ФИЗИЧЕСКАЯ АППАРАТУРА И ЕЁ ЭЛЕМЕНТЫ

PACS: 87.65.+y, 96.50.Pw

Обзор аппаратных средств для регистрации ударов частиц о поверхность космического аппарата (обзор)

К. Е. Воронов, Д. П. Григорьев, А. М. Телегин

В статье приведён обзор аппаратных средств, позволяющих регистрировать удары микрометеороидов и частиц космического мусора о поверхность космического аппарата. Описаны преимущества и недостатки этих средств, приведены примеры экспериментов с ними.

Ключевые слова: микрометеороиды, пьезоэлектрические датчики, удар, кратеры, космический аппарат.

DOI: 10.51368/2307-4469-2021-9-3-245-265

Введение

В связи с бурным развитием запусков космических аппаратов в околоземное пространство, стоит задача о контроле наличия объектов, которые могли бы повредить данные космические аппараты полностью или частично [1, 2]. Контроль над большими объектами осуществляется с Земли, предупреждая повреждение космического аппарата путем коррекции его орбиты. Частицы же размером менее 1 мкм исследуют с использованием аппа-

Воронов Константин Евгеньевич^{1,2}, директор, доцент, к.т.н. Григорьев Данил Павлович¹, инженерконструктор. Телегин Алексей Михайлович^{1,2}, с.н.с., доцент, к.ф.-м.н. ¹ Институт космического приборостроения (ИКП–214). Россия, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34а, ауд. 32.

E-mail: talex85@mail.ru

² Самарский университет.

Россия, 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34.

Статья поступила в редакцию 18 марта 2021 г.

© Воронов К. Е., Григорьев Д. П., Телегин А. М., 2021

ратуры, установленной на борту космического аппарата (КА) [2, 3]. При этом контроль таких микрочастиц осуществляется в небольшой области пространства, что связано с аппаратными ограничениями регистрирующей аппаратуры.

За последние два десятилетия было разработано множество различных методов, с помощью которых можно фиксировать не только место столкновения оболочки аппарата с частицами, но и его характеристики – степень повреждений, размер отверстия и т. д.

В работе [4] выделяют следующие методы контроля поверхности КА:

1) диагностика по электромагнитному излучению;

- 2) акустическая диагностика;
- 3) контроль деградации поверхности;
- 4) использование роботов;
- 5) визуализация поверхности КА;
- 6) термография.

В данный список можно добавить метод с использованием регистрации ионной эмиссии, образовавшейся при высокоскоростном ударе микрочастицы с поверхностью космического аппарата.

УДК 621.384.62

При выборе метода регистрации необходимо выбрать физический эффект, который будет использоваться для регистрации высокоскоростного взаимодействия микрометеороидов и частиц космического мусора с поверхностью космического аппарата [2, 5].

Таблица 1

Относительные затраты энергии на различные процессы

Процесс	$\epsilon/\epsilon_{\rm kuh},$ %
Нагрев, включая плавление и испа-	
рение:	
Частицы	5-10
Мишени	20–25
Дробление	10–25
Выброс осколков	40–50
Ударная вспышка	<1
Световая вспышка	<1

Как видно из табл. 1 [2], основная часть энергии при столкновении частиц с поверхностью КА уходит на выброс осколков и взаимный нагрев сталкивающихльшей степени проис-

ходит именно нагрев корпуса КА. Также немалая часть энергии уходит на дробление, и лишь малая часть энергии удара тратится ионизацию световую на И вспышку. Все это позволяет сделать вывод о том, что наиболее информативным является детектирование по изменению температуры и по ударным волнам, возникающим в результате удара. Регистрация столкновений по процессам ионизации и световой вспышке также возможна, однако на неё тратится гораздо меньше энергии высокоскоростных микрочастиц, что, в свою очередь, вызывает потребность в высокочувствительном оборудовании ДЛЯ обнаружения данных событий. Поэтому в данном обзоре представляется целесообразным рассмотреть данные методы регистрации в зависимости от физической природы процессов, лежащих в их основе, что определит границы их применения.

Использование ионной эмиссии

В работах [6–8] предлагается для контроля поверхности космического аппарата использовать вторичноэлектронный умножитель (ВЭУ), который располагается на некотором расстоянии над поверхностью КА. При этом с помощью ВЭУ фиксируется факт ионообразования, вызванного высокоскоростным соударение тел (см. рис. 1–3) [6, 8].

Во время высокоскоростного столкновения (порядка нескольких км/с) часть материала микрочастицы и поверхности КА испаряется и ионизируется. Практически мгновенно после удара на его месте создается плазменное облако, которое распространяется в окружающий вакуум. Выход плазмы описывается стандартным эмпирическим уравнением:

 $Q = cm^{\alpha}v^{\beta},$

где Q – выход ионов; m – масса ударяющего тела; v – скорость столкновения; с, α и β – константы [9].

Разлет плазмы будет иметь сложный характер, и он наиболее подробно рассмотрен в работах [10-16]. Образовавшееся плазменное облако состоит из ионизированного газа микрочастицы и материала оболочки КА, а также электронов, при этом происходят процессы рекомбинации ионов и электронов. Протекание процессов при этом происходит во внешнем электрическом поле. С увеличением скорости микрочастиц, на которой происходит столкновение, увеличивается число выходящих ионов. В работе [12] авторы провели исследование о влиянии ряда параметров (например, исходного заряда микрочастиц, угла падения) на распределения массы и скорости частиц космической пыли, обнаруженных в типичных датчиках ударной ионизации. Было показано, что исследованные параметры могут вызвать изменения в распределении массы

по порядку величины, а также в два или три раза в распределении скоростей.

В работе [10] указывается, что при высокоскоростном ударе микрочастицы в мишень сначала происходит образование ударной плазмы из материалов мишени и микрочастицы, потом закалка плазмы и в дальнейшем ее разлет.

В работе [13] предложена теоретическая модель, описывающая стадии плазмы. На основании экспериментальных результатов, расширение плазмы после высокоскоростного соударения можно разделить на три этапа: образование, равновесие, затухание. Картина процессов ионообразования и излучения наглядно показана на рис. 1 [17]. Там же проиллюстрированы теории возникающих явлений:

Theory 1. Ускорение заряженных частиц при расширении плазмы приводит к тормозному излучению.

Тheory 2. Колебания напряженности электрического поля \vec{E}_{ext} из-за разделения зарядов в плазме приводят к ускоренному движению заряженных частиц и, следовательно, к тормозному излучению.

Theory 3. Рекомбинация свободных электронов и ионов приводит к рекомбинационной эмиссии.



Рис. 1. Ионообразование и излучения после столкновения.

