

УДК 621.384.62

PACS: 87.65.+y, 96.50.Pw

Физические эффекты при высокоскоростном соударении микрометеороидов и частиц космического мусора с поверхностью космического аппарата (обзор)

К. Е. Воронов, А. М. Телегин, А. В. Пияков, Д. М. Рязанов

В статье приведен обзор физических эффектов, наблюдаемых при высокоскоростном взаимодействии частиц космического мусора и микрометеороидов (микрочастиц) с поверхностью мишени. Приведены математические формулы для описания данных эффектов и рекомендации по их использованию в датчиках космического мусора и микрометеороидов. Приведена концепция аппаратуры для исследования физических эффектов при высокоскоростном взаимодействии микрочастиц с мишенью.

Ключевые слова: микрометеороиды, высокоскоростной удар, космический мусор, датчик, ионы.

Ссылка: Воронов К. Е., Телегин А. М., Пияков А. В., Рязанов Д. М. // Успехи прикладной физики. 2020. Т. 8. № 1. С. 3.

Reference: K. E. Voronov, A. M. Telegin, A. V. Piyakov, and D. M. Ryazanov, Usp. Prikl. Fiz. **8** (1), 3 (2020).

Введение

В околоземном космическом пространстве находятся множества частиц, различающиеся своим происхождением и параметрами. К ним относятся микрометеороиды и частицы космического мусора [1–3], скорости которых доходят до десятков километров в секунду.

При соударении таких частиц с поверхностью космического аппарата наблюдаются различные эффекты, оказывающие, как правило, негативное влияние на функционирование космических аппаратов [4–9]:

- изменения тепловых, оптических или электрических свойств, вызванные поверхностной эрозией и деградацией;
- структурные повреждения внутренних подсистем, вызванные пробиванием стенок космических аппаратов;
- разрыв кабелей или тросов;
- короткие замыкания;
- повреждение ССD-матриц;
- полное разрушение космического аппарата;
- электромагнитные помехи;
- зарядка космического аппарата, приводящая к электроразрядам;
- световое излучение.

Перечисленные физические процессы и эффекты, несмотря на свои негативные и разрушительные последствия, могут быть использованы для изготовления датчиков регистрации высокоскоростного воздействия. Этот вид научной аппаратуры используется для определения точного момента возникновения высокоскоростного воздействия с последующим анализом свойств и параметров предшествующих физических явлений и их компонент.

Воронов Константин Евгеньевич, директор института космического приборостроения, доцент, к.т.н.

Телегин Алексей Михайлович, с.н.с., доцент, к.ф.-м.н.

Пияков Алексей Владимирович, с.н.с., доцент, к.т.н.

Рязанов Дмитрий Михайлович, инженер.

Самарский национальный исследовательский

университет имени академика С. П. Королева.

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

E-mail: talex85@mail.ru

Статья поступила в редакцию 25 ноября 2019 г.

© Воронов К. Е., Телегин А. М., Пияков А. В., Рязанов Д. М., 2020

С момента запуска первого советского спутника по настоящее время системами контроля космического пространства США и России было зарегистрировано и каталогизировано около 40 000 космических объектов искусственного происхождения. Это объекты размером более 10–30 см. Число космических стартов составляет примерно 100 в год. Масса ежегодно выводимых на орбиты объектов примерно 160 тонн [1].

В 1999 г. ООН опубликовала первый обзорный доклад о проблеме космического мусора. В этом докладе вероятность столкновения космических аппаратов с частицами техногенного происхождения (космического мусора) размером от 10^{-2} до 10^3 см оценивалась величиной от 10^{-8} до 1 столкновения в год на каждый квадратный метр поверхности космического аппарата (1 столкн./год м²)).

К настоящему времени существует несколько моделей, характеризующих как параметры частиц космического мусора, так и ве-

роятности их столкновения с космическими аппаратами. Сводные параметры этих моделей приведены в табл. 1.

Для описания естественной метеорной среды космического пространства используются модель Грюна – Meteoroid Engineering model (MEM 2.1), которая рассматривает диапазон масс метеоритов $10^{-6} \div 10^1$ г; Interplanetary Meteoroid Engineering Model (IMEM 1.1), которая рассматривает диапазон масс метеоритов $10^{-18} \div 1$ г и ГОСТ 25645.128-85, который рассматривает диапазон масс метеоритов $10^{-9} \div 10^2$ г. Современные модели метеорного вещества в космическом пространстве совершенствуются по пути расширения диапазона масс и размеров рассматриваемых объектов. Например, в ESABASE2/Debris Release 6.0 Technical Description от 05.07.2013 г. рассмотрены метеориты с размерами $10^{-3} \div 10^2$ см. International standard ISO/FDIS 14200 от 29.08.2012 содержит сравнение существующих моделей.

Таблица 1

Параметры частиц космического мусора для разных моделей

Параметры модели	Название модели					
	Модель Грюна [10]	Модель Дивайна [11]	Модель Дивайна-Стобака [12]	Модель SSP 30425 (ISS) [13]	Модель IMEM (ESA) [14]	Модель MEM (MSFC) [15]
Тип модели	Спорадическая составляющая	Спорадическая составляющая	Спорадическая составляющая	Спорадическая составляющая	Спорадическая составляющая	Спорадическая составляющая
Межпланетные объекты	Не учитывает	0,1–20 а.е.	0,1–20 а.е.	Не учитывает	0,1–10 а.е.	0,2–2 а.е.
Диапазон масс, г	$10^{-18}–10^2$	$10^{-18}–1$	$10^{-18}–1$	$10^{-18}–10^2$	$10^{-12}–10^2$	$10^{-6}–10$
Околоземные объекты	Да	Да	Да	Да	Да	Да
Влияние гравитационных составляющих	Не учитывает	Только Земля	Только Земля	Только Земля	Только Земля	Только Земля
Магнитное поле планет	Не учитывает	Только Земля	Только Земля	Только Земля	Только Земля	Только Земля
Распределение по скоростям	Единственное значение (20 км/с)	Учитывает	Учитывает	Учитывает	Учитывает	Учитывает
Плотность	Единственное значение (2,5 г/см ³)	2 г/см ³ ($m < 10^{-6}$ г); 1 г/см ³ ($10^{-6}–10^{-2}$ г); 0,5 г/см ³ ($m > 10^{-2}$ г)	2 г/см ³ ($m < 10^{-6}$ г); 1 г/см ³ ($10^{-6}–10^{-2}$ г); 0,5 г/см ³ ($m > 10^{-2}$ г)	2 г/см ³ ($m < 10^{-6}$ г); 1 г/см ³ ($10^{-6}–10^{-2}$ г); 0,5 г/см ³ ($m > 10^{-2}$ г)	Единственное значение (2,5 г/см ³)	Единственное значение (1 г/см ³)
Дата издания	1985	1993	1996	1994	2004	2006

В современных моделях вероятности столкновения частиц с поверхностями космических аппаратов имеют большие значения по

сравнению с представленными в докладе ООН в 1999 г. На рис. 1 показаны примеры распределения потока космического мусора для трех моделей (ORDEM2000, MASTER2005 и MASTER2009) [11–17].

Как видно из рис. 1, вероятность столкновений резко увеличивается с уменьшением размера частиц космического мусора.

В табл. 2 [18] указаны массо-технические характеристики датчиков и их разрешающие параметры.

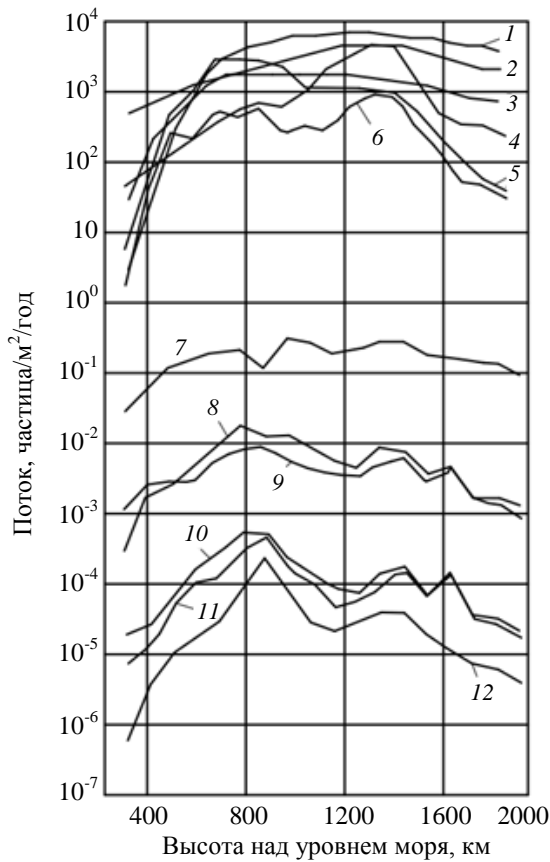


Рис. 1. Распределения потока космического мусора для моделей ORDEM2000, MASTER2005 и MASTER2009. 1 – модель MASTER2005 для частиц размером 10 мкм; 2 – модель ORDEM2000 для частиц размером 10 мкм; 3 – модель MASTER2009 для частиц размером 10 мкм; 4 – модель ORDEM2000 для частиц размером 100 мкм; 5 – модель MASTER2009 для частиц размером 100 мкм; 6 – модель MASTER2005 для частиц размером 100 мкм; 7 – модель ORDEM2000 для частиц размером 1000 мкм; 8 – модель MASTER2009 для частиц размером 1000 мкм; 9 – модель MASTER2005 для частиц размером 1000 мкм; 10 – модель MASTER2009 для частиц размером 1 см; 11 – модель MASTER2005 для частиц размером 1 см; 12 – модель ORDEM2000 для частиц размером 1 см.

