

Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова

Научно-исследовательский институт ядерной физики
имени Д.В. Скобельцына

Л.С. Новиков

ВОЗДЕЙСТВИЕ ТВЕРДЫХ ЧАСТИЦ ЕСТЕСТВЕННОГО
И ИСКУССТВЕННОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ
НА КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

Москва
Университетская книга
2009

ББК 539

УДК 22.38я73

Н73

Новиков Л.С.

Воздействие твердых частиц естественного и искусственного происхождения на космические аппараты. Учебное пособие. – М.: Университетская книга, 2009. – 104 с.: табл., ил.

ISBN 978-5-91304-104-3

Пособие освещает современное состояние и перспективы исследований воздействия метеорной материи и твердых тел искусственного происхождения («космического мусора») на космические аппараты. В пособии приводятся сведения о метеорной материи и космическом мусоре в околоземном пространстве, описаны модели и стандарты, используемые для определения параметров потоков тел естественного и искусственного происхождения, рассмотрены физические явления, возникающие при высокоскоростном ударе, описаны методы и технические средства лабораторного моделирования высокоскоростных соударений и изучения их в космических экспериментах, рассмотрены методы защиты космических аппаратов.

Данное пособие представляет собой переработанное и дополненное пособие автора по данной тематике «Высокоскоростные соударения в космосе», изданное в 2003 г.

В предлагаемое пособие включены новые данные по рассматриваемой проблеме, появившиеся за прошедшие 6 лет, а также данные о воздействии метеорных частиц, вторичных частиц лунного грунта и пылевых потоков, представляющих значительную опасность для аппаратов, функционирующих на окололунных орбитах, и будущих сооружений на поверхности Луны.

Пособие предназначено для студентов и аспирантов высших учебных заведений, а также для использования при переподготовке кадров по новым перспективным направлениям науки и техники.

ISBN 978-5-91304-104-3

© Новиков Л.С., 2009

© НИИЯФ МГУ, 2009

© Обложка. Издательство
«КДУ», 2009

СОДЕРЖАНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	5
1. МЕТЕОРНАЯ МАТЕРИЯ И ОБЪЕКТЫ ИСКУССТВЕННОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ	8
1.1. Общие сведения о метеорных и техногенных телах	8
1.2. Вероятность столкновения космических аппаратов с техногенными объектами	17
1.3. Модели и стандарты потоков твердых частиц в космическом пространстве	22
1.4. Характеристики потоков твердых частиц в окрестности Луны	28
1.5. Методы исследования метеорной материи и космического мусора	32
2. МЕТОДЫ УСКОРЕНИЯ ТВЕРДЫХ ЧАСТИЦ.	37
2.1. Основные типы ускорителей твердых частиц	37
2.2. Электростатический метод ускорения твердых частиц	41
2.3. Испытательные стенды на базе баллистических газовых установок	48
2.4. Ускорение металлических частиц лазерным излучением	50
2.4. Пример построения лабораторной измерительной установки	52
3. ФИЗИЧЕСКИЕ ЯВЛЕНИЯ ПРИ ВЫСОКОСКОРОСТНОМ УДАРЕ.	55
3.1. Преобразование энергии и состояние вещества в области соударения твердых тел	55
3.2. Образование кратеров в мишени	60
3.3. Эмиссия заряженных частиц и электромагнитное излучение из области высокоскоростного удара	68
3.4. Инициирование ударами твердых микрочастиц электрических разрядов в вакууме и в диэлектриках	73
	3

4. ПРИБОРЫ ДЛЯ РЕГИСТРАЦИИ И ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ БЫСТРЫХ МИКРОЧАСТИЦ	78
4.1. Детекторы твердых микрочастиц	78
4.2. Приборы для измерений в космосе	82
5. МЕТОДЫ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ МЕТЕОРНЫХ И ТЕХНОГЕННЫХ ТЕЛ	88
5.1. Применение защитных экранов	88
5.2. Активные методы предотвращения столкновений и меры организационно-правового характера	96
5.3. Специфика защиты лунных аппаратов	98
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	101
РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА	103

ВВЕДЕНИЕ

Столкновения космических аппаратов (КА) с твердыми телами естественного и искусственного происхождения относятся к числу важнейших факторов, вызывающих повреждения и разрушения КА. На начальных этапах космической деятельности рассматривалась только возможность столкновения КА с телами, входящими в состав метеорной материи: от мелких пылинок до тел с поперечными размерами в десятки метров. Однако уже к концу 1970-х гг. стало очевидно, что в результате широкомасштабной космической деятельности околоземное космическое пространство (ОКП) оказалось засоренным большим количеством объектов искусственного происхождения, не выполняющих полезных функций (прекратившие активное функционирование КА, последние ступени ракет-носителей, фрагменты разрушившихся КА и т. п.). Для обозначения совокупности таких объектов в научной литературе утвердился термин *космический мусор* (англоязычный эквивалент термина – *space debris*). Общая масса космического мусора в ОКП оценивается в 3500–4000 тонн.

Скорости соударения КА с метеорными телами и с объектами, входящими в состав космического мусора, лежат в диапазоне $\sim 1\text{--}50 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$. При таких скоростях соударения происходит интенсивное энерговыделение в ограниченном объеме вещества, сопровождающееся формированием ударных волн с последующими механическими разрушениями, плавлением, испарением и термической ионизацией образующихся паров.