На рис. 2 показана схема, объясняющая образование ионов, и способ их регистрации. Когда космическая частица 4 ударяется о корпус космического аппарата 1, возникают ионы 5, которые притягиваются к ионному приёмнику 2, имеющего относительно корпуса космического аппарата 1 разность потенциалов. При таком построении преобразователя возникает зависимость параметров ионного импульса от параметров частицы. Для увеличения сбора ионов перед приёмником установлена электростатическая линза 3 [6].



Рис. 2. Структурная схема, поясняющая движение ионов, образовавшихся при высокоскоростном ударе.

На рис. 3 представлен макет космического аппарата для регистрации космического мусора и микрометеороидов [8]. Солнечные батареи и плёнка, натянутая между ними, играют роль мишени для высокоскоростных микрочастиц и находятся под нулевым потенциалом относительно корпуса МКА. На крепёжном основании размещены четыре микроканальные пластины, которые являются приёмником ионного тока. Сигналы со всех четырёх микроканальных пластин объединяются и обрабатываются в блоке управления. Использование данных с четырех микроканальных пластин позволяет определить место удара.

Преимуществом данной конструкция является относительная простота монтирования, при этом не происходит «затенение» основных элементов космического аппарата: солнечных батарей, оптики, различных датчиков и т. п.



Рис. 3. Космический аппарат для регистрации космического мусора: a – 3D-модель; б – макет космического аппарата.

Опыт работы с ионизационными датчиками высокоскоростных микрочастиц показывает, что параметры информационного сигнала зависят от конструктивной реализации прибора. Для регистрирующей аппаратуры желательно выбирать частоты дискретизации порядка 50–100 МГц.

Диагностика по электромагнитному излучению

Методы диагностики поверхности по индуцированному электромагнитному излучению условно разделяются на две группы: определение столкновения при помощи световой вспышки (фотоэмиссии) и при помощи микроволнового излучения, возникающего при ударе.

Под световой вспышкой понимается тормозное излучение горячей плазмы высокого давления, из которой в первоначальный момент времени состоит плазмоид, образовавшейся при высокоскоростном соударении (рис. 1). Данный свет может быть зафиксирован при помощи небольшого телескопического датчика-фотометра с диаметром зеркала порядка 0,2 м и чувствительным фотоэлектронным умножителем (ФЭУ), а также с помощью чувствительных ПЗС-матриц [18–21]. При этом длительность сигнала находится в диапазоне 0,5–2 мс [5].

В работе [21] предлагается использовать несколько ФЭУ для обнаружения места соударения высокоскоростной микрочастицы с поверхностью космического аппарата.

Кроме светового излучения, существует еще и микроволновое излучение, исходящее от плазмы. Возможное объяснение данного феномена таково: сразу после удара в сторону от места удара выбрасывается плазменное облако. Ввиду своей малой массы, электроны высвобождаются

льших скоростях, чем ионы. Следовательно, имеет место разделение заряда. Микроволновое излучение идёт в диапазоне ГГц. Сигнал же наблюдается после нескольких микросекунд после столкновения. Так, например, в работе [22] изучалось влияние материала, с которым произошло столкновение, на микроволновую эмиссию. При столкновении микрочастиц с алюминиевой пластиной сигнал наблюдался спустя 4 и 22 микросекунды после столкновения. Данное излучение может использоваться для наблюдения за высокоскоростными столкновениями при помощи антенны и радиочастотных воспринимающих катушек [23, 24]. Однако стоит отметить, что при данных измерениях важную роль играет диаграмма направленности антенны. Если столкновение произошло за пределами диаграммы направленности принимающей антенны, то событие не будет зарегистрировано. Следовательно, при проектировании подобной системы данный фактор также следует учитывать. Например, на рис. 4 приведены антенны в виде несимметричных вибраторов, а в работе [18] использовались печатные антенны.

На рис. 4 представлены несколько антенн, по сигналам с которых можно судить о месте ударе высокоскоростных микрочастиц [25]. Подробно излучение плазмы рассмотрены в работах [16, 18, 26].



Рис. 4. Серия антенн и сигнал с антенн: а – серия антенн; б – сигнал с антенн.

В работе [27] говорится, что в процессе разлета плазмы ее плотность изменяется согласно выражению:

$$n_e t = \frac{n_e 0}{1 + c_s \times t / r_0^{-3}},$$

где $c_s = \sqrt{\frac{\gamma k T_e}{m_i}}$ – изотермическая скорость

звука; γ — удельная теплоемкость; k — постоянная Больцмана; r_0 — начальный радиус плазмы, который в первом приближении можно принять равным радиусу кратера, образовавшегося при соударении микрочастицы с поверхностью КА.

Тогда полная излучаемая мощность находится по известной формуле Лармора [27]

$$P = \frac{\omega_{p,0}^{4} \left(\frac{\vartheta_{th,e}}{\omega_{p,0}}\right)^{2} e^{2} N \sin^{2} \left(\omega_{p,0} \frac{r_{0}}{c_{s}} 1 + c_{s} t / r^{-0.5}\right)}{6\pi e_{0} c^{3} 1 + c_{s} t / r_{0}^{-9/2}},$$

где плазменная чатсота $\omega_{p,0}^2 = \frac{n_e \ 0 \ e^2}{m_e \epsilon_0}$, $\vartheta_{th,e} = \dot{\xi} \ 0$, $\xi = r \ t \ -c_s t$, N – число электронов, участвующих в движении плазмы.

Акустическая диагностика

Одним из методов определения местоположения удара микрометеорита с поверхностью КА является метод фиксирования возникновения акустических волн в твердом теле, распространяющихся вдоль поверхности обшивки корпуса от места попадания частицы. Поскольку скорость поперечных и продольных акустических волн в твердом теле напрямую зависит от механических свойств используемого материала корпуса КА через модули упругости и сдвига, а также через коэффициент Пуассона, то детектирование по данному методу позволяет не только зафиксировать сам удар, но и охарактеризовать его, дать оценку конкретному столкновению [28, 29]. При этом надо учитывать, что поверхность космического аппарата – анизотропная и скорость распространения колебаний меняется в зависимости от направления.

Для регистрации таких акустических сигналов можно воспользоваться пьезодатчиками, оптоволоконными датчиками, акселерометрами. Вкратце остановимся на технических характеристиках данных устройств и особенностях их использования.

Пьезодатчики – это датчики, преобразующие механическую деформацию в электрический сигнал на основе явления пьезоэффекта [30]. При их механическом сжатии или растяжении на соответствующих выводах будет накапливаться некоторый заряд Q. Количество заряда, сообщенное ёмкости C (которая имеется в датчике), будет пропорционально изменению напряжения [29]:

Q = CU.

К примеру, при сжатии датчика, будет формироваться положительное напряжение, а при растяжении – напряжение отрицательной полярности. Для снятия данных с пьезодатчиков применяется зарядочувствительный предусилитель, который согласовывает комплексный импеданс датчика с последующими каскадами обработки сигнала [29]. Пьезоэлектрические датчики и усиленные с них сигналы показаны на рис. 5 [29].