Таблица 2

Датчики высокоскоростных микрочастиц

Название миссии	Название датчика	Масса, кг	Мощность, Вт	Площадь, м ²	Минимальная масса частиц, кг	Максимальная масса частицы, кг
HEOS 2	Dust Detector	–	–	0,01	1×10 ⁻¹⁷	1,4×10 ⁻¹⁴
Helios 1/2	Dust Sensor	–	–	0,012	1×10 ⁻¹⁷	1,4×10 ⁻¹⁴
Hiten	Mars Dust Counter	0,61	1,80	0,01	1×10 ⁻¹⁶	1×10 ⁻⁷
Ulysses	Dust Experiment	3,75	2,0	0,10	1×10 ⁻¹⁶	1×10 ⁻⁶
Nozomi	Mars Dust Counter	0,7	3,78	0,01	1×10 ⁻¹⁵	1×10 ⁻⁸
Clementine	Orbiting Meteoroid and Debris Counting Experiment	0,5	0,01	0,16	–	–
Express–2	Geostationary Orbit Impact Detector	4,48	3,40	0,1	>1×10 ⁻¹⁴	
Cassini	Cosmic Dust Analyser	17,15	17,00	0,1	1,3×10 ⁻¹⁶	1,2×10 ⁻⁴
	Impact Ionisation Detector	8,00	8,00	0,10	1×10 ⁻¹⁵	1×10 ⁻⁷

Окончание табл. 2

Название миссии	Название датчика	Масса, кг	Мощность, Вт	Площадь, м ²	Минимальная масса частиц, кг	Максимальная масса частицы, кг
Cassini	Chemical Analyzer Target	7,40	9,00	0,02	1×10^{-15}	1×10^{-7}
	High Rate Detector	1,10	0,70	0,006	8×10^{-13}	1×10^{-4}
Stardust	Cometary and Interstellar Dust Analyzer	–	–	0,01	–	–
	Dust Flux Monitor Instrument	1,76	1,80	0,022	1×10^{-11}	1×10^{-4}
	Large Area Momentum Sensor	–	–	0,33	5×10^{-7}	2×10^{-3}
Rosetta Lander, Philae	DIM	0,41	0,17	0,007	6×10^{-10}	8×10^{-4}
Cosmos-Oberstufe	Micrometeoroid and space Debris Detector–1	1,40	–	0,1	$>1 \times 10^{-5}$	
Spectr-R	Micrometeoroid and space Debris Detector–2	3,50	10	0,12	$>1 \times 10^{-9}$	
IKAROS	Arrayed Large–Area Dust Detectors in Interplanetary space	0,25	–	0,54	–	–
BepiColombo MMO	Mercury Dust Monitor	0,60	4,00	0,006	1×10^{-14}	1×10^{-8}

Диапазон применимости того или иного эффекта наглядно представлен в работе [19] (рис. 2).

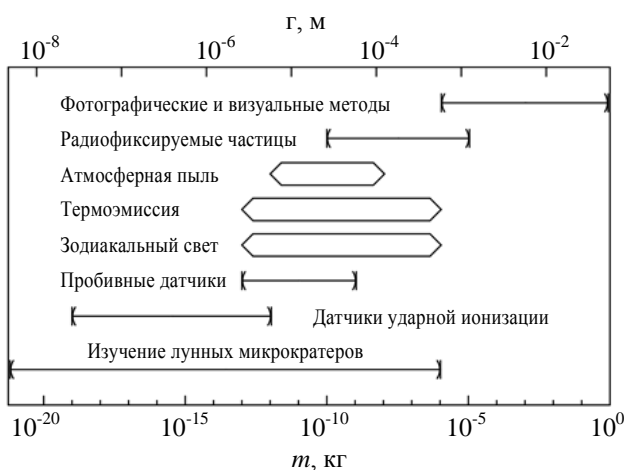


Рис. 2. Методы регистрации высокоскоростных микрочастиц по [19].

Целью данной работы является более подробное рассмотрение и анализ некоторых физических эффектов, которые наблюдаются

при контактном взаимодействии высокоскоростной микрочастицы с поверхностью мишени, в интересах выработки обоснованных рекомендаций по оптимизации разработки конкретных объектов космического приборостроения.

Экспериментальные основы

Изучением процессов, протекающих при высокоскоростном столкновении, занималось и занимается большое количество ученых всего мира. Здесь переплетаются такие области науки как физика взрыва, физика твердого тела, квантовая механика, оптика и многие другие. Характерными особенностями подобных процессов являются их краткосрочность, точечное воздействие и сложность постановки повторяемого эксперимента.

Например, эксперименты со сталью, проведенные авторами [20, 21], показали, что плавление вещества начинается при скоростях

удара более 2–3 км/с. При меньших скоростях возможны лишь процессы деформации и механического разрушения частицы и мишени. Испарение вещества, сопровождающееся частичной термической ионизацией образующегося пара, начинается при скоростях удара порядка 10–15 км/с и выше, а при скоростях, превосходящих диапазон 20–25 км/с, процесс термической ионизации протекает настолько интенсивно, что из области соударения выбрасывается облако плазмы, имеющей температуру $\sim 10^4$ К.

К основным параметрам микрочастиц, представляющих интерес, относят массы, скорость и их элементный состав. Масса и скорость (кинетическая энергия) служат для описания механических воздействий, а именно, эрозии покрытий, деформации и разрушения поверхностей и экранов космических аппаратов. Элементный состав необходим для определения источника высокоскоростной микрочастицы. Тем не менее, исходя из величины скорости микрочастицы, можно предсказать характер ее происхождения [22]: от 7 до 11 км/с – это космический мусор, от 11 до 72 км/с – это микрометеороиды.

При высокоскоростном ударе микрочастицы по мишени (см. рис. 3) в виде полубесконечной преграды происходит процесс ионообразования, распространения ударных волн в мишени, выброс нейтрального газа, образование кратера, распространения радио- и оптических волн в окружающее пространство. Данные эффекты используются для регистрации микрометеороидов и частиц космического мусора.

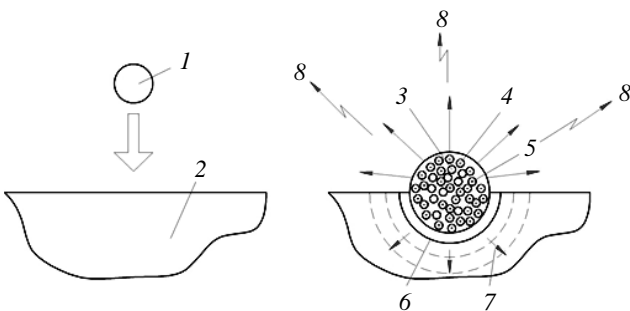


Рис. 3. Физические эффекты при высокоскоростном ударе: слева представлен момент до удара, справа момент удара: 1 – микрочастица; 2 – мишень; 3 – нейтральный газ; 4 – электроны; 5 – ионы; 6 – кратер; 7 – ударные волны; 8 – электромагнитное излучение (оптическое и радио).

Электростатическая и электромагнитная индукция

Микрочастицы (космический мусор и микрометеороиды), находясь в околоземном пространстве, заряжаются до некоторого потенциала под действием факторов космического пространства [23]. Поэтому в качестве одного из способов регистрации частиц используют явление электростатической индукции. Как отмечается во многих работах [24–29], данное явление используется чаще всего для измерения скорости микрочастиц.

В основе явления электростатической индукции лежит наличие в незаряженных проводниках положительных и отрицательных свободных зарядов, которые могут перемещаться по проводнику. При движении заряженного тела относительно неподвижной системы электродов величины наведенных на электродах зарядов изменяются, и во внешних цепях протекает ток, обусловленный перераспределением зарядов. Математической моделью, удобной для описания явления электростатической индукции, является теорема Шокли–Рамо [30].

Согласно [31], заряд, наведенный на k -м электроде, равен произведению влияющего заряда Q на потенциал фиктивного лапласовского поля системы в точке нахождения Q , которое возникло бы, если бы на k -й электрод был задан безразмерный единичный потенциал, остальные же электроды были бы заземлены, а сам заряд Q удален из системы на бесконечность. При сближении заряда с измерительным электродом на последнем наводится (образуется) заряд:

$$Q_{ik} = -Q\varphi_Q(x, y, z) \quad (1)$$

где Q – заряд микрочастицы, $\varphi_Q(x, y, z)$ – потенциал фиктивного лапласовского поля в точке нахождения заряда Q . Как можно заметить из формулы (1), $Q_{ik} = -Q$ при $\varphi_Q(x, y, z) = 1$.

Теперь перейдем к понятию тока, который протекает в измерительном электроде. Заряд, подлетая к электродам, наводит на них импульс тока, форму которого можно рассчитать с использованием также теоремы Шокли–Рамо [30, 32]. Согласно этой теореме, если в

пространстве, в котором располагаются электроды, со скоростью \mathbf{V} движется заряд Q , то на k -й электрод наводится ток:

$$i_k(t) = Q \nabla \mathbf{E}_k, \quad (2)$$

где \mathbf{E}_k – эффективная (взвешенная) напряжённость поля в точке, где находится заряд Q в момент времени t , рассчитанная по схеме: заряд удалён, потенциал проводника, с которого снимается ток, равен 1, потенциал оставшихся проводников равен 0 [31–33]. $(\nabla \mathbf{E}_k)$ – скалярное произведение вектора скорости и эффективной напряженности.

Формула (1) выведена с тем допущением [31, 33], что поле движущегося заряда удовлетворяет уравнению Лапласа и не учитывает конечной скорости распространения электромагнитных волн, которая может быть принята

во внимание с использованием следующего выражения [29]:

$$i_k(t) = Q \nabla \mathbf{E}_k + \int_W \mathbf{E}_k \mathbf{j}_{\text{см}} dW, \quad (3)$$

где $\mathbf{j}_{\text{см}} = \varepsilon \frac{\partial \mathbf{E}}{\partial t}$ – плотность тока смещения, W – объем, через который протекает ток.

Датчики, основанные на данном методе регистрации, активно используются в ускорителях микрочастиц, где они выполняются в виде цилиндров Фарадея (рис. 4). Регистрация осуществляется путем фиксации времени пролета датчика микрочастицами [34, 35]. Для измерения вектора скорости микрочастиц в космическом пространстве обычно применяются измерительные электроды, выполненные в виде сеток [36], которые позволяют измерять скорость и оценивать заряд микрочастиц.