Твердые частицы с поперечными размерами менее 1 мм можно рассматривать как постоянно воздействующий на КА фактор, характеризующий плотностью их потока. Для более крупных тел обычно вычисляется вероятность их столкновения с КА или с

отдельными фрагментами конструкции за некоторый временной интервал. Космический мусор представляет опасность прежде всего для самих КА. Его постепенное накопление в ОКП привело к тому, что в настоящее время на низких околоземных орбитах, в частности на орбите полета Международной космической станции (МКС), высота которой составляет около 400 км, вероятность столкновений КА с осколками и мелкими частицами искусственного происхождения выше, нежели с естественными телами и частицами тех же размеров.

Дальнейшее накопление техногенных объектов на околоземных орбитах очень опасно тем, что после достижения некоторого критического уровня может начаться лавинообразный рост их числа вследствие фрагментации при взаимных столкновениях. Это делает через какое-то время деятельность в космосе практически невозможной. Оценки условий, сроков начала и скорости такого процесса сильно расходятся, однако необходимость безотлагательного принятия технических и организационных мер по ограничению засорения ОКП не вызывает сомнений у специалистов.

При указанных выше скоростях удара частицы с поперечными размерами более 0,5–1 см могут создавать сквозные пробоины в стенках КА и приводить к катастрофическим разрушениям. Удары о поверхность КА мелких частиц вызывают образование на поверхности кратеров и царапин, а при большом количестве ударов – заметную эрозию поверхности. В наибольшей степени страдают от ударов мелких частиц различные оптические элементы: иллюминаторы, линзы, защитные стекла, зеркала и т. д. Выбросы плазмы и световые вспышки, являющиеся следствием сильного разогрева вещества в зоне высокоскоростного удара, могут оказывать негативное воздействие на датчики научной аппаратуры и некоторые узлы электротехнического и радиотехнического оборудования КА.

Поэтому исследования явлений, возникающих при высокоскоростном соударении твердых тел, и разработка на основании результатов исследований методов защиты КА, а также методов регистрации и измерения параметров объектов, входящих в со-

став метеорной материи и космического мусора, являются весьма актуальными. Следует отметить, что начавшееся в последние годы изучение метеорных частиц с помощью приборов, устанавливаемых на КА, дает ценнейшую информацию об элементном составе частиц и пространственно-временных характеристиках их потоков, необходимую для решения фундаментальных проблем космофизики и космологии.

Исследования явлений, вызываемых высокоскоростным ударом, представляют и самостоятельный научный интерес, поскольку многие детали сопровождающих удар процессов плазмообразования, эмиссии электронов и ионов, возникновения световых вспышек, инициирования электрических разрядов и т. д. пока исследованы недостаточно. Кроме того, бомбардировка материалов потоками высокоскоростных частиц может иметь различные технологические приложения: нанесение покрытий, модификация поверхности, создание контактных площадок и другие.

В пособии приведены сведения о метеорной материи и космических объектах искусственного происхождения, описаны основные физические явления, возникающие при высокоскоростном ударе, рассмотрены методы ускорения твердых частиц в лабораторных условиях, а также методы регистрации частиц и измерения их параметров, используемые в лабораторных исследованиях и в космических экспериментах, описаны методы защиты КА от воздействия высокоскоростных частиц.

Более подробную информацию по перечисленным вопросам можно найти в рекомендуемой литературе, список которой приведен в конце пособия. В связи с актуальностью проблемы космического мусора, в последние годы под эгидой Европейского космического агентства (ESA) регулярно организуются международные конференции по этой проблеме, где обсуждаются новейшие результаты проводимых исследований. Некоторые из этих результатов приведены в настоящем пособии. При необходимости углубленного ознакомления с проблемой следует обратиться к изданным трудам указанных конференций, которые также включены в список литературы.

1. МЕТЕОРНАЯ МАТЕРИЯ И ОБЪЕКТЫ ИСКУССТВЕННОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

1.1. Общие сведения о метеорных и техногенных телах

К метеорным телам (их называют также *метеороидами*) относятся движущиеся в Солнечной системе тела с поперечными размерами от нескольких десятков метров до долей микрометра. Потоки метеорных тел движутся в основном по замкнутым эллиптическим орбитам вокруг Солнца, при этом их средняя скорость в окрестности Земли составляет около $42 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$. Поскольку скорость орбитального движения Земли близка к $30 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$, скорости метеорных тел относительно Земли лежат в интервале от 12 до $72 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$, в зависимости от направления прихода. При определении скорости столкновения КА с метеорным телом необходимо принимать во внимание также собственную орбитальную скорость КА ($\sim 8 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$) и угол между векторами скорости сталкивающихся объектов. С учетом распределения метеорных тел по скоростям и данных об их пространственном распределении в окрестности Земли рекомендовано использовать при оценке

опасности столкновения КА с метеорными телами среднее значение относительной скорости $20 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$.

Количество и соответственно плотность потока метеорных тел быстро убывают с ростом их размеров и массы. Обобщенные результаты ряда космических экспериментов, характеризующие эту зависимость, приведены на рис. 1.1, где по оси ординат отложено количество частиц в 1 м^3 , а по оси абсцисс – диаметр частиц. Аналогичные данные для более мелких метеорных частиц представлены на рис. 1.2. В отличие от предыдущего рисунка, здесь показана зависимость плотности потока частиц из полусферы от их массы. Для сопоставления двух групп данных на нижней горизонтальной шкале рис. 1.2 указан также диаметр частиц.