Рис. 5. Пластина с пьезоэлектрическими датчиками и их осциллограммами (200мкс/дел по горизонтальной развёртке).

Пьезоэлектрические датчики имеют малые массогабаритные характеристики и экономические затраты (рис. 6). Однако они имеют погрешность измерения сигналов ввиду различных наводящихся электромагнитных полей внутри и снаружи космического аппарата. Также на погрешность ещё влияют и методы регистрации удара. Одним из лучших методов, с нашей точки зрения, является корреляционный способ обнаружения сигнала [29]. Он выигрывает по погрешности относительно порогового обнаружения сигнала.

Рис. 6. Пьезоэлектрический преобразователь в корпусе [31] (слева) и без корпуса [29] (справа).

Применяются различные методики определения места удара: с использованием восьми [32], шести [33], четырёх [30], трёх [34] и одного датчика [35]. В первых трёх случаях расчёт производится по гиперболическим кривым, которые представляют собой путь, проделанный механической волной за интервал времени запаздывания сигнала Δt . В методах с использованием одного пьезодатчика применяется многолучевая модель распространения механических волн, статистический метод предсказания места удара, а также метод нейронных сетей (свёрточной архитектуры или архитектуры автокодировщика).

Для фиксирования момента механического удара возможно применение акселерометров. Работающие по данному методу датчики делятся по измерению возмущений в «ближней», «средней» и «дальней» зонах. Уровни ускорений варьируются от 0,001 м/c² до 2×10^6 м/c², частоты от нулевых до 200–250 кГц в зависимости от принципа работы датчика и конкретной структуры [4].

Оптоволоконные датчики ΜΟΓΥΤ быть разбиты на две категории: резонаторные и на основе решеток Брэгга (ВБР). Резонаторные датчики выполняются на основе интерферометрических резонаторов в волокне. Однако, несмотря на возможность применения данных датчиков в высокотемпературной среде с большим количеством электромагнитных помех. данный тип датчиков нельзя мультиплексировать на одном волокне, а потому их применение ограниченно для задач, где требуется множество датчиков.

Датчики же на основе решеток Брэгга, в свою очередь, легко мультиплексируются на одном волокне. Делается это при помощи встраивания множества решеток, работающих на разных длинах волн.

При деформации оптоволокна расстояние между решётками Брэгга изменяется, вследствие чего возникает изменение длины волны λ_b . При растяжении оптоволокна длина волны увеличивается, а при сжатии – уменьшается. Фиксируя частоту колебаний отражённого участка спектра, можно получить качественное преобразование вибрация – свет – электрический сигнал.

Датчики на основе решеток Брэгга имеют достаточно быстрый отклик, а потому подходят для непрерывной и автономной работы. С помощью этих датчиков можно провести осмотр структуры в реальном времени, т. е. в процессе её эксплуатации. Также система детектирования на основе ВБР обладает неравномерной чувствительностью в зависимости от направления распространения волны. Продольная чувствительность решетки выше, чем поперечная, и, следовательно, при возникновении удара в направлении, перпендикулярно датчику, чувствительность будет меньше. Данную особенность следует учитывать при проектировании систем контроля поверхности КА на основе ВБР,

показанной на рис. 7 [37].

Рис. 7. Координатная система датчика на основе ВБР.

Центральная длина волны ВБР определяется как

$$\lambda_{\rm B} = 2n\Lambda$$

где n – эффективный показатель преломления; Λ – период решетки.

При достижении акустической волной датчика ВБР меняет свои параметры n, Λ и ε (деформацию), как показано на рис. 7. Здесь точка O является центром координат и, соответственно, центром датчика. Ось Y идёт вдоль самой решётки, а ось X – перпендикулярно ей. Вызываемая волной деформация ε разбита на соответствующие проекции ε_x и ε_y . Θ – угол между осью решетки и направлением распространения волны, который варьируется от 0 до 90°. Когда акустическая волна распространяется в произвольном направлении, сдвиг брэгговской длины волны $\Delta\lambda_{\rm B}$ может

быть разбит на $\Delta \lambda_{B_x}$ и $\Delta \lambda_{B_y}$. Тогда выполняется соотношение:

$$\Delta \lambda_{\rm B} = \Delta \lambda_{\rm Bx} + \lambda_{\rm By} = C_x \sin\theta + C_y \cos\theta \ \lambda_{\rm B}\varepsilon,$$

rge $C_x = \left(\mu - \frac{n_0^2}{2} \left[-\mu P_{12} + \frac{1}{2} P_{11} + P_{12}\right]\right),$
 $C_y = \left(1 - \frac{n_0^2}{2} \left[P_{12} - \frac{\mu}{2} P_{11} + P_{12}\right]\right).$

В работе [38] приведёны эксперименты по регистрации места удара с использованием ВБР. На рис. 8 и 9 воспроизведены соответственно схема установки с ВБР и осциллограммы с оптоволоконных датчиков Брэгга.

В указанной работе [38] эксперименты проводили с алюминиевой пластиной 2024-ТЗ Al-clad толщиной 1,6 мм, размером 38×38 см с испытательным участком размером 30,5×30,5 см. Матрица датчиков, состоящая из тензодатчиков ВБР, была разработана для максимизации чувствительности к градиенту деформации, который излучается от центра испытуемого изделия к границе испытуемого изделия. Брэгговская решетка чувствительна только к деформации вдоль своей основной оси, поэтому выравниванию по направлению к центру испытуемого изделия был придан приоритет. Учитывая размер высокий целевой области испытуемого изделия (30,5×30,5 см) и плотность установки сенсоров (1 брэгговская решетка на 0,3937 см), было определено, что наилучший охват по площади испытуемого изделия достигается при 36 брэгговских решетках.

Рис. 8. Схема расположения и установки с ВБР [38].

Рис. 9. Осциллограммы с оптоволоконных датчиков Брэгга.

Быстродействие системы захвата сигнала на основе ВБР-датчиков зависит от скорости обрабатываемой информации с этих датчиков, а именно, от частоты дискретизации. В работе [38] частота сбора данных равнялась 100 Гц. Для получения информации о локализации места удара и его энергии необходимо увеличить частоту сбора информации до килогерц.

Контроль деградации поверхности

Как известно, при высокоскоростном соударении частицы с полубесконечной средой образуется кратер, параметры которого являются функциями массы, скорости, плотности частицы [39–41]. Если на контролируемую поверхности КА заранее нанести пленку и следить за изменением параметров этой пленки (например, за проводимостью), вызванного высокоскоростными ударами микрочастиц, то можно зарегистрировать место удара и параметры этих микрочастиц.