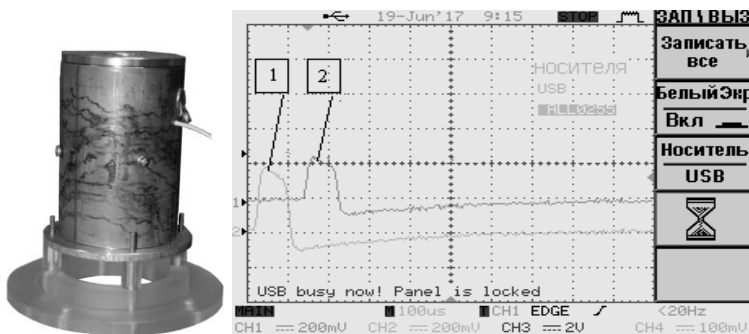


Рис. 4. Цилиндр Фарадея (слева) и осциллограмма сигнала с двух (1 и 2) цилиндров Фарадея, расположенных на одной измерительной оси (справа).

Поляризация материалов мишени при высоком давлении, вызванном высокоскоростным ударом

Под действием высокого давления, создаваемого высокоскоростным соударением, в материале мишени наблюдаются эффект поляризации (т. н. эффект Степанова), вызванного [37]:

- термоЭДС;
- электрическими явлениями, сопровождающимися динамическое сжатие вещества;
- деформацией поверхностных двойных электрических слоев в ударной волне;
- проскоком носителей тока по инерции на фронте ударной волны;
- эффектом увлечения носителей тока деформируемой решеткой (эффектом акусто-электрического типа);

– ударной поляризации (разделением положительных и отрицательных зарядов в объеме вещества за фронтом ударной волны), диффузией носителей тока с фронта ударной волны.

Авторы, исследуя этот эффект в ионных кристаллах [38–40], показали, что электрический потенциал возникает как при напряжениях ниже предела текучести, так и в процессе пластической деформации кристаллов и обусловлен движением заряженных дислокаций. Значения амплитуды потенциалов зависят, в частности, от концентрации сорта примесей, скорости деформирования и температуры образцов [37].

Разворот молекул происходит под действием градиента давления на фронте ударной волны, если один конец молекулярного дипольную массу, чем другой.

Состояние молекул не является термодинамически равновесным. Со временем тепловое движение этих молекул за фронтом ударной волны приведет к разрушению ориентированного состояния и, как следствие, к уменьшению (релаксации) поляризации. Особенность ударной поляризации состоит в том, что в случае, если диэлектрик за фронтом ударной волны становится проводником, то уменьшение поляризации за фронтом ударной волны может быть связано не только с процессом разориентации полярных молекул, но и с экранировкой поля поляризации полем носителей тока.

Вакуумный пробой промежутка «частица–преграда»

Если пылевая частица, имеющая заряд в 10^{-12} – 5×10^{-14} Кл, и металлическая преграда вступают во взаимодействие в вакууме на расстоянии, не превышающем нескольких диаметров частицы, то можно наблюдать эффект электрического пробоя, в результате которого часть вещества частицы и преграды превращается в ионизированный газ. Если в области пробойного участка создать электрическое поле, то с поверхности преграды (мишени) можно снять заряд электронов или ионов. Величина заряда, образованного в результате пробоя, определенным образом связана с потенциалом на частице и оценивается структурными дефектами поверхности частицы и мишени, а также рядом других факторов. Параметры плазмы, полученной в результате пробоя вакуумного промежутка, характеризуются температурой T , которая оценивается через потенциальную энергию заряженной частицы [30, 41]:

$$T = \frac{kM_a Q_r^2}{2CQ_r \mu} = \xi U_r$$

где k – коэффициент пропорциональности; U_r – потенциал заряженной частицы; M_a – масса анодного пара; C – емкость частицы; Q_r – заряд частицы; μ – коэффициент электропереноса.

Температура катодного факела находится в пределах 5–10 эВ. Таким образом, высокотемпературная катодная плазма может ока-

заться достаточно мощным источником ионов, образованных при взаимодействии заряженной пылевой частицы с металлической мишенью. Причем основными параметрами процесса возникновения плазмы являются заряд частицы и её размер [30].

Внесение вещества частицы в преграду

При взаимодействии высокоскоростной пылевой частицы с мишенью часть вещества пылевой частицы остается на дне кратера и внедряется в вещество мишени за счет процессов диффузии [42]. Воздействуя на дно кратера рентгеновским (или лазерным) излучением, можно получать спектры рентгеновского излучения и, тем самым, определять химический состав высокоскоростной частицы. Внедренные атомы высокоскоростной частицы создают в заряженной зоне полупроводника локальные уровни. Анализ вольтамперных характеристик позволяет в некоторых случаях определить концентрацию и возможную природу примесных центров [30].

Кратерообразование

При высокоскоростном соударении частицы с полубесконечной средой образуется кратер (рис. 5), параметры которого являются функциями массы, скорости и плотности частицы [43–46].

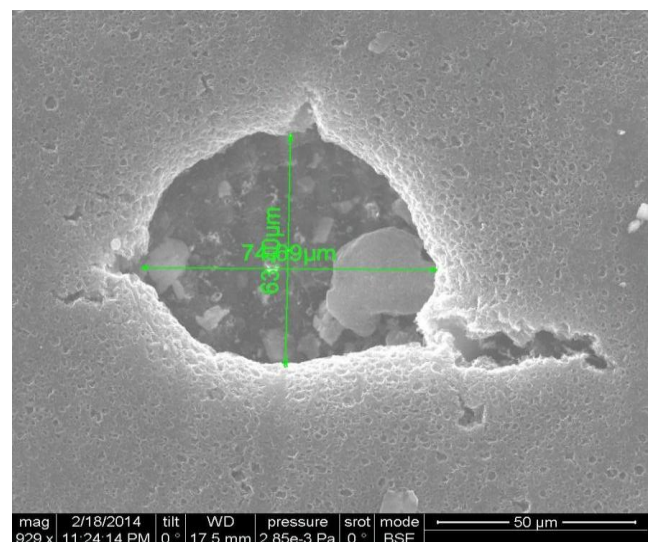


Рис. 5. Кратер от удара микрочастицы из алюминия диаметром 5–10 мкм по мишени из меди.

Существующие полуэмпирические выражения, связывающие диаметр, глубину кратера, образованного в полубесконечной преграде, справедливы лишь в определённой части диапазона скоростей частиц. Например, для частиц размером более 50 мкм и в диапазоне скоростей 1–15 км/с для полубесконечной преграды справедливы следующие выражения:

$$\frac{h}{d_0} = 1,565 \left(\frac{\rho_0}{\rho_1} \right)^{3/5} \left(\frac{H_{B1}}{H_{B0}} \right)^{1/3} \left(\frac{V}{a} \right)^{3/4}$$

$$m_0 = \frac{\pi \rho_1^2}{6 \rho_0} \left[\frac{D}{1,565 \left(\frac{\rho_0}{\rho_1} \right)^{1/2}} - \frac{h}{0,785} \right]^3$$

где m_0 , V , d_0 – масса, скорость, диаметр частицы соответственно; D , h – диаметр, и глубина кратера соответственно; ρ_0 , ρ_1 , H_{B0} , H_{B1} – плотности и твердости частицы и преграды соответственно.

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, металлических тонких пленок или их различных композиций, причем их толщины должны быть меньше диаметра частицы. Определяя с помощью таких тонкопленочных структур глубину и диаметр кратера, можно перейти к параметрам микрочастицы согласно имеющимся полуэмпирическим соотношениям. Использование тонких пленок позволяет определить глубину кратера, полученного частицами микронных размеров.

Если частица насквозь пробивает мишень, тогда можно воспользоваться полуэмпирическим выражением, связывающим диаметр отверстия в преграде с параметрами частицы [43]:

$$\frac{D_H}{D_S} = 0,45V_0 \left(\frac{h_1}{D_S} \right)^{2/3} + 0,9$$

где D_H , D_S – диаметр частицы и отверстия соответственно; V_0 – скорость частицы; h_1 – толщина преграды.

Также глубину проникновения и диаметр кратера можно вычислить согласно выводам [8]:

$$p = km^{0,352} \rho^{1,167} V \cos \theta^{0,667}$$

$$D_{CO} = 5 \times 10^{-4} d^{1,076} \rho_t^{-0,5} \rho^{0,784} V^{0,727} \cos \theta^{0,601}$$

где p – глубина проникновения, D_{CO} – эквивалентный диаметр разрушения, k – константа материала, ρ_t – плотность материала мишени, ρ – плотность материала микрочастицы, V – скорость микрочастицы, θ – угол к нормали, m – масса микрочастицы.

Пьезоэффект при ударном взаимодействии частиц с мишенью

При высокоскоростном ударе микрочастиц в пьезоэлектрические материалы происходит их сжатие и растяжение, при этом на их гранях появляются заряды, подобные поляризованным [30]. На данном принципе работают пьезодатчики высокоскоростных микрочастиц.

В этих датчиках используется эффект преобразования механических колебаний, возникающих при столкновении микрометеороида с поверхностью чувствительного элемента, в пульсирующий электрический сигнал с помощью пьезоэлектрических кристаллов. Такие типы датчиков можно реализовать на основе тонких пленок окиси цинка. При матричном типе нанесения плёнок на мишень появляется возможность совмещения их с плёнками других типов (люминофором, диэлектриком) и получения тем самым многоинформативного преобразователя.

Описанный метод может быть использован при совмещении с другими. Однако данный метод регистрации нуждается в тщательной защите от различного рода внешних воздействий (вибраций, ударов, термических шумов).

Примером такого типа датчиков является пылевой датчик Mercury Dust Monitor (рис. 6) миссии VeriColombo [47, 48].

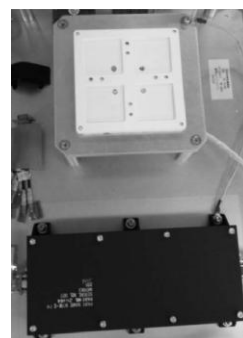


Рис. 6. Внешний вид научной аппаратуры MercuryDustMonitor.