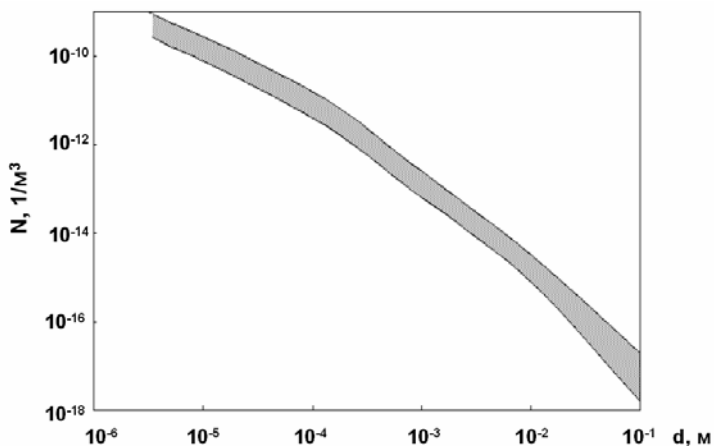


Рис. 1.1. Зависимость количества метеорных тел от их диаметра

Частицы с поперечными размерами менее 1 мм принято называть *микрометеорными* частицами. Для оценочных расчетов можно принимать среднее значение плотности потока микрометеорных частиц в межпланетном пространстве $10^{-3} - 10^{-5} \text{ м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$. Следует отметить, что частицы размером менее 1 мкм достаточно эффективно удаляются из Солнечной системы за счет давления света.

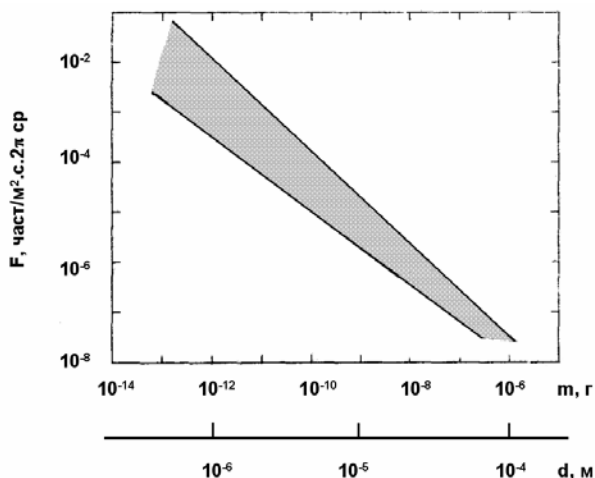


Рис. 1.2. Зависимость плотности потока метеорных частиц от их массы

Существует еще один механизм удаления мелких частиц – постепенное сокращение их эллиптических орбит, приводящее к поглощению частиц Солнцем (эффект Пойнтинга–Робертсона). За счет действия двух указанных факторов в межпланетном пространстве рост потока микрометеорных частиц при $d < 1$ мкм замедляется. Это, однако, не относится к околоземному пространству, где имеются дополнительные источники мелких частиц, рассматриваемые далее.

Различают каменные метеороиды, плотность вещества которых близка к 3 г·см^{-3} , и железные с плотностью $\sim 7,8 \text{ г·см}^{-3}$. В некоторых классификациях вводят также метеороиды с промежуточными значениями плотности. По некоторым данным существуют метеорные тела с низкой плотностью $\sim 0,4 \text{ г·см}^{-3}$. Для микрометеорных частиц в оценочных расчетах рекомендовано принимать значение плотности 1 г·см^{-3} .

При входе в атмосферу Земли большая часть метеорных тел сгорает в интервале высот $\sim 60\text{--}110$ км, образуя светящийся след, который называют *метеором*. Очень яркие метеоры носят название *болидов*. Остатки метеорных тел, достигающие поверхности

Земли, называют *метеоритами*. Частицы микронных размеров могут не сгорать полностью при торможении в верхней атмосфере Земли. В результате такие частицы некоторое время пребывают в атмосфере, постепенно оседая на земную поверхность.

Луна, в отличие от Земли, не имеет атмосферы, поэтому метеорные тела беспрепятственно бомбардируют ее поверхность. При ударах метеорных частиц о поверхность Луны возникают вторичные частицы – осколки лунного грунта, разлетающиеся по баллистическим траекториям. Поэтому концентрация вторичных частиц в окрестности Луны превышает концентрацию первичных метеороидов. Основная масса осколков лунного грунта имеет скорость меньше $1 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$.

На поверхности Луны существует также пыль в нашем обычном понимании, представляющая собой мелкие частицы лунного грунта – *реголита*. Вопрос о толщине слоя лунной пыли вызывал много споров до тех пор, пока 31 января 1966 г. не была осуществлена мягкая посадка советской автоматической станции «Луна-9» на лунную поверхность. Выяснилось, что толстого слоя пыли, в котором, как предполагалось, станция могла бы даже утонуть, на поверхности Луны нет. Тем не менее имеющаяся на лунной поверхности пыль создает определенные проблемы для конструкторов лунных аппаратов. Пылинки, оседая на поверхности материалов и элементов аппаратуры, загрязняют их. Этому способствует наличие у пылинок электрического заряда. Электростатические силы удерживают пылинки на поверхности материала, а также оказывают влияние на их перемещение. В связи с разрабатываемыми в настоящее время в разных странах проектами создания на Луне долговременных обитаемых баз, строительство которых предполагается осуществить в 2025–2035 гг., вопросы влияния лунной пыли на материалы и элементы оборудования будут подробнее рассмотрены отдельно.