Метод измерения, использующий явление кратерообразования, основан на определении глубины и диаметра кратера (или диаметра отверстия в тонкой преграде) путем нанесения на поверхности преграды диэлектрических, резистивных, проводящих тонких пленок или их различных композиций, причем их толщины могут быть меньше диаметра частицы. Определяя с помощью таких тонкопленочных структур глубину и диаметр кратера, можно перейти к параметрам частицы, согласно имеющимся полуэмпирическим соотношениям. Использование тонких пленок позволяет определить глубину кратера, полученного частицами микронных размеров. Примером является датчик на основе полосок из проводящего материала, показанный на рис. 10–11 [42].

Рис. 10. Детектор пылевых частиц: а – передняя панель с 128 медными линиями, подвергишмися воздействию космической среды; б – задняя сторона детектора с электронными компонентами для контроля состояния каждой линии; в – фотография спутника с установленным на него детектором.

Рис. 11. Кратер при ударе частицы.

Датчик высокоскоростных микрочастиц на основе чувствительной сетки сопротивлений показан на рис. 12 [43].Он служит для обнаружения воздействия высокоскоростных частиц в реальном времени и для определения их размера. Датчик использует резистивную сетку на тонкой подложке. Частицы разрушают линии на сетке, тем самым изменяя общее сопротивление сетки. Изменение сопротивления пропорционально ширине поврежденной области (т. е. количеству резистивных линий, которые разбиты), которая, в свою очередь, пропорциональна размерам ударяющей частицы. Этот метод обеспечивает большую площадь контроля, малую массу датчика, низкую мощность потребления для измерения потока мелких частиц пыли в пространстве.

На основе экспериментов на легкогазовой пушке, в которой ускорение частиц производится за счет расширения газов, авторами работы [43] было доказано, что данный метод применим для частиц с размерами порядка 50 мкм.

Рис. 12. Фотография области детектирования (слева) и разорванных полосок (справа).

Резистивные датчики, описанные в работе [44], способны обнаружить отверстие, создаваемое космическим мусором при столкновении с поверхностью КА, при помощи резистивной плёнки, которая прикреплена к герметичной стенке с изолятором в качестве датчика площади. Значение сопротивления плёнки зависит от расстояния между точкой измерения и отверстием. Само сопротивление измеряется при помощи падения потенциала прямого напряжения, и на основании этих данных и обнаруживается отверстие (рис. 13). Математически данный метод описывает-

ся в работе [44]. На бесконечной тонкой резистивной плёнке сопротивление R_m расстояния r_d от точки измерения r_m в радиусе выражается как

где
$$\rho$$
 и *t* объемное сопротивление и тол-
щина соответственно. Схожим образом
определяется сопротивление R_p расстояния
 r_d от отверстия:

$$R_p = \frac{\rho}{2\pi t} \ln \frac{r_d}{r_p}$$

Рис. 13. Отверстие и точка измерения на резистивной плёнке.

При прохождении тока I от точки измерения к отверстию падение потенциала U_f на плёнке можно выразить следующим образом: эффициент, связанный с удельным сопротивлением пленки, и форму отверстия. Этот метод может быть применен к любо-

$$U_f = R_m I + R_p I = R_m + R_p I.$$

Следовательно, сопротивление резистивной плёнки *R_f* равно:

$$R_f = R_m + R_p = \frac{\rho}{2\pi t} \ln \frac{r_d^2}{r_p r_m}.$$

Выражение, по которому можно вычислить дистанцию r_d от точки измерения до отверстия, находится из предыдущего выражения:

$$r_d = \sqrt{r_m r_p} e^{\pi R_f t / \rho}.$$

Как отмечают авторы работы [44], результаты испытаний подтвердили применимость данного метода контроля поверхности космического аппарата, но необходимо учитывать поправочный кому размеру и величине удельного сопротивления прямоугольной резистивной пленки.

Результат высокоскоростного воздействия продемонстрировал эффективность системы обнаружения перфорации в условиях, возникающих после фактического воздействия. Размер перфорационного отверстия не мог быть обнаружен из-за контактного сопротивления между пленкой и пластины. Однако метод обнаружения перфорационных отверстий был успешно применен для определения местоположения перфорационных отверстий, что более важно в пилотируемой космической конструкции. При установке системы обнаружения перфорационных отверстий плотность области измерения 1,35×10⁻² точки/м² дает достаточное разрешение (10 см) для определения места удара [44].

Представляет также интерес система контроля удара высокоскоростных микрочастиц, встроенная в солнечную панель. Суть данной технологии сводится к тому, что при столкновении с панелью на ней остаются повреждения, которые фиксируются при помощи специальной аппаратуры [45], показанной на рис. 14.

Рис. 14. Структура чувствительного элемента на основе солнечной панели.

Концепция SOLID применяет изоляционный слой (обычно каптон), который помещается за солнечными батареями. SOLID-концепция объединяет два слоя медных линий между слоями изоляции и образует сетку обнаружения, подобно изображенной на рис. 11. В случае удара падающая частица вызывает повреждение, которое может варьироваться от защитного стекла до детекторного слоя и, следовательно, способна разорвать медные линии. В этом случае количество и расположение разорванных полос можно определить с помощью детекторной электроники и соответствующего ей программного обеспечения [45].

В работе [46] применяется пылевой детектор CLOTH на основе пьезоэлектрических плёнок для наблюдения микрометеороидов окружающей среды (рис. 15). Кроме этого, датчик CLOTH изолирует внутреннюю область космического аппарата от солнечного излучения внешней среды, что позволяет контролировать его внутреннюю температуру. Встроенный детектор пыли MLI позволяет эффективно расширить площадь датчиков в ограниченных размерах CubeSats.

Рис. 15. Схема солнечного сенсора СLOTН на спутнике и его экспериментальная модель.

Пьезоэлектрические пленки PVDF (поливинилидендифторид) используются для датчика пыли и устанавливаются внутри MLI. Сигнал от пленок PVDF поступает на печатную плату. Плата имеет несколько аналоговых схем обработки сигналов: предварительные усилители, полосовые фильтры, выпрямители и интеграторы. Интегрированный сигнал анализируется цифровым процессором, отправляя флаги обнаружения пыли на главный компьютер [46].

Особенностью тканевого сенсора, по сравнению с обычными детекторами пыли, является легкий вес и большая площадь датчика без какого-либо специального термоконтроля. Smart MLI ТКАНЬ достигает примерно в 50 раз более высокого соотношения площади и массы [46]. Что касается недостатков, то первый заключается в малом размере MLIS для CubeSats. Наружные кромки MLI ухудшают изоляционные характеристики, так как тепловое соединение между лицевой и тыльной сторонами на кромке слишком сильное. Соотношение длины внешнего края и площади MLI у малых MLI становится больше, чем у больших. Таким образом, изолирующие характеристики MLI кубических спутников, как правило, хуже, чем у крупных спутников. Вторым недостатком является строгая оболочка датчиков, ограниченная ракетным интерфейсом диспенсерного типа [46].