Данный датчик предназначен для контроля пылевой обстановки вокруг Меркурия и состоит из четырех пьезосенсоров, при ударе по которым возникает импульс напряжения, по параметрам которого можно судить о скорости и импульсе ударяющей частицы согласно выражениям:

$$U_p = ap + b$$

$$U = c\Delta t + d$$

где U_p – выходное напряжение с датчика, p – импульс частицы, Δt – длительность переднего фронта импульса с пьезодатчика, a, b, c, d – экспериментально определяемые параметры (см. рис. 7).

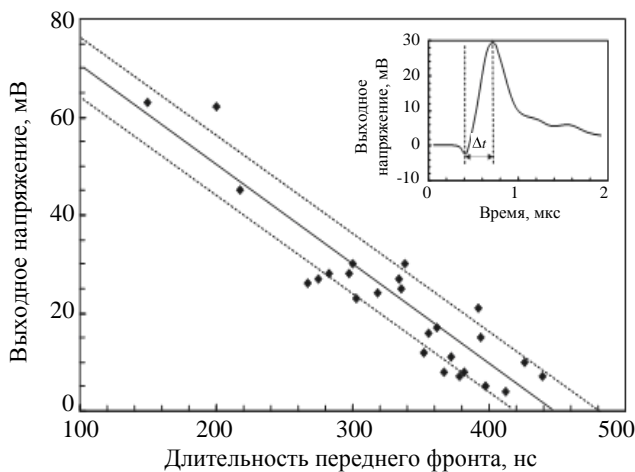


Рис. 7. Зависимость скорости частицы и длительности переднего фронта сигнала от напряжения на выходе датчика [41].

Для разработчиков космических аппаратов представляет интерес разработка, представленная в [49], где детектирующим элементом является комбинированная экранно-вакуумная термоизоляция, позволяющая значительным образом увеличивать активную площадь датчика.

Ионизация

В процессе высокоскоростного соударения микрочастицы с мишенью наблюдается процесс образования многокомпонентной плазмы (так называемого плазменного сгустка) за счет скоротечного преобразования кинетической энергии частицы в тепловую энергию мишени микрочастицы, которая разогревает вещества до температуры в несколько тысяч

градусов. Данный плазменный сгусток начинает распространяться в окружающее пространство и излучает электромагнитные волны в видимом (фотоэмиссия) и невидимом диапазонах. Этот плазменный сгусток можно зарегистрировать, если приложить внешнее электрическое поле, под действием которого ионы будут собираться на измерительном электроде. На рис. 8 представлена осциллограмма, полученная в ходе наземного эксперимента [35].

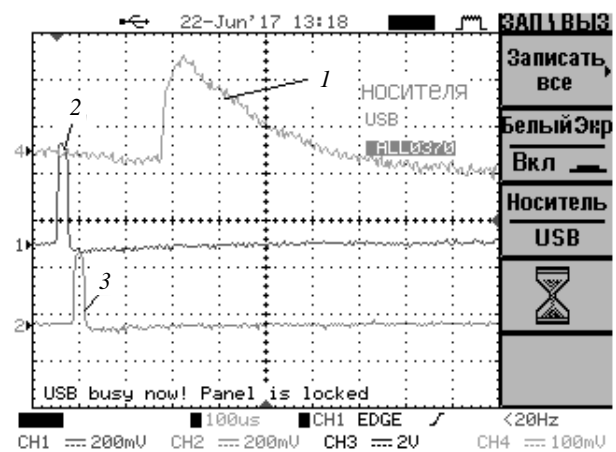


Рис. 8. Осциллограммы ионизационного импульса (1) и импульсов с колец Фарадея (2, 3), полученные на ускорителе микрочастиц с частицами из алюминия и мишенью из меди [27].

В 1963 году была обнаружена плазма, образовавшаяся при высокоскоростном ударе [50, 51]. С тех пор плазменные и связанные с ними электромагнитные эффекты, которые возникают при высокоскоростных соударениях, привлекли внимание большого исследователей.

В своей работе авторы [51] выяснили зависимости параметров измеряемого сигнала от параметров микрочастицы и конструкции прибора. Формулы, описывающие их, представлены ниже [52]:

$$t = C_t m^\epsilon V^\eta$$

$$Q = C_p m^\alpha V^\beta$$

где t является временем нарастания сигнала заряда, Q – амплитуда заряда, m – масса микрочастицы и V – скорость удара микрочастицы. Параметры C_t, C_p, η, β должны быть определены с помощью калибровочного эксперимента. Значения ϵ и α устанавливаются в 0 и 1 со-

ответственно. Тогда масса частицы и скорость удара могут быть определены исходя из амплитуды и времени нарастания сигнала.

При ударе микрочастиц об алюминиевую мишень автором в [53] была получена эмпирическая формула, получившая широкое распространение в научно-исследовательских кругах:

$$Q = 0,1m \left(\frac{m}{10^{-11}} \right)^{0,02} \left(\frac{V}{5} \right)^{3,48}.$$

Эффекты при наклонном высокоскоростном ударе о поверхность исследовались в работах [52, 54–56]. Влияние электрического поля на процесс ионизации рассмотрены в [57, 58]. В [59] приведены результаты экспериментов по воздействию столкновений и солнечными батареями, в ходе которых автором были определены электронная температура и плотность плазмы с помощью зонда Ленгмюра. Негативное влияние на солнечные батареи исследовались также в [60]. В [61] экспериментально исследовали свойства плазмы и электромагнетизма. В [62] были измерены ионные выходы и их характерные энергии в плазме, создаваемой в процессе соударений железных микрочастиц на родий в диапазоне от 1,2 до 87 км/с. Подобными же исследованиями занимались авторы работ [63–65].

В [66] 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, и в два или три раза в распределении скоростей.

В работе [58] 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 [68] предложена теоретическая модель, описывающая стадии плазмы. На основании экспериментальных результатов расширение плазмы под высокоскоростные соударения можно разделить на три этапа:

- образование;
- равновесие;
- затухание.

Распределение скоростей ионов в многокомпонентной плазме в зависимости от температуры подчиняется распределению Максвелла [68]:

$$f_q V = \eta_j Q \sqrt{\frac{2m_j}{\pi k T_j}} \exp\left(-\frac{m_j V^2}{2k T_j}\right),$$

где Q – общий заряд плазмы, m_j – масса ионов, k – постоянная Больцмана, T_j – температура, η_j – доля ионов j -сорта в общей плазме.

Данный метод исследования микрометеороидов и частиц является самым чувствительным и позволяет исследовать элементный состав микрометеороидов и частиц космического мусора при использовании масс-спектрометра.

Фотоэмиссия

Явление фотоэмиссии, в виде световой вспышки, связывают с процессом свечения плазменного сгустка. В работе [67] отмечается, что световая вспышка может быть также использована в качестве запускающего триггера для другой научно-измерительной аппаратуры по исследованию высокоскоростного соударения. Что еще более важно, свойства оптической вспышки могут быть использованы для оценки различных параметров воздействия, например, таких как массы и скорости микрочастицы, обеспечивая тем самым простой, но эффективный способ регистрации высокоскоростных микрочастиц в околоземном космическом пространстве и частиц пыли в других местах в солнечной системе.

Ударная вспышка была обнаружена в одних из первых тестов высокоскоростного соударения [69]. Впервые влияние параметров высокоскоростных микрочастиц на параметрах вспышки было описано в [70, 71], где отмечалось, что энергия вспышки связана с массой и скоростью микрочастицы следующим соотношением:

$$E = C m^\alpha V^\beta$$

где E – энергия вспышки, образовавшейся при ударе; α и β – коэффициенты со значениями

$\alpha = 1,25$, $\beta = 2,3-3$; C – постоянная, зависящая от свойств материала и от принципа измерения световой вспышки. В дальнейших работах упоминается, что $\alpha = 1$, $\beta = 2,3-8$ в зависимости от методики проведения эксперимента.

В работе [67] уточняется, что зависимости, полученные при исследовании вспышки, являются в основном чисто эмпирическими и в первую очередь служат инженерной цели, чтобы получить оценку того, как уровень сигнала будет зависеть от массы и скорости микрочастицы. Нецелые показатели степени, полученные таким образом, являются результатом упрощения сложных физических процессов, происходящих при ударе и выражающие его в виде простого степенного закона. Данные сильно отличаются в различном диапазоне скоростей и материалов.

Типовой вид сигнала представлен на рис. 8 [72]. В работе [67] показано, что наилучшая корреляция наблюдается при исследовании полной энергии, то есть необходимо произвести интегрирование сигнала, представленного на рис. 9.

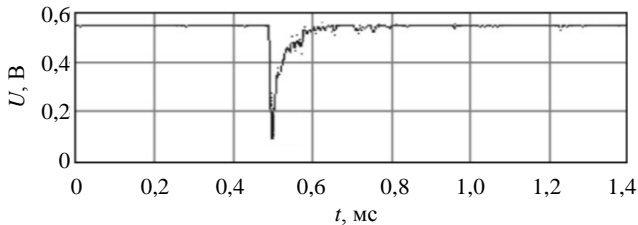


Рис. 9. Типичный сигнал вспышки.

В работах [70, 71] упоминается, что время нарастания сигнала связано со скоростью и не связано с массой. Впоследствии многие исследователи обнаружили, что данная связь значительно слабее [67].

В работе [67] отмечается, что временная корреляция слабо наблюдается для скоростей до 8 км/с. Тем не менее, для скоростей выше 8 км/с имеется слабая зависимость, показывающая, что время нарастания сигнала уменьшается с увеличением скорости. Такой переход авторы в [73] связывают с переходом из состояния частичной ионизации к состоянию полной ионизации в ударной области.

В работе [74] для численной оценки интенсивности излучения при условии, что частица и материал мишени изготовлены из од-

ного материала, авторы применяют закон Стефана–Больцмана:

$$I = \left(\frac{\sigma}{24Nk^4} \right) V^8$$

где σ – постоянная Стефана–Больцмана, k – постоянная Больцмана, V – скорость частицы, N – число атомов на единицу массы.

В действительности, однако, спектр излучения имеет изрезанный характер [75, 76], поскольку модель абсолютно черного тела является идеализированной. Если проводить исследования спектра вспышки при помощи методов спектрофотометрии, то можно получить более полную картину о материале ударника и мишени.