На Марсе наблюдаются пылевые бури, во время которых поднимаются с поверхности и переносятся частицы грунта размером 1–10 мкм. Скорость частиц достигает $100\text{--}150 \text{ м} \cdot \text{с}^{-1}$, а плотность потока переносимой массы вещества $10^{-5} \text{ кг} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$.

В некоторых уникальных космических экспериментах приходится встречаться с существенно иными условиями бомбардировки поверхности КА твердыми частицами. Например, при проведении в 1986 г. международного эксперимента по исследованию кометы Галлея созданные в нашей стране космические станции «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2» прошли через газопылевую оболочку ядра кометы на расстояниях 8–9 тыс. км от него. При этом скорость станций относительно кометы, т. е. скорость соударений с пылевыми частицами, была близка к $80 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$, а плотность потока частиц достигала $10^2\text{--}10^3 \text{ м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1}$. Следует, правда, отметить, что такая бомбардировка продолжалась лишь несколько минут, потребовавшихся для пересечения газопылевой оболочки ядра.

Переходя к рассмотрению космического мусора, отметим, что общая закономерность распределения по размерам искусственных космических объектов сходна с аналогичной закономерностью для метеорных тел – с ростом размеров объектов их количество убывает.

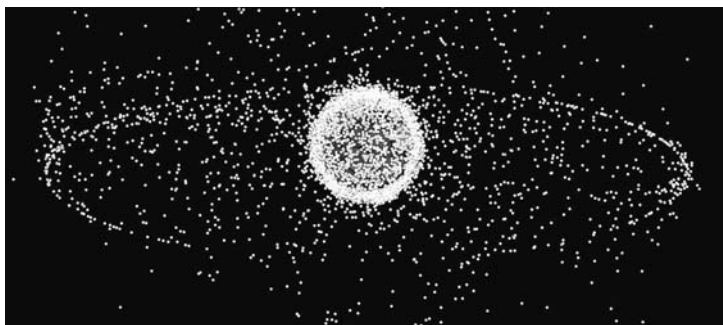


Рис.. 1.3. Техногенные объекты в околоземном пространстве

Число искусственных объектов с поперечными размерами более 5–10 см, находящихся на околоземных орбитах, к началу 2009 г. достигло 13 тысяч. Общая картина распределения техногенных объектов в ОКП представлена на рис. 1.3, где отчетливо видны зоны повышенного содержания техногенных объектов на низких околоземных орбитах и в области ГСО.

Из указанного количества техногенных космических объектов лишь 5–6% приходится на действующие КА, остальные же объекты представляют собой неработающие КА, последние ступени ракет-носителей, сбрасываемые защитные кожухи и т. п., а также фрагменты разрушившихся изделий (рис. 1.4). Динамика роста числа техногенных объектов разных видов показана на рис. 1.5.



Рис. 1.4. Состав техногенных объектов на низких околоземных орбитах

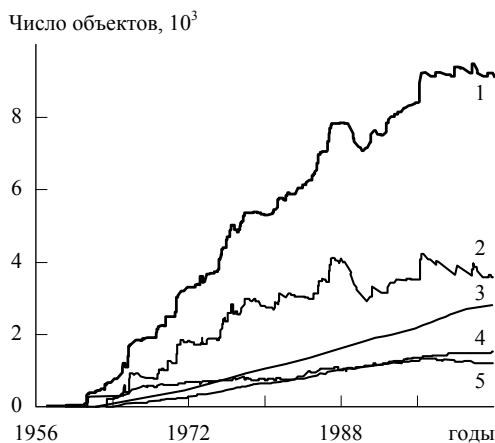


Рис. 1.5. Динамика изменения числа техногенных объектов в ОКП: 1 – общее количество; 2 – фрагменты разрушившихся объектов; 3 – КА; 4 – ступени ракет; 5 – операционные элементы

Техногенные объекты распределены в ОКП неравномерно (рис. 1.6): наибольшее их число сосредоточено в области низких околоземных орбит – на высотах вблизи 1000 км, далее с увели-

чением высоты их количество уменьшается, однако на высотах около 20000 км и в области геостационарной орбиты (ГСО), высота которой близка к 36000 км, наблюдаются резкие пики в высотном распределении техногенных тел. Но, как видно из рис. 1.6, в области ГСО максимальное значение плотности потока значительно ниже, чем на низких орбитах.

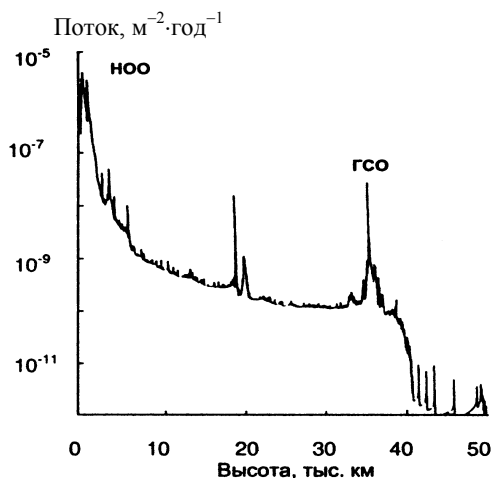


Рис. 1.6. Поток техногенных тел в ОКП на разных высотах

Приведенные на рис. 1.5 и 1.6 данные о количестве техногенных объектов в ОКП относятся к телам с поперечными размерами более ~10 см для низких орбит и более 75 см для ГСО, регулярно отслеживаемым с помощью наземных радиолокационных и оптических средств. Помимо этого, на околоземных орбитах присутствуют в значительном количестве более мелкие осколки, образующиеся при срабатывании различных пиротехнических устройств, при случайных или преднамеренных взрывах КА, а также при столкновениях техногенных объектов между собой или с метеорными телами. По имеющимся оценкам, число осколков с поперечными размерами 1–10 см в ОКП к настоящему времени достигло 200–250 тыс., а осколков с размерами 0,1–1 см – 80–100 млн. Возможности наблюдения таких осколков с помощью наземных средств пока весьма ограничены.