В работе [47] приведена конструкция

датчика на основе сплошной резистивной пленки (рис. 16).

Рис. 16. Схема мишени для устройства измерения распределения микрочастиц: 1 – диэлектрическая подложка; 2 – металлические контактные площадки; 3 – резистивный слой; 4 – зарядочувствительный усилитель.

Датчик представляет собой мишень квадратной формы из резистивного материала. В качестве основы для мишени применялся фольгированный стеклотекстолит СФ2-35-1,5, на верхней поверхности которого был выполнен рисунок из резистивного слоя, а нижняя поверхность служила экраном. Резистивный слой выполнялся из токопроводящего лака на основе графита с удельным сопротивлением 1,5 кОм на квадрат.

Заряд частицы при попадании ее в мишень делится на резистивном слое и усиливается зарядочувствительными усилителями. Амплитуды сигналов на выходах 1 и 2 являются функциями координат точки попадания частицы в резистивный слой.

Использование роботов

Помимо рассмотренных выше датчиков, ведутся работы над методами контроля поверхности КА с использованием роботов [48] для осмотра и ремонта корпуса. Предполагается, что прототип на рис. 17 будет передвигаться по поверхности КА при помощи чашечных присосов и периодически фотографировать её, отсылая изображения экипажу.

Рис. 17. Робот для контроля поверхности КА.

Визуализация поверхности КА

Суть этого метода состоит в следующем. При помощи камер наблюдения делается серия статичных изображений поверхности, которые затем отправляются на землю. Поиск мест удара осуществляется путём сравнивания фотографий, сделанных в разное время [4]. Примером использования подобного метода является система датчиков на штанге дистанционного манипулятора КА, применяемого NASA с 2005 года. В качестве иллюстрации на рис. 18 приведена структурная схема данной системы, используемой для проверки крыльев, носовой части и других частей КА незадолго до полёта и перед приземлением.

Рис. 18. Система датчиков на штанге дистанционного манипулятора орбитального шаттла [4].

Термография

ных режимах:

- периодический осмотр;
- непрерывный обзор.

Термография, показанная на рис. 19 [49], является перспективным методом для обнаружения столкновений в двух различПервый режим подразумевает периодический осмотр поверхности для выяснения, возник ли удар с момента последнего осмотра. Для этого метода необходим подходящий источник теплового излучения для создания тепловых волн внутри материала, которые затем фиксируются инфракрасными камерами. Изменения, возникающие в материале при охлаждении, могут быть связаны с повреждениями. Этот метод особенно подходит для определения расслоения составных панелей.

Что касается второго режима, то обнаружение столкновения в момент возникновения возможно, поскольку одним из последствий столкновения является сильный локальный нагрев, возникающий крайне близко к месту столкновения. Такой нагрев вызывает инфракрасное излучение, которое может быть зафиксировано соответствующими датчиками [49].

Рис. 19. Один из концептов методов контроля поверхности КА методом термографии при помощи ручной камеры [50].

Обсуждение и перспективы

В данном обзоре были рассмотрены основные методы и аппаратные средства контроля поверхности КА. Каждый из методов был проанализирован по принципу действия и возможности фиксирования параметров столкновения поверхности КА с микрочастицами. На основании изученных материалов о каждом из методов можно сказать следующее.

Метод на основе ионной эмиссии удобен с точки зрения установки (монтируется на почти любую выступающую поверхность). Недостатком данного методы является повышенная чувствительность регистрирующих датчиков (микроканальных пластин, ВЭУ или электродов в виде нитей (пластин)) к шумовым воздействиям внешних факторов космического пространства.

Метод наблюдения за столкновениями микрочастиц с поверхностью КА при помощи световых вспышек и микроволновых излучений в радиочастотном диапазоне требует дальнейших исследований для лучшего понимания данного явления и адаптации этой технологии для наблюдения за поверхностью КА.

Метод акустической эмиссии не имеет значительных недостатков и, в целом, является перспективным методом для контроля поверхности КА ввиду высокой чувствительности. Для регистрации акустического поля можно использовать оптоволоконные датчики, пьезодатчики и акселе-

рометры.

Пьезоэлектрические датчики имеют малые габариты, массу, и выгодны с точки зрения экономических затрат. Они качественно преобразуют вибрации поверхности космического аппарата в электрический сигнал, который в дальнейшем фиксируется измерительным устройством. Однако такие датчики очень чувствительны к электромагнитным шумам, из-за чего следует применить экранирование датчика или использовать цифровые системы фильтрации.

Метод контроля поверхности при помощи оптоволоконных датчиков находится в активной разработке. Отдельные компоненты систем уже доступны и широко применялись в аэрокосмической промышленности. Данная технология выглядит многообещающей в виду простоты использования, широкой зоны покрытия и сопротивляемости к внешним воздействиям. Основной же проблемой является, по нашему мнению, это согласование и расчет мест прокладки оптоволоконного кабеля с датчиками по поверхности КА.

Технология регистрации космической пыли на базе пьезоэлектрических плёнок хороша в плане лёгкого веса и большой площади датчика, однако она имеет большой размер для аппаратов Cubesats, а также ограничения, вызванные при соединении нескольких космических аппаратов.

Резистивные датчики могут обнаруживать отверстия, появляющиеся в резистивной плёнке после столкновения с микрочастицами. Применяются детекторы микрочастиц на базе печатных плат с нанесёнными проводящими полосками, формируя сетку. При попадании частицы в эту решётку можно определить место удара и геометрические размеры частицы по количеству разорванных полос. Такая же технология, но в модифицированном виде применяется и в солнечных панелях.

При помощи термографического метода можно осмотреть большую площадь за сравнительно короткое время, однако у этого метода имеются проблемы с технической частью в виду высоких требований к вычислительным мощностям для обработки данных.

Использование камер и оптических датчиков являлось способом наблюдения за повреждениями, возникающими после столкновений с микрометеороидами и космическим мусором. Недостатком подобного метода является человеческий фактор, поскольку именно на плечи людей ложится задача определения местонахождения повреждений и их оценка.

Для повышения достоверности получаемых данных рекомендуется комбинировать несколько методов одновременно.

На основе проанализированных аппаратных средств предлагается следующая система контроля герметичности поверхности космического аппарата, представленная на рис. 20 [50].

