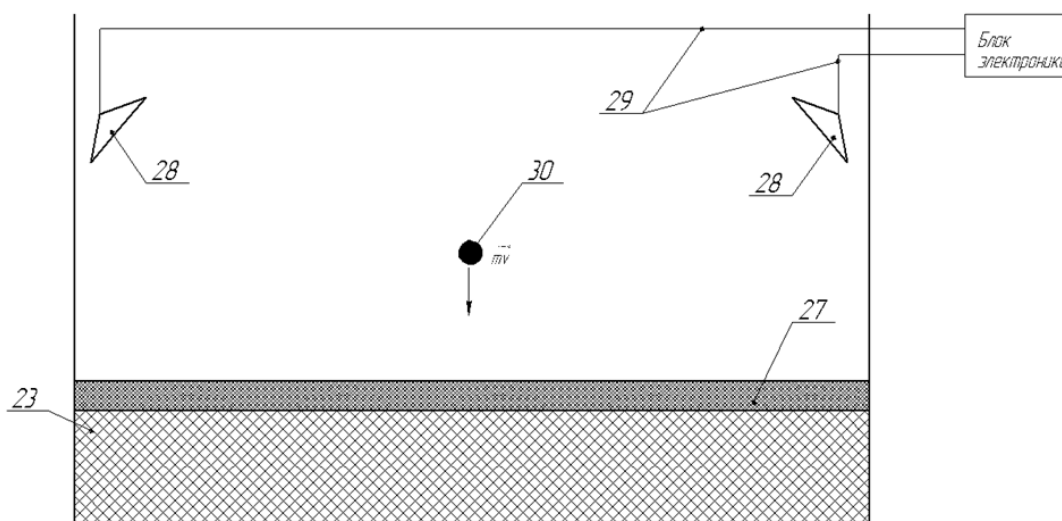


Рисунок 5 – Схема внутренней структуры датчика с люминофорным сенсором: 21 – внутренний аэрогельный слой-ловушка; 27 – слой люминофора; 28 – фотоэлектронные умножители; 29 – проводники от каждого ФЭУ, выведенные из кюветы; 30 – космическая пылевая или техногенная частица.

Следует отметить, что свойства аэрогеля, позволяющие осуществлять неразрушающее улавливание мелких фракций космической пыли были известны давно и подробно рассмотрены в ряде работ зарубежных авторов [6-11].

Перемещаясь по заданной орбите, космический аппарат с установленным внутри него плоскочастотным детектором в определенный известный момент времени попадает в хвост ядра кометы или известное облако техногенных частиц,

направление движения которых встречно направлено движению аппарата. В этот момент времени по сигналу с Земли плоскопанельный детектор выдвигается и начинает экспонироваться потоком этих частиц. После окончания экспонирования прибор убирается обратно в корпус аппарата-носителя.

Воздействие потока высокоскоростных пылевых или техногенных частиц на PVDF-аэрогельный детектор происходит следующим образом. Частица ударяется и проходит сквозь внешний аэрогельный экран-демпфер 16. Аэрогелевые волокна плавятся под воздействием высоких температур возникших в результате удара и обволакивают частицу. Преодолев внешний аэрогельный слой, частица ударяется в первую со стороны подлета пленку PVDF, которая генерирует первый электрический импульс. Параметры этого импульса являются функциями скорости, количества движения и массы частицы которые фиксируются в соответствующем канале блока электроники. Далее частица пробивает калиброванный аэрогельный слой, играющий роль мерной базы и соударяется со второй пленкой PVDF, которая также генерирует электрический импульс при столкновении. После чего частица попадает во внутренний аэрогельный слой, в котором затормаживается и сохраняется до прибытия космического аппарата на Землю.

Средняя скорость определяется при преодолении частицей мерной базы L детектора и преодолении первой и второй (со стороны подлета) тонких эластичных поляризованных обкладок - пленок PVDF. При этом необходимо обеспечивать идентификацию одной и той же частицы при прохождении через две разных пленки PVDF. Это определяется, например, примерным равенством электрических

импульсов AS1 и AS2, зафиксированных блоком электроники. Ударный импульс $P = mv$ частицы, определяется в момент прохождения ее сквозь первую и вторую тонкие пленки PVDF. При этом генерируются электрические импульсы, фиксируемые блоком электроники, с амплитудами AS1 и AS2 и длительностью переднего фронта импульсов, пропорциональными количеству движения частицы. Эти процессы описываются нижеприведенными формулами [12].

Уравнение пьезоэффекта:

$$\frac{\partial D(x,t)}{\partial t} = \frac{I(t)}{S} \quad (1)$$

где D – электрическая индукция, I – ток пьезодатчика, S – площадь пьезодатчика.

Электрическая индукция:

$$D = \varepsilon_0 E + eP \quad (2)$$

где E – напряженность электрического поля, e – пьезоэлектрический модуль, P – давление.