Как правило, измерение свечения плазмы от воздействия высокоскоростных микрочастиц проводится с помощью фотоэлектронного умножителя (ФЭУ) [77]. Но также возможно измерение и с помощью фотодиодов, однако в данном случае при таком подходе чувствительность прибора, а значит, и объем получаемых данных ухудшается.

Использование световой вспышки позволяет измерить температуру плазменного сгустка, образовавшегося при высокоскоростном ударе, для дальнейшего расчета его разлета.

Температуру плазмы T_0 в начальный момент времени можно вычислить согласно работе авторов [78], если использовать два ФЭУ, на входе которых расположены светофильтры с узкой полосой пропускания для различных длин волн λ_1 и λ_2 :

$$\lg T_0 = 3,87 - 0,651 \lg R + 0,22 \lg R^2 - 0,03 \lg R^3$$

$$R = \frac{E_{\lambda_1}}{E_{\lambda_2}}$$

$$E_{\lambda} = \int_{T_0}^{300K} I_{\lambda, T} dT = \int_{T_0}^{300K} \frac{C_1}{\lambda^5 \left(\exp\left(\frac{C_2}{\lambda T}\right) - 1 \right)} dT$$

где $C_1 = 3,741 \times 10^{-16}$ Вт м², $C_2 = 1,439 \times 10^7$ нм К.

Электромагнитное излучение

Электромагнитное воздействие, наблюдаемое экспериментально при высокоскоростном соударении, связано с излучением плазменного сгустка и микроразрядами, возникающими на мишени [79].

В работе [79] показано, что энергия электромагнитного излучения радиоволнового диапазона зависит от материала мишени и линейно связана со скоростью частицы в диапазоне скоростей 2–7 км/с, когда явно не выражены процессы образования плазмы. Для описания использовались сопоставления с излучением диполя.

В работе [80] авторы отмечают, что радиоизлучение связано с колебанием электронов и ионов в плазме, образовавшейся при высокоскоростном соударении. По мере расширения плазмы в свободное пространство плазменная частота излучения уменьшается. Это электростатическое колебание будет действовать, как антенна, и излучать электромагнитные волны, распространяющиеся внутри и вокруг космического корабля. Более подробное математическое описание моделей излучения можно найти в работах [81–83].

Тепловой эффект

Когда происходит удар по мишени, основная доля рассеиваемой кинетической энергии частиц нагревает мишень до соответствующей температуры. В работе [84] рассмотрены микрокалориметры, предназначенные для измерения кинетической энергии частиц в космическом пространстве посредством измерения температуры.

Базовый принцип измерения энергии удара калориметром заключается в преобразовании кинетической энергии в тепловую. Тепловая энергия калориметра определяется по формуле:

$$E_{cal} = \eta E_k$$

где η показывает эффективность преобразования энергии при высокоскоростном ударе, причем всегда некоторое количество энергии теряется на инжекцию, формирование плазмы и излучение, тем самым не внося вклада в нагрев собственно мишени (рис. 10) [84].

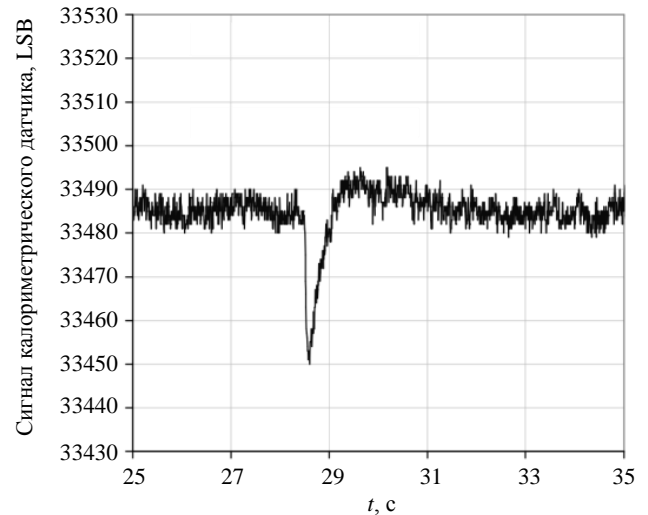


Рис. 10. Сигнал с калориметрического элемента при ударе частицы. Параметры частицы: скорость – 4,89 км/с; кинетическая энергия – 139 нДж; диаметр – 1,4 мкм.

Изменение электропроводности

Как отмечается в работе Я. Б. Зельдовича и Ю. П. Райзера [85], электропроводность органического стекла и парафина в ударной волне изменяется на 15–20 порядков, что свидетельствует о «металлизации» этих диэлектриков при сжатии до давления порядка миллионов атмосфер. Данное явление нельзя, по мнению авторов, объяснить термической ионизацией. Оно связано с изменением структуры электронных зон твердого тела при сжатии. При сжатии зоны сближаются, расстояния между ними уменьшается, и тем самым облегчаются электронные переходы, приводящие к появлению свободных электронов и металлической проводимости в веществе, ранее бывшем диэлектриком [85].

Дальнейшие исследования [85–87] показали, что изменение электропроводности материалов σ можно оценить формулой:

$$\sigma T \sim \exp\left(\frac{-E}{kT}\right)$$

где E – энергия активации, k – постоянная Больцмана, T – температура.

Изменение электропроводности позволило создать пленочные датчики высокоскоростных частиц космического мусора и микрометеороидов. Для этих целей используется многослойная структура «металл–диэлектрик–металл», представляющая собой конденсатор,

который замыкается на время воздействия на него высокоскоростных микрочастиц. Недостатком такого метода измерения является то, что при повышении площади датчика происходит увеличение его емкости и снижение его чувствительности [88, 89].

Прибор ALLEFF

Авторами данной работы предложена конструкция прибора ALLEFF (сокращённо от англ. «All Effects»), представляющая собой многопараметрическое измерительное средство для измерения физических эффектов, наблюдаемых при высокоскоростном ударе микрочастицы о мишень. Он позволяет измерять параметры вспышки, ионизационного

импульса, скорость и заряд микрочастицы при различных модификациях условий измерения. На рис. 11 представлен предварительный вид прибора. Состав прибора приведен на рис. 12.

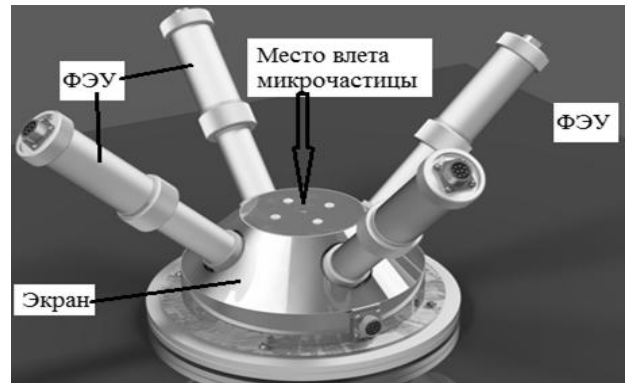


Рис. 11. 3D модель ALLEFF.

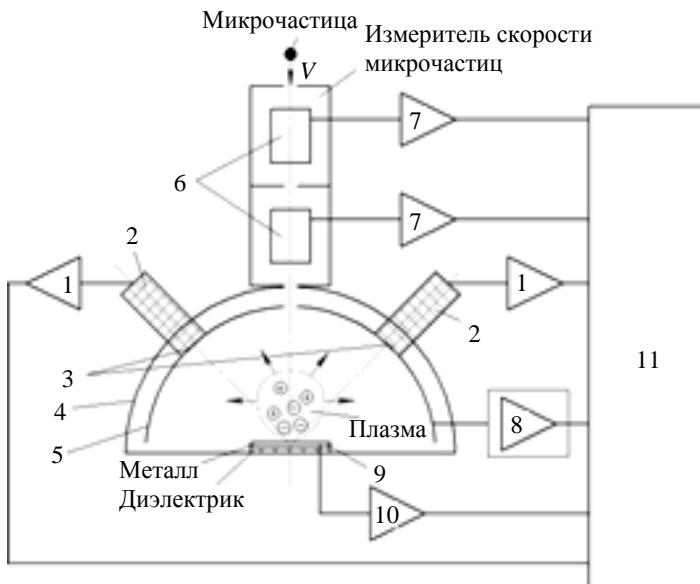


Рис. 12. Структурная схема эксперимента: 1 – усилители для фотозлектронных умножителей (ФЭУ); 2 – ФЭУ (четыре ФЭУ расположены по всем четырем сторонам относительно оси удара микрочастицы (на схеме показано два ФЭУ)); 3 – сменные светофильтры; 4 – металлический экран; 5 – полусферический электрод; 6 – индукционные датчики; 7 – усилители индукционных датчиков; 8 – ионизационный датчик; 9 – металлическая мишень; 10 – устройство регистрации удара в мишень; 11 – регистратор сигналов (многоканальный осциллограф).

При высокоскоростном взаимодействии микрочастицы с мишенью происходит образование низкотемпературной плазмы, состоящей из ионов мишени и микрочастицы. Плазма начинает распространяться в свободное пространство, при этом происходит светоизлучение плазмы, которое можно зарегистрировать с помощью ФЭУ 2. Если приложить отрицательное напряжение к полусферическому электроду, то он будет собирать положительно заряженные ионы, создавая на выходе ионизационный импульс, который измеряется усилителем ионизационного датчика 8. Полусферическая форма измерительного электрода позволяет исследовать разлет ионов плазмы под действием внешнего элект-

рического поля, при этом путь от мишени до полусферического электрода для всех ионов одинаков, что позволяет исключить влияние неравномерности разлета плазмы по сторонам.

Полусферический электрод сделан из сплошного металла, что позволяет избежать потери ионов при измерении ионизационного импульса.

Что можно измерить?

С помощью индукционных датчиков можно измерить скорость и заряд микрочастицы.

Влияние параметров высокоскоростной микрочастицы на параметры ионизационного сигнала и параметры вспышки.

Измерить спектр вспышки с использование светофильтров 3 при различных материалах микрочастицы и мишени.

С помощью ФЭУ 2 и светофильтров 3 можно оценить температуру образовавшейся плазмы.

С помощью устройства регистрации удара в мишень 10 можно зарегистрировать момент удара микрочастицы в мишень.