При соударении высокоскоростных микрочастиц с контролируемой поверхностью КА в месте контакта образуется плазма, ионы которой попадают на приемник ионов 1. Их сбор осуществляется за счет напряжения на приемнике, равном -350 В относительно мишени. С целью увеличения поверхности сбора ионов приемником используется металлическая сетка 2, заряженная до – 300 В. Пьезодатчик 7 срабатывает только тогда, когда происходит удар по поверхности космического аппарата частицей более крупного размера. Далее сигнал с пьезодатчика 7 через усилитель 8 поступает на устройство управления и формирования сигнала 5. Фотоэлектронный умножитель 9 регистрирует вспышку от разряда на поверхности космического аппарата, образующегося при соударении высокоскоростной частицы с поверхностью космического аппарата.

В случае пробоя поверхности космического аппарата из него начинает выходить поток воздуха, который ионизуется устройствами 10, 11. Образовавшиеся ионы

собираются приемником ионов.

Рис. 20. Предлагаемая система контроля герметичности элементов конструкции космического аппарата, включающее следующие основные узлы и устройства: 1 – приемник ионов, 2 – металлическую сетку, заряженную до потенциала - 300 В; 3 – устройство для передачи данных на Землю (спутниковый модем); 4 – передающую антенну; 5 – устройство управления и формирования сигнала; 6 – защитный корпус; 7 – пьезодатчик; 8 – усилитель; 9 – фотоэлектронный умножитель; 10, 11 – управляемые ионизующие устройства.

Устройство управления и формирования сигнала 5 осуществляет управление направлением потока ионизирующих частиц устройств 10 и 11 за счет встроенного двухкоординатного устройства перемещения. При медленном угловом перемещении (с изменением угла наклона для сложных поверхностей) осуществляется последовательное сканирование контролируемой поверхности. При наличии течи, в результате принудительной ионизации истекающего газа ионизирующим потоком, наблюдается увеличение амплитуды сигнала на выходе приемника ионов. Фиксируются угловые положения α_1 , α_2 устройств перемещения 10 и 11, соответствующие пиковым значениям выходного сигнала на фоне медленно меняющегося постоянного уровня, зависящего от параметров внешних ионизированных потоков в области расположения приемника ионов. Сканирование производится через постоянный временной интервал или после регистрации мощного сигнала с пьезодатчика 7 через усилитель 8 или с ФЭУ 9. Данные об угловых положениях максимумов сигналов с приемника ионов, устройство управления и формирования сигнала 5 преобразует в форму, удобную для передачи через спутниковый модем 3. Спутниковый модем 3 и антенна 4 передают обработанный сигнал на наземный пункт связи или удаленную систему сбора информации.

Преимуществом данного устройства по сравнению с другими аналогичными устройствами является то, что оно позволяет контролировать поверхность космического аппарата, определять расположение места течи и измерять параметры воздействующих высокоскоростных пылевых частиц, не мешая работе самого КА.

Заключение

В статье приведён обзор аппаратных средств, позволяющих регистрировать удары микрометеороидов и частиц космического мусора о поверхность космического аппарата. Описаны преимущества и недостатки этих средств, приведены примеры экспериментов с ними.

На основании проведенного анализа, предложено устройство, которое, по сравнению с другими аналогичными устройствами, имеет то преимущество, что оно позволяет комплексно контролировать поверхность космического аппарата, определять расположение места течи и измерять параметры воздействующих высокоскоростных пылевых частиц, при этом не мешая работе самого КА.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Райкунов Г. Г.* Методы наблюдения и модели космического мусора. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014.

2. Новиков Л. С. Воздействие твердых частиц естественного и искусственного происхождения на космические аппараты. – М.: Университетская книга, 2009.

3. Семкин Н. Д., Барышев Е. Ю., Телегин А. М. // Прикладная физика. 2010. № 1. С. 94.

4. Sensor systems to detect impacts on spacecraft: Отчёт о НИР (заключ.) / Inter-Agency Space Debris Coordination Committee. – М., 2013. – 55 с. Инв. № IADC-08-03.

5. Воронов К. Е., Телегин А. М., Пияков А. В.,

Рязанов Д. М. // Успехи прикладной физики. 2020. Т. 8. № 1. С. 3.

6. Семкин Н. Д., Изюмов М. В., Телегин А. М. // Прикладная физика. 2010. № 4. С. 131.

7. Патент на полезную модель 161144 Российская федерация МПК В64G 1/22, В64G 1/68. Космический аппарат для регистрации частиц космического мусора и микрометеороидов / Семкин Н. Д., Телегин А. М., Калаев М. П. Заявитель и патентообладатель СГАУ. № 2015112473/11; заявл. 06.04.2015; опубл. 10.04.2016.

8. Семкин Н. Д., Телегин А. М., Видманов А. С. // Вестник СГАУ. 2016. Т. 15. № 1. С. 115.

9. Ratcliff P. R., Burchell M. J., Cole M. J., Murphy T. W., Firooz Allahdadi // International Journal of Impact Engineering. 1997. No. 20. P. 663.

10. Semkin N. D., Pomelnikov R. A., Telegin A. M. // Technical Physics. 2014. Vol. 59. No. 5. P. 663.

11. *Rotov S. V., Semkin N. D., Voronov K. E. //* Technical Physics. 2001. Vol. 46. Iss. 1. P. 107.

12. Willis M. J., Burchell M. J., Cole M. J., McDonnell J. A. M. // Planet. Space Sci. 2004. Vol. 52. No. 8. P. 711.

13. Lee N., Close S., Goel A., Lauben D., Linscott I., Johnson T., Strauss D., Bugiel S., Mocker A., Srama R. // Physics of Plasmas. 2013. Vol. 20. No. 3. P. 032901.

14. *Mora P.* // Phys. Rev. Lett. 2003. Vol. 90. No. 18. P. 185002-1.

15. Schamel H. // Physics Reports. 2004. Vol. 392. No. 5. P. 279.

16. Держиев В. Иц., Жидков А. Г., Яковленко С. И. Излучение ионов в неравновесной плотной плазме. – М.: Энергоатомиздат, 1986.

17. *Hew Y. M., Goel A., Close S., Lee N. //* International Journal of Impact Engineering. 2018.

18. Close S., Linscott I., Lee N., Johnson T., Strauss D., Goel A., Fletcher A., Lauben D., Srama R., Mocker A., Bugiel S. // Phys. Plasmas. 2013. Vol. 20. P. 092102.

19. Кривобоков Е. Э., Телегин А. М. // Датчики и системы. 2015. № 8. С. 8.

20. Семкин Н. Д., Телегин А. М. // Приборы и техника эксперимента. 2017. № 1. С. 124.

21. Полетаев Б. И., Атамасов В. Д., Баландин В. Н., Белянкин А. В., Полуян М. М., Михайлов Д. Ю., Левандович А. В. // Журнал технической физики. 2008. Т. 78. Вып. 12. С. 100.

22. Takano T., Maki K., Soma E., Ohnishi H., Ishii K., Chiba S., Fujiwara A., Yamori A. / Proceedings of the Fourth European Conference on Space Debris. April 18–20, 2005. Darmstadt, Germany.