Учитывая, что $I(t) = C \frac{dU}{dt} + u \int_0^h E dV = -U$ после интегрирования (1) по толщине h пьезоэлектрика получим:

$$(C + C_0) \frac{dU}{dt} + \frac{u}{R} = -S e \int_0^h \frac{\partial P(x,t)}{\partial t} \quad (3)$$

Закон распространения ударной волны примет вид:

$$P(x,t) = P_0 \left(\frac{R_0}{Ct} \right)^3 \left(\frac{x}{Ct} \right) \quad (4)$$

где P_0 - начальное давление на фронте ударной волны. Так как сигнальная часть зависит только от одного параметра P_0 (R_0)³, то метод, основанный на пьезоэффекте, является неполным и нуждается в совмещении с другими, что и реализовано в заявляемой полезной модели.

Воздействие потока частиц на датчик с МДМ-сенсором происходит следующим образом:

При пролете космических частиц сквозь сетки посредством электростатической индукции измеряется заряд частиц (если частица его имеет), что позволяет получить необходимый набор исходных данных для независимого определения скорости и массы регистрируемой частицы. Далее частица ударяется и проходит сквозь внешний аэрогельный экран-демпфер, после чего пробивает МДМ-структуру, состоящую из диэлектрической прокладки и напыленных на нее металлических токопроводящих слоев. После чего частица попадает во внутренний аэрогельный слой, в котором сохраняется до прибытия на Землю.

Принцип действия датчика конденсаторного типа основан на коротком замыкании и разряде конденсатора, появлении короткоживущей плазмы, возникающей при импульсном столкновении высокоскоростной частицы или тела с электропроводящими обкладками и регистрации возникшего электроразряда. Данная сенсорная структура представляет собой полимерную пленку (например, полистирол) толщиной 2-20 мкм с электропроводящими напыленными из металла обкладками (например, из алюминия толщиной 30-50 нм).

Конденсатор разрушается в месте удара и по истечении времени взаимодействия восстанавливается с помощью источника постоянного тока. Площадь разрушенной верхней обкладки от одной частицы на 7–9 порядков меньше всей ее площади. Конденсатор может функционировать в режимах пробоя-восстановления, изменения электропроводности ударносжатого диэлектрика и запоминания ударного воздействия. Такой детектор вырабатывает сигналы на нагрузочном сопротивлении, как при сквозном пробое диэлектрика, так и при отсутствии пробоя.

В общем случае зависимость амплитуды A сигнала МДМ-детектора от массы m и скорости v регистрируемой частицы описывается соотношением (5) [13]:

$$A = Cm^{\alpha}v^{\beta} \quad (5)$$

Где C , α и β - константы, зависящие от свойств материала мишени и частицы и скорости удара. Диапазоны значений параметров α и β при экспериментальных воздействиях на тонкопленочные конденсаторы частицами Al, Fe, W с размерами 1-5 мкм и летящими со скоростями 0,1-10 км/сек [14]:

В отсутствии сквозного пробоя:

$$\alpha: 0,28 \pm 0,1 - 0,65 \pm 0,1; \beta: 1,56 \pm 0,1 - 1,8 \pm 0,1$$

При сквозном пробое:

$$\alpha: 0,25 \pm 0,1 - 0,65 \pm 0,1; \beta: 0,92 \pm 0,1 - 1,31 \pm 0,1$$

Принцип регистрации и замера параметров частицы в датчике с люминофорным сенсором заключается в преобразовании кинетической энергии во внутреннюю энергию вещества люминофора и регистрации световой вспышки

фотоэлектронными умножителями во время удара частицы о слой люминофора с последующим неразрушающим внедрением частицы в слой аэрогеля. Параметры этой вспышки будут являться функциями динамических параметров частицы – скорости и массы.

Люминофор должен сочетать в себе свойства стойкости к ионизирующему излучению, которым пронизано космическое пространство и чувствительности, т.е. генерация вспышки достаточной яркости и интенсивности при воздействии частиц массой $10^{-12} \div 10^{-15}$ г. со скоростью порядка 8-9 км/сек.

Следует подчеркнуть, что задача контроля засоренности космического пространства, путем регистрации и измерения параметров частиц космической пыли и мусора является вспомогательной и подготовительной задачей. Основная задача заключается в проработке методов удаления следов техногенного засорения с земных орбит. Рядом зарубежных авторов предлагается использование механических манипуляторов для удаления крупноразмерных фрагментов космического мусора [15,16,17]. В работе [18] предлагается ловить крупноразмерный космический мусор, например отработавший свой ресурс старый спутник с помощью специальной высокопрочной сетки, доставляемой в непосредственный контакт с фрагментом мусора с помощью реактивной ракеты-гарпуна. Отечественные разработки в этой области предусматривают уничтожение фрагментов мусора, например, лазерным лучом [19-20].