Влияние напряжения, поданного на полусферический электрод, на параметры вспышки.

Заключение

Анализ материалов, посвященным физическим эффектам при высокоскоростном ударе, позволяет сделать несколько выводов, изложенных ниже.

Можно определить с большой степенью точности скорость частицы, оценка же размеров частицы затруднительна в силу сложности ее геометрии.

Форму частицы можно определить либо с помощью оптических методов, либо анализируя диаметр кратеров после удара.

Для более качественного анализа параметров микрометеороидов и частиц космического мусора необходимо использовать совмещение нескольких физических принципов [30, 90].

Для описания процессов исследователи стараются выявить простые зависимости, которые впоследствии могут быть использованы в инженерной практике.

Необходимо проводить тарировку датчиков с использованием специализированного оборудования (в виде ускорителей частиц).

ЛИТЕРАТУРА

1. Космический мусор. В 2 кн. Кн. 1. Методы наблюдения и модели космического мусора / под ред. Г. Г. Райкунова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014.
2. Novikov L. S., Baranov D. G., Gagarin Y. F., Der-gachev V. A., Samokhina M. S., Voronina E. N. // *Advances in Space Research*. 2017. Vol. 59. No. 12. P. 3003.
3. Телегин А. М. // *Авиакосмическое приборостроение*. 2016. № 1. С. 32.
4. Белоус А. И., Солодуха В. А., Шведов С. В. *Космическая электроника*. В 2 кн. – М.: Техносфера, 2015.
5. Вениаминов С. С., Червонов А. М. *Космический мусор – угроза человечеству*. – М.: ИКИ РАН, 2012.

6. Оголев А. В., Морозов С. В. / Тезисы Всероссийской конференции с международным участием «Космический мусор: фундаментальные и практические угрозы». 2019. С. 41.
7. Новиков Л. С. *Основы экологии космического пространства*. Учебное пособие. – М.: Университетская книга, 2006.
8. Drolshagen G. // *Advances in Space Research*. 2008. Vol. 41. No. 7. P. 1123.
9. Новиков Л. С. *Воздействие твердых частиц естественного и искусственного происхождения на космические аппараты: учебное пособие*. – М.: Университетская книга, 2009.
10. Grün E., Zook H. A., Fechtig H., Giese R. H. // *Icarus*. 1985. Vol. 62. P. 244.
11. Divine N. // *Journal of Geophysical Research: Planets*. 1993. Vol. 98. No. E9. P. 17029.
12. Staubch P., Grün E., Jehn R. // *Advances in Space Research*. 1996. Vol. 19. No. 2. P. 301.
13. Kessler D. J. *Space Station Program Natural Environment Definition for Design, International Space Station Alpha*. In NASA SSP 30425, Revision B – Huston: 1994.
14. Dikarev V., Grün E., Baggaley J., Galligan D., Landgraf M., Jehn R. // *Advances in Space Research*. 2005. Vol. 35. No. 7. P. 1282.
15. Jones J. *Meteoroid engineering model—final report*. NASA/MSFC internal report SEE/CR-2004-400. – MSFC, Alabama, 2004.
16. Назаренко А. И. *Моделирование космического мусора*. – М.: ИКИ РАН, 2013.
17. ISO 14200:2012, *Space systems and operations – Space environment (natural and artificial) — Guide to process-based implementation of meteoroid and debris environmental models (orbital altitudes below GEO + 2 000 km)*.
18. Bauera W., Romberg O., Wiedemann C., Drolshagen G., Vörsmann P. // *Advances in Space Research*. 2014. Vol. 54. No. 9. P. 1858.
19. Sykes M., Grün E., Reach W., Jenniskens P. *The interplanetary dust complex and comets*. In *Comets II – Tucson: The University of Arizona Press*, 2004.
20. Katayama M., Takeba A., Toda S., Kibe S. / *Proc. of the 2nd Europ. Conf. on Space Debris (ESA SP-393)*, ESOC, Darmstadt, Germany. – Neuilly-sur-Seine: ESA Publ. div, 1997. P. 411.
21. Анисимов С. И., Ковтуненко В. М., Кремнев Р. С., Осиньян Ю. А., Сагдеев Р. З., Фортвов В. Е., Шейндлин А. Е. // *Успехи механики*. 1986. Т. 9. № 3. С. 3.
22. Lai Sh. T., Murad E. // *Journal of spacecraft and rockets*. 2002. Vol. 39. No. 1. P. 106.
23. Horányi M. *Charged dust dynamics in the solar system // Annual Review of Astronomy and Astrophysics*. 1996. Vol. 34. P. 383.
24. Semkin N. D., Voronov K. E., Piyakov A. V., Piyakov I. V. // *Instruments and Experimental Techniques*. 2009. Vol. 52. No. 4. P. 595.
25. Semkin N. D., Piyakov A. V., Voronov K. E., Bogoyavlenskii N. L., Goryunov D. V. // *Instruments and Experimental Techniques*. 2007. Vol. 50. No. 2. P. 275.
26. Auer S., Grün E., Kempf S., Srama R., Srowig A., Sternovsky Z., Tschernjawski V. // *Review of Scientific Instruments*. 2008. Vol. 79. No. 084501.

27. Xie J., Sternovsky Z., Auerd S., Drake K., Grün E., Horányi M., Le H., Srama R. // *Planetary and Space Science*. 2013. Vol. 89. P. 63.
28. Auer S. // *Optica Acta*. 1982. Vol. 29. No. 10. P. 1421.
29. Auer S., Grün E., Srama R., Kempf S., Auera R. // *Planetary and Space Science*. 2002. Vol. 50. No. 7–8. P. 773.
30. Семкин Н. Д., Воронов К. Е., Новиков Л. С. Регистрация пылевых и газовых частиц в лабораторных и космических условиях. – Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет, 2005.
31. Герштейн Г. М. Моделирование полем методом электростатической индукции. – М.: Наука, 1970.
32. Shockley W. // *J. Appl. Phys.* 1938. Vol. 9. P. 635.
33. Фельд Я. Н. // Докл. АН СССР. 1953. Т. 93. № 3. С. 447.
34. Telegin A. M., Piyakov A. V. // *Instruments and Experimental Techniques*. 2017. Vol. 60. No. 6. P. 875.
35. Телегин А. М. // *Успехи прикладной физики*. 2016. Т. 4. № 6. С. 618.
36. Li Y., Kempf S., Simolka J., Strack H., Grün E., Srama R. // *Advances in Space Research*. 2017. Vol. 59. No. 6. P. 1636.
37. Минеев В. И., Иванов А. Г. // *Успехи физических наук*. 1976. Т. 119. № 5. С. 75.
38. Caffyn J. E., Goodfellow T. L. // *Philosophical Magazine*. 1962. Vol. 7. No. 80. P. 1257.
39. Fischbach D. B., Nowick A. S. // *Journal of Physics and Chemistry of Solids*. 1958. Vol. 5. No. 4. P. 302.
40. Урусовская А. А. // *Успехи физических наук*. 1968. Т. 96. № 1. С. 39.
41. Держиев В. И., Либих Ф., Рамендик Г. И., Васюта Ю. В. // *ЖТФ*. 1981. Т. 51. № 4. С. 719.
42. Neukum G. Untersuchungen des projektilmaterials in mikrokratern. Diplomarbeit. – Heidelberg: Universität Heidelberg, 1969.
43. Высокоскоростные ударные явления / под ред. В. Н. Николаевского. – М.: Мир, 1973.
44. Леонтьев Л. В., Тарасов А. В., Терешкин И. А. // *Космические исследования*. 1971. Т. 5. № 9. С. 796.
45. Сагомоян А. Я. Проникание (проникание твёрдых тел в сжимаемые сплошные среды). – М.: Изд-во МГУ, 1974.
46. Housen K. R., Schmidt R. M. // *Journal of geophysical research*. 1983. Vol. 88. No. B3. P. 2485.
47. Kobayashi M., Shibata H., Nogami K., Fujii M., Miyachi T., Ohashi H., Sasaki S., Iwai T., Hattori M., Kimura H., Hirai T., Takechi S., Yano H. / International Workshop on Instrumentation for Planetary Missions, Greenbelt, Maryland, D.C., USA, 2012. URL: https://www.lpi.usra.edu/lpi/contribution_docs/LPI-001683.pdf
48. Nogami K., Fujii M., Ohashi H., Miyachi T., Sasaki S., Hasegawa S., Yano H., Shibata H., Iwai T., Minami S., Takechi S., Grün E., Srama R. // *Planetary and Space Science*. 2010. Vol. 58. No. 1–2. P. 108–115.
49. Mochizuki H., Hirai T., Jitsukawa R., Fujii M., Hasegawa S., Ishioka E., Nakano H., Yanagisawa T., Arai K., Yano H. / 12th Low-Cost Planetary Missions Conference, Pasadena, CA, USA, 2017. URL: <http://www.lcpm12.org/wp-content/uploads/2017/08/1735-1755-Mochizuki.pdf>
50. Ju Y., Zhang Q., Zhang D., Long R., Chen L., Huang F., Gong Z. // *Physics of plasmas*. 2014. Vol. 21. P. 092112.
51. Friichtenicht J. F., Slattery J. C. Ionisation associated with hypervelocity impact. NASA technical note NASA TN D-2091. – California: Space Technology Laboratories, 1963.
52. Senger R. Data Handling and Evaluation for Autonomous Experiments in Interplanetary missions. Doktor Ingenieurs genehmigten Dissertation. – München: Technische Universität München, 2007.
53. McBride N., McDonnell J. A. M. // *Planetary and Space Science*. 1999. Vol. 47. No. 8–9. P. 1005.
54. Hoffmann H. J. Entwicklung eines Detektors zur Massen und Geschwindigkeitsanalyse von kosmischen Staubteilchen. Thesis. – Heidelberg: Universität Heidelberg, 1971.
55. Dietzel H., Neukum G., Rauser P. // *J. Geophys. Res.* 1972. Vol. 77. No. 8. P. 1375.
56. Svedhem H., Pedersen A. Behaviour of ejecta particles and generated plasma at hypervelocity impacts. In *Hypervelocity Impacts in Space*. – Canterbury: University of Kent, 1992.
57. Dalmann B. K., Grün E., Kissel J., Dietzel H. // *Planet. Space Sci.* 1977. Vol. 25. No. 2. P. 135.
58. Semkin N. D., Pomelnikov R. A., Telegin A. M. // *Technical Physics*. 2014. Vol. 59. No. 5. P. 663.
59. Harano T., Machida Y., Fukushige S., Koura T., Hosoda S., Cho M., Akahoshi Y. // *International Journal of Impact Engineering*. 2006. Vol. 33. No. 1–12. P. 326.
60. Nadiradze A. B., Kalaev M. P., Semkin N. D. // *Cosmic Research*. 2016. Vol. 54. No. 5. P. 366.
61. Crawford D. A., Schultz P. H. // *International Journal of Impact Engineering*. 1993. Vol. 14. No. 1–4. P. 205.
62. Ratcliff P. R., Burchell M. J., Cole M. J., Murphy T. W., Allahdadi F. // *International Journal of Impact Engineering*. 1997. Vol. 20. P. 663.
63. DeLuca M., Munsat T., Thomas E., Sternovsky Z. // *Planetary and Space Science*. 2018. Vol. 156. P. 111.
64. Thomas E., Horányi M., Janches D., Munsat T., Simolka J., Sternovsky Z. // *Geophysical Research Letters*. 2016. Vol. 43. No. 8. P. 3645.
65. Collette A., Grün E., Malaspina D., Sternovsky Z. // *Journal of Geophysical Research: Space Physics*. 2014. Vol. 119. No. 8. P. 6019.
66. Willis M. J., Burchell M. J., Cole M. J., McDonnell J. A. M. // *Planet. Space Sci.* 2004. Vol. 52. No. 8. P. 711.
67. Goel A., Lee N., Close S. // *International Journal of Impact Engineering*. 2015. Vol. 84. No. 2509. P. 54.
68. 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.
69. Burchell M. J., Cole M. J., Ratcliff P. R. // *Icarus*. 1996. Vol. 122. No. 2. P. 359.
70. Eichhorn G. // *Planetary and Space Science*. 1975. Vol. 23. No. 11. P. 1519.
71. Eichhorn G. // *Planetary and Space Science*. 1976. Vol. 24. No. 8. P. 771.
72. Semkin N. D., Telegin A. M. // *Instruments and Experimental Techniques*. 2017. Vol. 60. No. 1. P. 126.