23. Takano T., Murotani Y., Maki K., Toda T., Fujiwara A., Hasegawa S., Yamori A., Yano H. // J. Applied Physics. 2002. No. 92. P. 5550. 24. *Eichhorn G.* // Planetary and Space Journal. 1975. No. 23. P. 1519.

25. *Schimmerohn M., Gulde M., Hilgers A.* / Proceedings of the 7th European Conference on Space Debris. 2017. Darmstadt, Germany.

26. Кузелев М. В., Рухадзе А. А. // УФН. 2008. Т. 178. № 10. С. 1025.

27. Close S., Colestock P., Cox L., Kelley M., Lee N. // Journal of geophysical research. 2010. Vol. 115. P. A12328.

28. Коробов А. И., Карабутов А. А., Сапожников О. А. Ультразвуковые волны в твёрдых телах. – М.: Физический факультет МГУ, 2011.

29. Воронов К. Е., Григорьев Д. П., Телегин А. М. // Авиакосмическое приборостроение.2021. № 1. С. 40.

30. Сёмкин Н. Д., Воронов К. Е., Занин А. Н., Пияков И. В. // Прикладная физика. 2006. № 2. С. 108.

31. Capineria L., Bullettia A., Calzolaia M., Francesconib D. // Procedia Engineering. 2014. Vol. 87. P. 1243.

32. Lei Qi., Zeng Y., Sun L., Rui X., Li X., Wang L., Liu T., Yue G. // Applied sciences. 2020. Vol. 15.

33. *Ciampa F., Meo M.* // Composites 2010. Part A 41. P. 1777.

34. *Tobias A.* // Non-destructive testing. 1976. P. 9. 35. *Ebrahimkhanlou A., Salamonel S.* // Smart

Materials and Structures. 2017. Vol. 26.

36. *Ebrahimkhanlou A., Salamonel S. //* Aerospace. 2018. P. 5.

37. Javier Gomez, Joseba Zubia, Gerardo Aranguren, Gaizka Durana, Idurre Saez // OSA / Sensors. 2010. P. 1.

38. Rickmana S. L., Richards W. L., Christiansen E. L., Piazzac A., Penac F., Parker A. R. // Procedia Engineering. 2017. No. 188. P. 233.

39. *Николаевский В. Н.* Высокоскоростные ударные явления. – М.: Мир, 1973.

40. Леонтьев Л. В., Тарасов А. В., Терешкин И. А. // Космические исследования. 1971. Т. 5. № 9. C. 796.

41. Kalaev M. P., Telegin A. M., Voronov K. E., Lixiang J., Jilong J. // Computer Optics. 2019. Vol. 43. Iss. 5. P. 803.

42. Pauline Faure, Shingo Masuyama, Hiroshi Nakamotoa, Yasuhiro Akahoshi, Yukihito Kitazawa, Takao Koura // Procedia Engineering. 2013. Vol. 58. P. 594.

43. Burchell M. J., Corsarob R., Giovane F., Cole M., Sadilekd A., Price M. C., Lioue J.-C. // Procedia Engineering. 2013. Vol. 58. P. 68.

44. Fukushige S., Fukushige S., Akahoshi Y., Koura T., Harada S. // International Journal of Impact Engineering. 2006. No. 33. P. 273.

45. Bauer W., Romberg O., Krag H., Visser G. H., Digirolamo D., Barschke M. F., Montenegro S. / Conference: Small Satellites Systems and Services Symposium, At Valletta, Malta.

46. Satoshi Ikari, Masahiro Fujiwara, Hirotaka Kondo, Shuhei Matsushita, Ichiro Yoshikawa, Kazuo Yoshioka, Reina Hikida, Yosuke Kawabata, Shintaro Nakajima, Ryu Funase / 33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites.

47. *Пияков А. В., Семкин Н. Д.* // Приборы и техника эксперимента. 2015. № 5. С. 128.

48. Hedley M., Hoschke N., Johnson M., Lewis C., Murdoch A., Price D., Prokopenko M., Scott A., Wang P., Farmer A. / Proceedings of the 2004 Intelligent Sensors, Sensor Networks and Information Processing Conference, Melbourne, Australia, December 14–17, 2004.

49. *Howell P. A., Winfree W. P., Cramer K. E. /* Optics and Photonics. 2005. San-Diego, California, USA.

50. Патент № 2691657 РФ. Устройство контроля герметичности элементов конструкции космического аппарата (КА) / Воронов К. Е., Авдеев В. А., Тютерев А. В. Получен 24.06.2019.

PACS: 87.65.+y, 96.50.Pw

Overview of hardware for registering an impact on the surface of a spacecraft (a review)

K. E. Voronov^{1,2}, D. P. Grigoriev¹, and A. M. Telegin^{1,2}

 ¹ Institute of Space Instrumentation (IKP-214)
34a Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russia E-mail: talex85@mail.ru

² Samara University 34 Moskovskoe shosse, Samara, 443086, Russia

Received March 18, 2021

A review of devices that allow detecting micrometeoroid impacts on the spacecraft body is given, namely: piezoelectric sensors, fiber-optic sensors based on Bragg gratings, resistive sensors, sensors based on solar panels, robots, video surveillance cameras and thermography. The advantages and disadvantages of the devices presented in this article, their schemes and experimental results are presented.

Keywords: micrometeoroids, fiber-optic sensors, bragg gratings, piezoelectric sensors, resistive films, solar panel, microparticle target, dust particle detector, thermography, tightness, craters, spacecraft, acoustic signal.

DOI: 10.51368/2307-4469-2021-9-3-245-265

REFERENCES

1. G. G. Raykunov, Methods of View and Models of Space Microparticles (Fizmatlit, Moscow, 2014) [in Russian].

2. L. S. Novikov, *Impact of Solid Particles on Spacecrafts* (Universitetskaya kniga, Moscow, 2009) [in Russian].

3. N. D. Semkin, E. Yu. Baryshev, and A. M. Telegin, Applied Physics, No. 1, 94 (2010) [in Russian].

4. Sensor systems to detect impacts on spacecraft: Otchet o NIR (zaklyuch.) / Inter-Agency Space Debris Coordination Committee. (M., 2013. Inv. No. IADC-08-03).

5. K. Ye. Voronov, A. M. Telegin, A. V. Piyakov, and D. M. Ryazanov, Usp. Prikl. Phys. 8 (1), 3 (2020).

6. N. D. Semkin, M. V. Izyumov, and A. M. Telegin, Applied Physics, No. 4, 131 (2010) [in Russian].

7. N. D. Semkin, A. M. Telegin, M. P. Kalaev. Patent RF 161144, MPK B64G 1/22, B64G 1/68.

8. N. D. Semkin, A. M. Telegin, and A. S. Vidmanov, Vestnik SGAU, No. 1, 115 (2016).

9. P. R. Ratcliff, M. J. Burchell, M. J. Cole, T. W. Murphy, and F. Allahdadi, Inter. Journ. of Imp. Eng., No. 20, 663 (1997).