В процессе эксплуатации космической техники происходит также засорение околоземного пространства твердыми частицами малых размеров. Частицы диаметром $\sim 1\text{--}10$ мкм образуются в большом количестве при работе твердотопливных ракетных двигателей. Более крупные частицы (чешуйки красок, эмалей) отделяются от поверхности КА, подвергающейся воздействию разнообразных факторов космического пространства (вакуум, плазма, солнечное излучение, потоки электронов и ионов высоких энергий). Существуют и некоторые другие источники подобных частиц.

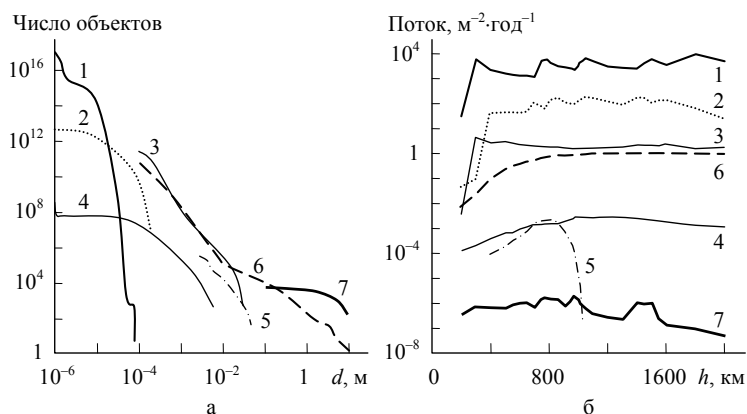


Рис. 1.7. Распределение по размерам суммарного числа техногенных объектов в области низких околоземных орбит (а) и зависимость плотности их потока от высоты (б): 1 – частицы Al_2O_3 , выбрасываемые при работе твердотопливных ракетных двигателей; 2 – чешуйки краски, отделяющиеся от поверхности КА; 3 – шлак, выбрасываемый твердотопливными ракетными двигателями после окончания горения; 4 – частицы, выбиваемые с поверхности КА ударами окружающих тел; 5 – капельки Na и K, образовавшиеся при разрушении КА с ядерным энергетическим источником; 6 – фрагменты разрушившихся космических объектов; 7 – каталогизированные объекты

За последние несколько лет получены новые экспериментальные данные, позволяющие достаточно точно охарактеризовать состав космического мусора. На рис. 1.7а представлено распределение по размерам техногенных объектов в области низких око-

лоземных орбит с указанием состава и происхождения этих объектов, а на рис. 1.7б показана зависимость плотности их потока от высоты.

Поскольку на околоземных орбитах все искусственные объекты движутся с близкими скоростями ($\sim 8 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$), скорости столкновения объектов могут лежать в диапазоне $\sim 0,1\text{--}16 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$ в зависимости от взаимной ориентации их орбит. Для моделирования и оценки опасности столкновений КА с телами, входящими в состав космического мусора, рекомендовано использовать значение средней относительной скорости $10 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$, при этом средняя плотность техногенных частиц принимается равной $4,0 \text{ г} \cdot \text{см}^{-3}$.

Столкновения техногенных объектов между собой являются одним из механизмов увеличения популяции космического мусора в ОКП. На рис. 1.8 приведены результаты расчета числа техногенных частиц разных размеров, образующихся за счет действия этого механизма в интервале высот 900–1100 км в течение года. Рисунок показывает, что при столкновениях образуются преимущественно мелкие частицы.

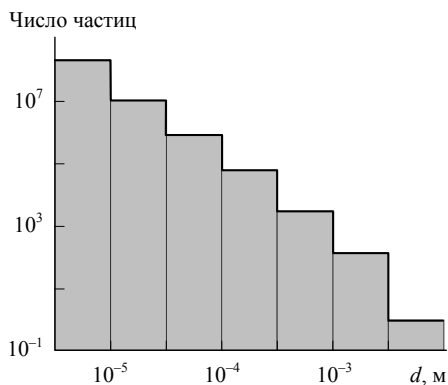


Рис. 1.8. Число частиц, образующихся за счет столкновений техногенных тел в интервале высот 900–1100 км в течение года

Усредненные данные о плотности потока техногенных частиц с поперечными размерами $10^{-6}\text{--}10^{-1} \text{ м}$, полученные в разных экспериментах для орбит с высотой около 500 км, представлены на

рис. 1.9 в сопоставлении с данными о плотности потока метеорных частиц. Рисунок показывает, что в области низких орбит плотность потока техногенных частиц с поперечными размерами менее 10 мкм и больше 1 мм значительно превышает плотность потока частиц естественного происхождения соответствующих размеров. Данные наблюдений последних лет свидетельствуют о сохранении тенденции увеличения числа техногенных объектов в ОКП.