73. Fletcher A., Close S. / Proceedings of the 30th URSI General Assembly and Scientific Symposium (Istanbul, 2011).
74. Baird J. K., Hough G. R., King T. R. // International Journal of Impact Engineering. 1997. Vol. 19. No. 3. P. 273.
75. Verreault J., Daya J. P. R., Halswijk W. H. C., Loiseaub J., Huneault J., Higgins A. J., Devir A. D. // Procedia Engineering. 2015. Vol. 103. P. 618.
76. Lawrence R. J., Reinhart W. D., Chhabildas L. C., Thornhill T. F. // International Journal of Impact Engineering. 2006. Vol. 33. No. 1–12. P. 353.
77. Serna P. J. Data Report of Hypervelocity Micro-Particle Impact Light Flash Data and MOS Impact Detector Output. – New Mexico: Phillips Laboratory, 1995.
78. Tsembelis K., Burchell M. J., Cole M. J., Margaritis N. // International Journal of Impact Engineering. 2008. Vol. 35. No. 11. P. 1368.
79. Maki K., Soma E., Takano T., Fujiwara A., Yamori A. // Journal of Applied Physics. 2005. Vol. 97. No. 10. P. 104911.
80. Kelley M. C., Pancoast S., Close S., Wang Zh. // Advances in Space Research. 2012. Vol. 49. No. 6. P. 1029.
81. Lesceux J. M., Lemaire J., Meyer-Vernet N. // Planetary and Space Science. 1989. Vol. 37. No. 10. P. 1291.
82. Rudolph M. // Procedia Engineering. 2013. Vol. 58. P. 409.
83. Close S., Colestock P., Cox L., Kelley M., Lee N. // Journal of geophysical research: space physics. 2010. Vol. 115. No. 12. P. A12328.
84. Kobusch M., Sarge S., Bunte K. D., Fichna T., Hagedorn D., Jäger F., Meeß R. // Thermochimica Acta. 2009. Vol. 492. No. 1–2. P. 89.
85. Зельдович Я. Б., Райзер Ю. П. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. – М.: Наука, 1966.
86. Фортвов В. Е., Храпак А. Г., Якубов И. Т. Физика неидеальной плазмы. Учебное пособие. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004.
87. Телегин А. М., Калаев М. П., Семкин Н. Д. // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королева (национального исследовательского университета). 2011. Т. 7. № 31. С. 97.
88. Semkin N. D., Telegin A. M. // Inorganic Materials: Applied Research. 2011. Vol. 2. No. 5. P. 419.
89. Семкин Н. Д., Воронов К. Е. // ЖТФ. 1998. Т. 68. № 8. С. 63.
90. Hamilton J., Liou J. C., Anz-meador Ph., Corsaro R., Giovane F., Matney M., Christiansen E. / Proceedings of 7th European Conference on Space Debris (Darmstadt, 2017). Vol. 7. No. 1.

PACS: 87.65.+y, 96.50.Pw

Physical effects applied to micrometeoroids and space debris particles parameters sensors design (a review)

K. E. Voronov, A. M. Telegin, A. V. Piyakov, and D. M. Ryazanov

Samara University
34a Moskovskoye shosse, Samara, 443086, Russia

Received November 25, 2019

The article discusses the physical effects observed during high-speed interaction of microparticles with the target surface. Mathematical formulas for describing these effects and recommendations for their use in sensors of space debris and micrometeoroids are given.

Keywords: micrometeoroids, high-speed impact, space debris, sensor, ions.

REFERENCES

1. G. G. Raykunov, *Space debris. In 2 volumes. Vol. 1. Survey methods and space debris models* (Fizmatlit, Moscow, 2014) [in Russian].
2. L. S. Novikov, D. G. Baranov, Y. F. Gagarin, V. A. Dergachev, M. S. Samokhina, and E. N. Voronina, *Adv. Space Res.* **59** (12), 3003 (2017).
3. A. M. Telegin, *Aviakosmicheskoe priborostroenie* **1**, 32 (2016).
4. A. I. Belous, V. A. Solodukha, and S. V. Shvedov, *Spacecraft electronic equipment. In 2 vol.* (Tekhnosfera, Moscow, 2015) [in Russian].
5. S. S. Veniaminov and A. M. Chervonov, *Threats of space debris to mankind* (IKI RAN, Moscow, 2012) [in Russian].
6. A. V. Ogolev and S. V. Morozov, in *Proceeding of All Russian conference "Kosmicheskii musor: fundamen-*