10. N. D. Semkin, R. A. Pomelnikov, and A. M. Telegin, Technical Physics **59** (5), 663 (2014).

11. S. V. Rotov, N. D. Semkin, and K. E. Voronov, Technical Physics **46** (1), 107 (2001).

12. M. J. Willis, M. J. Burchell, M. J. Cole, and J. A. M. McDonnell, Planet. Space Sci. **52** (8), 711 (2004).

13. N. Lee, S. Close, A. Goel, D. Lauben, I. Linscott, T. Johnson, D. Strauss, S. Bugiel, A. Mocker, and R. Srama, Physics of Plasmas **20** (3), 032901 (2013).

14. Mora P., Phys. Rev. Lett. **90** (18), 185002-1 (2003).

15. H. Schamel, Physics Reports **392** (5), 279 (2004).

16. V. Ic. Derzhiev, A. G. Zhidkov, and S. I. Yakovlenko, *Emission of Ions in Plasma* (Energoatomizdat, Moscow, 1986) [in Russian]. 17. Y. M. Hew, A. Goel, S. Close, and N. Lee, International Journal of Impact Engineering (2018).

18. S. Close, I. Linscott, N. Lee, T. Johnson, D. Strauss, A. Goel, A. Fletcher, D. Lauben, R. Srama, A. Mocker, and S. Bugiel, Phys. Plasmas **20**, 092102 (2013).

19. Ye. E. Krivobokov and A. M. Telegin, Datchiki i sistemy, No. 8, 8 (2015).

20. N. D. Semkin and A. M. Telegin, Instrum. Exp. Tech., No. 1, 124 (2017).

21. B. I. Poletaev, V. D. Atamasov, V. N. Balandin, A. V. Belyankin, M. M. Poluyan, D. Yu. Mikhaylov, and A. V. Levandovich, Tech. Phys., No. 12, 100 (2008).

22. T. Takano, K. Maki, E. Soma, H. Ohnishi, K. Ishii, S. Chiba, A. Fujiwara, and A. Yamori, *Proceedings of the Fourth European Conference on Space Debris* (Darmshtadt, Germaniya. April 18–20, 2005.)

23. T. Takano, Y. Murotani, K. Maki, T. Toda, A. Fujiwara, S. Hasegawa, A. Yamori, and H. Yano, J. Appl. Phys., No. 92, 5550 (2002).

24. G. Eichhorn, Planetary and Space Journal, No. 23, 1519 (1975).

25. M. Schimmerohn, M. Gulde, and A. Hilgers, Proceedings of the 7th European Conference on Space Debris (Darmstadt, Germany, 2017).

26. M. V. Kuzelev and A. A. Ruhadze, Phys. Usp. **178** (10), 1025 (2008).

27. S. Close, P. Colestock, L. Cox, M. Kelley, and N. Lee, Journal of geophysical research **115**, A12328 (2010).

28. A. I. Korobov, A. A. Karabutov, and O. A. Sapozhnikov, *Ultrasonic Waves in Solid* (MGU, Moscow, 2011) [in Russian].

29. K. Ye. Voronov, D. P. Grigorev, and A. M. Telegin, Aviakosmicheskoe priborostroenie, No. 1, 40 (2021).

30. N. D. Semkin, K. Ye. Voronov, A. N. Zanin, and I. V. Piyakov, Applied Physics, No. 2, 108 (2006) [in Russian].

31. L. Capineria, A. Bullettia, M. Calzolaia, and D. Francesconib, Procedia Engineering, No. 87, 1243 (2014).

32. Qi. Lei, Y. Zeng, L. Sun, X. Rui, X. Li, L. Wang, T. Liu, and G. Yue, Applied sciences **15** (2020).

33. F. Ciampa and M. Meo, Composites A 41, 1777 (2010).

34. A. Tobias, Non-destructive testing. 9 (1976).

35. A. Ebrahimkhanlou and S. Salamonel, Smart Materials and Structures **26** (2017).

36. E. Ebrahimkhanlou and S. Salamonel, Aerospace 5 (2018).

37. J. Gomez, J. Zubia, G. Aranguren, G. Durana, and I. Saez, OSA Sensors 1 (2010).

38. S. L. Rickmana, W. L. Richards, E. L. Christiansen, A. Piazzac, F. Penac, and A. R. Parker, Procedia Engineering, No. 188, 233 (2017).

39. V. N. Nikolaevskiy, *High Velocity Strike Effects* (Mir, Moscow, 1973) [in Russian].

40. L. V. Leontev, A. V. Tarasov, and I. A. Tereshkin, Kosmicheskie issledovaniya, No. 9, 796 (1971) [in Russian].

41. M. P. Kalaev, A. M. Telegin, K. E. Voronov, J. Lixiang, and J. Jilong, Computer Optics. **43** (5), 803 (2019).

42. P. Faure, Sh. Masuyama, H. Naka-motoa, Y. Akahoshi, Y. Kitazawa, T. Koura, Procedia Engineering, No. 58, 594 (2013).

43. M. J. Burchell, R. Corsarob, F. Giovane, M. Cole, A. Sadilekd, M. C. Price, and J.-C. Lioue, Procedia Engineering, No. 58, 68 (2013).

44. S. Fukushige, S. Fukushige S., Y. Akahoshi, T. Koura, and S. Harada, Inter. Journ. of Imp. Engin., No. 33, 273 (2006).

45. W. Bauer, O. Romberg, H. Krag, G. H. Visser, D. Digirolamo, M. F. Barschke, and S. Montenegro, *Conference: Small Satellites Systems and Services Symposium*, (At Valletta, Malta).

46. Satoshi Ikari, Masahiro Fujiwara, Hirotaka Kondo, Shuhei Matsushita, Ichiro Yoshikawa, Kazuo Yoshioka, Reina Hikida, Yosuke Kawabata, Shintaro Nakajima, Ryu Funase, *33rd Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites*.

47. A. V. Piyakov and N. D. Semkin, Instrum. Exp. Tech., No. 5, 128 (2015).

48. M. Hedley, N. Hoschke, M. Johnson, C. Lewis, A. Mur-doch, D. Price, M. Prokopenko, A. Scott, P. Wang, and A. Farmer, *Proceedings of the 2004 Intelligent Sensors, Sensor Networks and Information Processing Conference* (Melburn, Australia, December 17, 2004).

49. P. A. Howell, W. P. Winfree, and K. E. Cramer, *Optics and Photonics* (San-Diego, California, USA. 2005).

50. Patent RF No. 2691657, (2019).