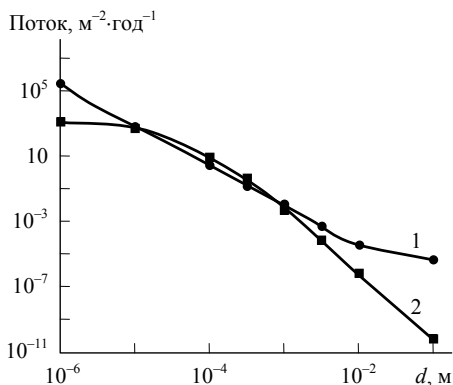


Рис. 1.9. Соотношение потоков техногенных объектов и метеороидов различных размеров в области низких околоземных орбит: 1 – космический мусор; 2 – метеороиды

1.2. Вероятность столкновения космических аппаратов с техногенными объектами

Приведенные выше данные о соотношении плотностей потока космических объектов естественного и искусственного происхождения свидетельствуют о том, что в области низких околоземных орбит опасность столкновений КА с крупными осколками и с субмиллиметровыми частицами искусственного происхождения уже сейчас выше, нежели опасность столкновений с естественными телами и частицами тех же размеров. В будущем следует

ожидать увеличения этой опасности. Поэтому в дальнейшем изложении основное внимание уделим оценке опасности столкновения КА именно с техногенными объектами.

По-видимому, первым надежно подтвержденным событием такого рода следует считать образование кратера диаметром 5 мм на лобовом стекле американского космического корабля *Challenger* (впоследствии трагически погибшего в результате взрыва при запуске) во время его второго полета в июне 1983 г. На основании выполненного после завершения этого полета элементарного анализа остатков вещества в кратере было установлено, что образовавшаяся кратер частица являлась крупинкой краски, отделившейся от какого-то другого КА. Размер частицы был оценен в 0,2 мм.

Столкновения крупногабаритных космических объектов еще маловероятны, но такие события уже известны. В июле 1996 г. фрагмент последней ступени ракеты *Ariane* повредил французский ИСЗ *Cerise*, высота орбиты которого составляла около 670 км, в январе 2005 г. на высоте 880 км произошло столкновение фрагментов двух ракет, запущенных в разные годы США и Китаем, а в феврале 2009 г. на высоте 805 км впервые столкнулись два ИСЗ: работавший в системе мобильной связи американский спутник *Iridium 33* массой 600 кг, запущенный в 1997 г., и российский спутник связи «Космос-2251» массой 900 кг, который к моменту столкновения не функционировал более 10 лет. Примечательно, что в последнем случае орбиты спутников пересеклись почти под прямым углом. В результате столкновения образовалось более 600 осколков размером около 1 см, разлетевшихся в интервале высот от 500 до 1300 км.

За время продолжавшегося более 15 лет полета станции «Мир» несколько раз происходили сближения с ней крупных искусственных тел на расстояние 1–3 км и даже 0,3 км. Подобные ситуации неоднократно возникали и на МКС. Для предотвращения столкновений приходится тщательно отслеживать орбиты опасных объектов и прогнозировать возможные изменения орбит, а в необходимых случаях – использовать маневры станции.

Вероятность столкновения КА с техногенными телами определяется, в первую очередь, плотностью их потока на орбите КА. Поэтому зависимость вероятности столкновения от высоты орбиты (рис. 1.10) носит такой же характер, как высотное распределение плотности потока техногенных тел.

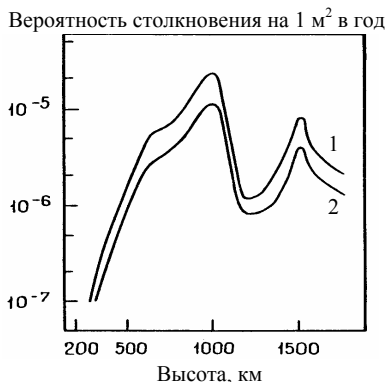


Рис. 1.10. Вероятность столкновения КА с крупным техногенным телом на круговых околоземных орбитах: 1 — полярная орбита; 2 — экваториальная орбита

Из рис. 1.10 видно, что вероятность столкновения зависит и от наклона орбиты: для полярной орбиты значение вероятности выше, нежели для экваториальной, что также объясняется соответствующим изменением плотности потока техногенных объектов. Данные, представленные на рис. 1.10, относятся к достаточно крупным объектам, вносимым в каталоги. Аналогичная зависимость наблюдается и для более мелких объектов. На рис. 1.11 показано нормализованное высотно-широтное распределение концентрации техногенных частиц размером 0,1–0,25 см, определяющее вероятность столкновений с такими частицами. Видно, что в широтной зависимости наблюдается ярко выраженный максимум при значениях $\lambda = 75\text{--}85^\circ$.

На рис. 1.12 приведены для орбиты МКС значения плотности потока техногенных тел в широком диапазоне значений их размеров. Эти данные включают все составляющие космического мусора, указанные на рис. 1.7.