В данной статье была предложена конструкция датчика космических частиц, регистрирующая удары и измеряющая их параметры на основе трех физических

эффектов – пробое МДМ структуры, ударного свечения люминофора и сигнала от пьезосенсора. Кроме активных детекторов в состав датчика входят пассивные мишени из наиболее уязвимых к ударам микрочастиц материалов спутникостроения. Этим достигается дополнительная возможность измерения параметров частиц по размерам и форме кратеров на поверхности мишени.

Библиографический список

1. Баранов Н.А., Скворцов Б.В., Таипова Д.Р. Устройство для измерения параметров хаотических техногенных и метеоритных космических частиц и его применение в околоземном пространстве // Авиакосмическое приборостроение. 2018. № 8. С. 35 - 45.
2. Усовик И.В., Дарнопых В.В., Малышев В.В. Методика оценки эволюции техногенного засорения низких околоземных орбит с учётом взаимных столкновений и активного удаления космического мусора // Вестник Московского авиационного института. 2015. № 3 (22). С. 54 - 62.
3. Высокоскоростные ударные явления / Под ред. В.И. Николаевского. – М.: Мир, 1973. – 561 с.
4. Балакин В.Л., Белоконов И.В., Семкин Н.Д. Перспективы изучения ударносжатых пленочных МДМ-структур в режиме стационарного свечения проводящего канала // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2001. № 1 (Т.3). С. 87 - 92.

5. Балакин В.Л., Белоконов И.В., Семкин Н.Д. Перспективы изучения ударно-сжатых пленочных МДМ-структур в режиме стационарного свечения проводящего канала // Известия Самарского научного центра РАН. 2001. № 1 (3). С. 156 - 161.
6. Tsou P. Silica Aerogel captures cosmic dust intact // Journal of Non-Crystalline Solids, 1995, vol. 186, pp. 415 – 427.
7. Jones S.M., Sakamoto J. Applications of aerogels in space exploration. Aerogel Handbook, 2010, no. 32, pp. 721 – 746, available: https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-1-4419-7589-8_32
8. Burchell M.J., Creighton J.A., Cole M.J., Mann J., Kearsley A.T. Capture of particles in hypervelocity impacts in aerogel // Meteoritics and Planetary Science, 2001, no. 2 (36), pp. 209 – 221.
9. Woignier T., Duffours L., Colombel P., Durin C. Aerogels Materials as Space Debris Collectors // Advances in Materials Science and Engineering, 2013, vol. 2013, pp. 1 - 6.
10. J.-C. Liou et al. – LAD-C: A large area debris collector on the ISS, NASA Technical Reports Server, available at: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20060028448.pdf>
11. Stardust – NASA’s comet sample return mission. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, 2011, available at: <https://stardust.jpl.nasa.gov/news/status/060207.html>
12. Семкин Н.Д., Воронов К.Е., Новиков Л.С. Регистрация пылевых и газовых частиц в лабораторных и космических условиях. - Самара: СГАУ, 2005. - 467 с.

13. Семкин Н.Д., Телегин А.М. Космическая пыль и её взаимодействие с космическими аппаратами. – Самара: СГАУ, 2015. – 124 с.
14. Семкин Н.Д. Воронов К.Е., Новиков Л.С., Богоявленский Н.Л. Ударно-сжатые пленочные структуры металл-диэлектрик-металл при высокоскоростном соударении микрометеороидных и техногенных частиц // Приборы и техника эксперимента. 2005. № 2. С. 123 - 129.
15. Gilardi G., Kawamoto S., Kibe S. Capture of a Non-Cooperative Object Using a Two-Arm Manipulator // 55th International Astronautical Congress, 2004, Vancouver, Canada. DOI: 10.2514/6.IAC-04-A.5.06
16. Benvenuto R., Lavagna M. Flexible Capture Devices for Medium To Large Debris Active Removal: Simulations Results To Drive Experiments // 12th Symposium on Advanced Space Technologies in Automation and Robotics, 2013, Noordwijk, Netherlands, available at: http://robotics.estec.esa.int/ASTRA/Astra2013/Papers/Lavagna_2824514.pdf
17. Guang Z., Jing-rui Z. Space tether net system for debris capture and removal // 4th International Conference on Intelligent Human-Machine Systems and Cybernetics, 2012. DOI: 10.1109/IHMSC.2012.71
18. Асланов В.С., Алексеев А.В., Ледков А.С. Определение параметров оснащенной гарпуном тросовой системы для буксировки космического мусора // Труды МАИ. 2016. № 90. URI: <http://trudymai.ru/published.php?ID=74644>

19. Авдеев А.В., Метельников А.А. Бортовая лазерная установка для борьбы с космическим мусором // Труды МАИ. 2016. № 89. URI:

<http://trudymai.ru/published.php?ID=72840>

20. Ашурбейли И.Р., Лаговиер А.И., Игнатъев А.Б., Назаренко А.В. Возможности использования авиационной лазерной системы для борьбы с космическим мусором и поддержания орбит космического аппарата // Труды МАИ. 2011. № 43. URI:

<http://trudymai.ru/published.php?ID=24856>