- tal'nye i prakticheskie aspekty ugrozy" (Moscow, 2019), p. 41.
7. L. S. Novikov, *An introduction to the space environment ecology*. (Universitetskaya kniga, Moscow 2006) [in Russian].
 8. G. Drolshagen, *Adv. Space Res.* **41** (7), 1123 (2008).
 9. L. S. Novikov, *Natural and artificial space debris and theirs effects on spacecraft* (Universitetskaya kniga, Moscow, 2009) [in Russian].
 10. E. Grün, H. A. Zook, H. Fechtig, and R. H. Giese, *Icarus*. **62**, 244 (1985).
 11. N. Divine, *J. Geophys. Res.-Planet.* **98** (E9), 17029 (1993).
 12. P. Staubach, E. Grün, and R. Jehn, *Adv. Space Res.* **19** (2), 301 (1996).
 13. D. J. Kessler, *Space Station Program Natural Environment Definition for Design, International Space Station Alpha* In: NASA SSP 30425, Revision B. Huston, 1994.
 14. V. Dikarev, E. Grün, J. Baggaley, D. Galligan, M. Landgraf, and R. Jehn, *Adv. Space Res.* **35** (7), 1282 (2005).
 15. J. Jones, *Meteoroid engineering model-final report*. NASA/MSFC internal report SEE/CR-2004-400 (MSFC, Alabama, 2004).
 16. A. I. Nazarenko, *Space debris modeling* (IKI RAN, Moscow, 2013) [in Russian].
 17. ISO 14200:2012, *Space systems and operations - Space environment (natural and artificial) — Guide to process-based implementation of meteoroid and debris environmental models (orbital altitudes below GEO + 2 000 km)*.
 18. W. Bauera, O. Romberg, C. Wiedemann, G. Drolshagen, and P. Vörsmann, *Adv. Space Res.* **54** (9), 1858 (2014).
 19. M. Sykes, E. Grün, W. Reach, and P. Jenniskens, *The interplanetary dust complex and comets* In *Comets II*, M. C. Festou, H. U. Keller, H. A. Weaver eds. (Univ Arizona Press, 2004).
 20. M. Katayma, A. Takeba, S. Toda, and S. Kibe, in *Proc. of the 2nd Europ. Conf. on Space Debris* (ESA SP-393. Darmstadt, 1997), p. 411.
 21. S. I. Anisimov, B. M. Kovtunenkov, P. C. Kremnev, Yu. A. Osinyan, R. Z. Sagdeev, B. E. Fortov, and A. E. Sheyndlin, *Uspekhi mekhaniki* **9** (3), 3 (1986).
 22. Sh. T. Lai and E. Murad, *J. Spacecraft Rockets* **39** (1), 106 (2002).
 23. M. Horányi, *Annu. Rev. Astron. Astr.* **34**, 383 (1996).
 24. N. D. Semkin, K. E. Voronov, A. V. Piyakov, and I. V. Piyakov, *Instrum. Exp. Tech.* **52** (4), 595 (2009).
 25. N. D. Semkin, A. V. Piyakov, K. E. Voronov, N. L. Bogoyavlenskii, and D. V. Goryunov, *Instrum. Exp. Tech.* **50** (2), 275 (2007).
 26. S. Auer S., E. Grün, S. Kempf, R. Srama, A. Srowig, Z. Sternovsky, and V. Tschernjawski, *Rev. Sci. Instrum.* **79**, 084501 (2008).
 27. J. Xie, Z. Sternovsky, S. Auerd, K. Drake, E. Grün, M. Horányi, H. Le, and R. Srama, *Planet. Space Sci.* **89**, 63 (2013).
 28. S. Auer, *Opt. Acta* **29** (10), 1421 (1982).
 29. S. Auer, E. Grün, R. Srama, S. Kempf, and R. Auera, *Planet. Space Sci.* **50** (7–8), 773 (2002).
 30. N. D. Semkin, K. E. Voronov, and L. S. Novikov, *Detection of dust and gases particles under laboratory and space environmental conditions* (Samarskiy gosudarstvennyy aerokosmicheskiy universitet, Samara, 2005) [in Russian].
 31. G. M. Gershteyn, *Fields modeling by the electrostatic induction method* (Nauka, Moscow, 1970) [in Russian].
 32. W. Shockley, *J. Appl. Phys.* **9**, 635 (1938).
 33. Ya. N. Feld, *Doklady Akademii Nauk SSSR* **93** (3), 447 (1953).
 34. A. M. Telegin and A. V. Piyakov, *Instrum. Exp. Tech.* **60** (6), 875 (2017).
 35. A. M. Telegin, *Usp. Prikl. Fiz.* **4** (6), 618 (2016).
 36. Y. Li, S. Kempf, J. Simolka, H. Strack, E. Grün, and R. Srama, *Adv. Space Res.* **59** (6), 1636 (2017).
 37. V. N. Mineev and A. G. Ivanov, *Sov. Phys. Usp.* **19**, 400 (1976).
 38. J. E. Caffyn and T. L. Goodfellow, *Philos. Mag.* **7** (80), 1257 (1962).
 39. D. B. Fischbach and A. S. Nowick, *J. Phys. Chem. Solids*. **5** (4), 302 (1958).
 40. A. Urusovskaya, *Sov. Phys. Usp.* **11**, 631 (1969).
 41. V. I. Derzhiev, F. Liebig, G. I. Ramendik, and Yu. V. Vasyuta, *Sov. phys. Tech. Phys.* **26** (4), 428 (1981).
 42. G. Neukum, *Untersuchungen des projektilmaterials in mikrokratern. Diplomarbeit* (Universität Heidelberg, 1969).
 43. *High-velocity impact phenomena*, V. N. Nikolaevskiy ed. (Mir, Moscow, 1973) [in Russian].
 44. L. V. Leontev, A. V. Tarasov, and I. A. Tereshkin, *Kosm. Issled.* **5** (9), 796 (1971).
 45. A. Ya. Sagomonyan, *Penetratioin* (MGU, Moscow, 1974) [in Russian].
 46. K. R. Housen and R. M. Schmidt, *J. Geophysical Res.* **88** (B3), 2485 (1983).
 47. M. Kobayashi, H. Shibata, K. Nogami, M. Fujii, T. Miyachi, H. Ohashi, S. Sasaki, T. Iwai, M. Hattori, H. Kimura, T. Hirai, S. Takechi, and H. Yano, in *Proc. of the International Workshop on Instrumentation for Planetary Missions*, (Greenbelt, Maryland, 2012) [Online]. Available: https://www.lpi.usra.edu/lpi/contribution_docs/LPI-001683.pdf
 48. K. Nogami, M. Fujii, H. Ohashi, T. Miyachi, S. Sasaki, S. Hasegawa, H. Yano, H. Shibata, T. Iwai, S. Minami, S. Takechi, E. Grün, and R. Srama, *Planet. Space Sci.* **58** (1–2), 108 (2010).
 49. H. Mochizuki, T. Hirai, R. Jitsukawa, M. Fujii, S. Hasegawa, E. Ishioka, H. Nakano, T. Yanagisawa, K. Arai, and H. Yano, in *Proc. of the 12th Low-Cost Planetary Missions Conference*, (Pasadena, 2017) [Online]. Available: <http://www.lcpm12.org/wp-content/uploads/2017/08/1735-1755-Mochizuki.pdf>.
 50. Y. Ju, Q. Zhang, D. Zhang, R. Long, L. Chen, F. Huang, and Z. Gong, *Phys. Plasmas* **21**, 092112 (2014).
 51. J. F. Friichtenicht and J. C. Slattery, *Ionisation associated with hypervelocity impact. NASA technical note NASA TN D-2091* (Space Technology Laboratories, California, 1963).
 52. R. Senger, *Data Handling and Evaluation for Autonomous Experiments in Interplanetary missions. Dok-*

tor Ingenieurs genehmigten Dissertation (Technische Universität München, 2007).

53. N. McBride and J. A. M. McDonnell, *Planet. Space Sci.* **47** (8–9), 1005 (1999).

54. H. J. Hoffmann, *Entwicklung eines Detektors zur Massen und Geschwindigkeitsanalyse von kosmischen Staubteilchen. Thesis* (Universität Heidelberg, 1971).

55. H. Dietzel, G. Neukum, and P. Rauser, *J. Geophys. Res.* **77** (8), 1375 (1972).

56. H. Svedhem and A. Pedersen, In *Hypervelocity Impacts in Space*, J. A. M. McDonnell ed. (University of Kent at Canterbury, 1992).

57. B. K. Dalmann, E. Grün, J. Kissel, and H. Dietzel, *Planet. Space Sci.* **25** (2), 135 (1977).

58. N. D. Semkin, R. A. Pomelnikov, and A. M. Telegin, *Tech. Phys.* **59** (5), 663 (2014).

59. T. Harano, Y. Machida, S. Fukushige, T. Koura, S. Hosoda, M. Cho, and Y. Akahoshi, *Int. J. Impact Eng.* **33** (1–12), 326 (2006).

60. A. B. Nadiradze, M. P. Kalaev, and N. D. Semkin, *Cosmic Res.* **54** (5), 366 (2016).

61. D. A. Crawford and P. H. Schultz, *Int. J. Impact Eng.* **14** (1–4), 205 (1993).

62. P. R. Ratcliff, M. J. Burchell, M. J. Cole, T. W. Murphy, and F. Allahdadi, *Int. J. Impact Eng.* **20**, 663 (1997).

63. M. DeLuca, T. Munsat, E. Thomas, and Z. Sternovsky, *Planet. Space Sci.* **156**, 111 (2018).

64. E. Thomas, M. Horányi, D. Janches, T. Munsat, J. Simolka, and Z. Sternovsky, *Geophys. Res. Lett.* **43** (8), 3645 (2016).

65. A. Collette, E. Grün, D. Malaspina, and Z. Sternovsky, *J. Geophysical Res.–Space* **119** (8), 6019 (2014).

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

67. A. Goel, N. Lee, and S. Close, *Int. J. Impact Eng.* **84** (2509), 54 (2015).

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

69. M. J. Burchell, M. J. Cole, and P. R. Ratcliff, *Icarus* **122** (2), 359 (1996).

70. G. Eichhorn, *Planet. Space Sci.* **23** (11), 1519 (1975).

71. G. Eichhorn, *Planet. Space Sci.* **24** (8), 771 (1976).

72. N. D. Semkin and A. M. Telegin, *Instrum. Exp. Tech.* **60** (1), 126 (2017).

73. A. Fletcher and S. Close, in *Proc. of the 30th URSI General Assembly and Scientific Symposium* (Istanbul, 2011).

74. J. K. Baird, G. R. Hough, and T. R. King, *Int. J. Impact Eng.* **19** (3), 273 (1997).

75. J. Verreault, J. P. R. Daya, W. H. C. Halswijkstra, J. Loiseaub, J. Huneault, A. J. Higgins, and A. D. Devir, *Procedia Engineer.* **103**, 618 (2015).

76. R. J. Lawrence, W. D. Reinhart, L. C. Chhabildas, and T. F. Thornhill, *Int. J. Impact Eng.* **33** (1–12), 353 (2006).

77. P. J. Serna, *Data Report of Hypervelocity Micro-Particle Impact Light Flash Data and MOS Impact Detector Output* (Phillips Laboratory, New Mexico, 1995).

78. K. Tsembeles, M. J. Burchell, M. J. Cole, and N. Margaritis, *Int. J. Impact Eng.* **35** (11), 1368 (2008).

79. K. Maki, E. Soma, T. Takano, A. Fujiwara, and A. Yamori, *J. Appl. Phys.* **97** (10), 104911 (2005).

80. M. C. Kelley, S. Pancoast, S. Close, and Zh. Wang, *Adv. Space Res.* **49** (6), 1029 (2012).

81. J. M. Lesceux, J. Lemaire, and N. Meyer-Vernet, *Planet. Space Sci.* **37** (10), 1291 (1989).

82. M. Rudolph, *Procedia Engineer.* **58**, 409 (2013).

83. S. Close, P. Colestock, L. Cox, M. Kelley, and N. Lee, *J. Geophysical Res.–Space* **115** (12), A12328 (2010).

84. M. Kobusch, S. Sarge, K. D. Bunte, T. Fichna, D. Hagedorn, F. Jäger, and R. Meeß, *Thermochim. Acta* **492** (1–2), 89 (2009).

85. Ya. B. Zeldovich, Yu. P. Rayzer, *Physics of Shock Waves and High-temperature Hydrodynamic Phenomena* (Nauka, Moscow, 1966) [in Russian].

86. V. E. Fortov, A. G. Khrapak, and I. T. Yakubov, *The Physics of Non-ideal Plasma* (Fizmatlit, Moscow, 2004) [in Russian].

87. A. M. Telegin, M. P. Kalaev, and N. D. Semkin, *Vestnik Sam. gos. aerokosm. univer. im. akadem. S. P. Koroleva* **7** (31), 97 (2011).

88. N. D. Semkin and A. M. Telegin, *Inorg. Mater. Appl. Res.* **2** (5), 419 (2011).

89. N. D. Semkin and K. E. Voronov, *Zhurnal tekhnicheskoy fiziki*, **68** (8), 63 (1998).

90. J. Hamilton, J. C. Liou, Ph. Anz-meador, R. Corsaro, F. Giovane, M. Matney, and E. Christiansen, in *Proc. of the 7th European Conference on Space Debris* (Darmstadt, 2017).