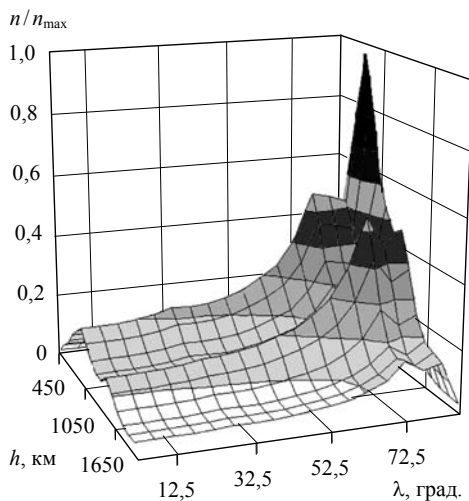


Рис. 1.11. Нормализованное распределение концентрации n частиц размером 0,1–0,25 см по высоте h и широте λ

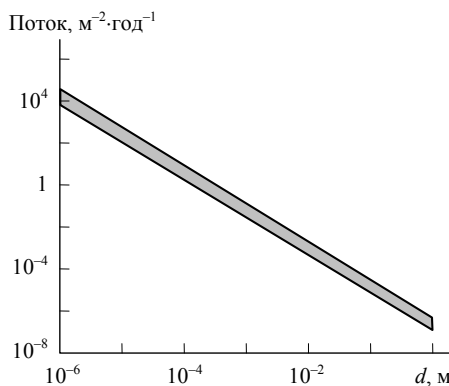


Рис. 1.12. Зависимость плотности потока техногенных тел от их диаметра на орбите МКС (высота 400 км, наклонение $51,6^\circ$)

Для крупногабаритных КА, подобных МКС, вероятность столкновения с осколком диаметром более 1 см, способным пробить оболочку станции, составляет с учетом общей площади поверхности $\sim 10^{-2} - 10^{-3}$ в течение одного года полета.

Такая вероятность столкновения считается высокой, поэтому в конструкциях орбитальных станций используются специальные многослойные защитные экраны. В противоположность этому, американский космический корабль *Space Shuttle*, который создавался в 1960-х – 1970-х годах, не был рассчитан на работу в условиях современного сильного засорения ОКП техногенными телами. В этой связи с декабря 1992 года была изменена ориентация корабля относительно вектора скорости при орбитальном полете с тем, чтобы хвостовая часть и кожухи двигателей защищали жизненно важные элементы корабля от возможных ударов.

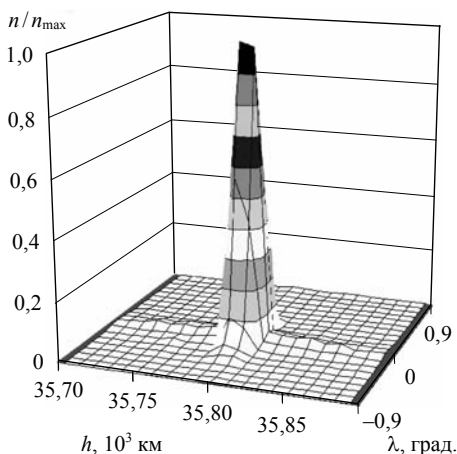


Рис. 1.13. Распределение концентрации n каталогизированных космических объектов диаметром более 75 см в области ГСО

Проблема столкновений стала к настоящему времени весьма острой и по отношению к геостационарным КА. Сейчас на ГСО насчитывается свыше 900 отслеживаемых объектов с поперечными размерами более 75 см, из них около 300 – функционирующие КА. Вероятность столкновений искусственных объектов на ГСО достаточно высока из-за того, что основная часть объектов сосредоточена в очень узкой кольцевой области на высотах 35786 ± 20 км с отклонением по широте от экваториальной плоскости, в которой лежит орбита, на $\pm 0,1^\circ$, что иллюстрируется рис. 1.13. Хотя средняя скорость столкновений объектов на ГСО

составляет лишь около $0,2 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$, такие столкновения приводят к разрушениям КА с образованием фрагментов разных размеров. Однако, в отличие от низких околоземных орбит, на ГСО концентрация осколков с поперечными размерами 0,5–1 см ниже по сравнению с концентрацией крупных объектов.

Первые данные о степени засоренности ГСО техногенными микрочастицами были получены в середине 1990-х гг. с помощью двух российских спутников серии «Горизонт», на которых устанавливались приборы, созданные специалистами НИИЯФ МГУ и Самарского государственного аэрокосмического университета имени С.П. Королева. Результаты проведенных измерений показали, что средняя плотность потока техногенных микрочастиц на ГСО не превышает плотность потока микрометеороидов.

1.3. Модели и стандарты потоков твердых частиц в космическом пространстве

Модели потоков твердых частиц, как и модели других составляющих космической среды (плазмы, потоков электронов и ионов высоких энергий и др.), представляют собой совокупность некоторых физических положений и математических средств, позволяющих описывать наиболее важные характеристики рассматриваемых составляющих и закономерности пространственно-временных вариаций этих характеристик. Применительно к потокам твердых частиц как естественного, так и искусственного происхождения модели должны описывать прежде всего распределение частиц по массам (размерам), зависимость плотности потока от высоты, изменения плотности потока на коротких и длительных временных интервалах.

С помощью моделей решаются различные научные и прикладные задачи. В первую очередь, на их основе рассчитываются рассматривавшиеся выше вероятности столкновения космических объектов. Второй важнейшей задачей модельных расчетов является прогнозирование изменения количества техногенных объек-

тов в разных областях ОКП. Для решения этой задачи в моделях задаются характеристики механизмов генерации и удаления техногенных объектов, а также закономерности изменения указанных механизмов. При решении прогностических задач часто требуется привлечение вспомогательных моделей, например, модели фрагментации космических тел при соударении, модели разлета осколков после их образования, модели торможения объектов в верхней атмосфере Земли и др.

Достаточно отработанные и апробированные модели обычно оформляют в виде официальных документов, которые тем не менее носят справочно-рекомендательный характер. В отличие от моделей, Государственные стандарты (ГОСТ) являются обязательными к применению при проведении расчетов, связанных с конструированием КА и анализом условий их эксплуатации.

В нашей стране принят ГОСТ, описывающий зависимость плотности потока метеорных тел от их масс. В стандарте заданы два диапазона масс метеорных тел и удалений их от поверхности Земли:

- ♦ массы тел $10^{-6} < m \leq 10^2$ г на удалении от поверхности Земли до 10^6 км;
- ♦ массы тел $10^{-9} \leq m \leq 10^{-6}$ г на удалении от 200 до 1000 км.

Для первого диапазона масс плотность потока метеорных тел F [$\text{м}^{-2} \cdot \text{с}^{-1} (4\pi \text{ср})^{-1}$] вычисляют по формуле:

$$\lg F = -13,4 - 1,2 \lg m.$$

Для второго диапазона масс формула имеет вид:

$$\lg F = -11,8 - 0,8 \lg m.$$

При решении задач, связанных с прогнозированием изменения количества техногенных объектов в ОКП, успешно используется разработанная в нашей стране модель, которая в международной практике известна как SDPA (*Space Debris Prediction and Analysis*).

За рубежом также создано несколько моделей, предназначенных для решения аналогичных задач. Под эгидой Европейского космического агентства разработана модель MASTER (*Meteoroid*

And Space debris Terrestrial Environment Reference model), включающая описание как метеорных тел, так и космического мусора. В США разработаны модели ORDEM (*Orbital Debris Engineering Model*) и EVOLVE. Первая, как следует из ее названия, предназначена для проведения инженерных расчетов и реализуется на персональных компьютерах средней производительности. Вторая модель используется преимущественно для составления долгосрочных прогнозов изменения (эволюции) степени засоренности ОКП космическим мусором и требует для ее реализации более высоких вычислительных мощностей.

Модели и стандарты основываются на экспериментальных данных о потоках метеорных тел и искусственных объектов в ОКП и обновляются по мере поступления дополнительных данных. Например, в модели MASTER учитываются все составляющие космического мусора, показанные на рис. 1.7.

На рис. 1.14 приведены результаты прогноза на ближайшие 50 лет, выполненного с помощью отечественной модели SDPA. На этом рисунке показано относительное изменение общего числа техногенных космических объектов размером более 1 см в области низких околоземных орбит.

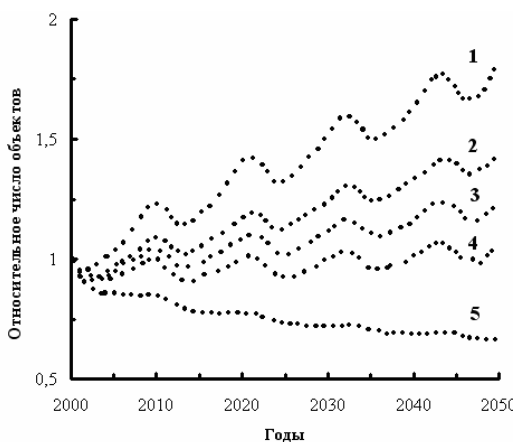


Рис. 1.14. Прогноз на 50 лет изменения числа техногенных объектов размером более 1 см в области низких околоземных орбит для разных сценариев космической деятельности

При моделировании рассматривались 5 различных сценариев космической деятельности:

- 1) интенсивность засорения ОКП будет оставаться на уровне предшествовавших 10 лет;
- 2) сценарий 1 плюс исключение образования при запусках сопутствующих фрагментов;
- 3) сценарий 1 плюс исключение взрывов космических объектов;
- 4) уменьшение в 2 раза числа запусков КА и связанных с запусками сопутствующих фрагментов;
- 5) одновременное применение мер, предусмотренных в сценариях 2–4.

Из рассмотрения рис. 1.14 видно, что при использовании сценариев 1–4 прогнозируется рост числа техногенных объектов в ОКП. Наблюдаемые периодические изменения числа объектов связаны с 11-летним циклом солнечной активности, который вызывает модуляцию средней плотности верхней атмосферы Земли и соответственно усиливает торможение космических объектов в периоды максимума солнечной активности, когда плотность верхней атмосферы возрастает. Отметим, что этот фактор оказывает заметное влияние на движение КА на высотах ниже 600 км. На орбитах с высотой более 800 км спутники могут существовать в течение нескольких десятков лет, а на орбитах, лежащих выше 1000 км, – в течение сотен лет.

Наиболее неблагоприятным является сценарий 1, в соответствии с которым к 2050 г. число техногенных объектов увеличится приблизительно в 1,8 раза. Различные способы ограничения образования новых техногенных объектов в ОКП, предусматриваемые в сценариях 2–4, не приводят к снижению общего количества техногенных объектов, хотя на основании представленных данных можно сделать важные заключения относительно эффективности различных ограничительных мер. Видно, что наиболее эффективным является исключение взрывов КА (сценарий 3).

Уменьшение общего количества техногенных объектов в области низких околоземных орбит может быть достигнуто лишь при одновременном применении указанных выше ограничитель-

ных мер (сценарий 5). При этом сценарии ожидаемое к 2050 г. снижение уровня загрязнения ОКП составит 25–30%.

Прогнозирование взаимных столкновений искусственных космических объектов также производится на основе различных сценариев развития космической деятельности. Интересно отметить, что годы трех указывавшихся выше столкновений крупных объектов – 1996, 2005 и 2009 – довольно хорошо согласуются с одним из прогнозов, сделанным еще в середине 1970-х гг.

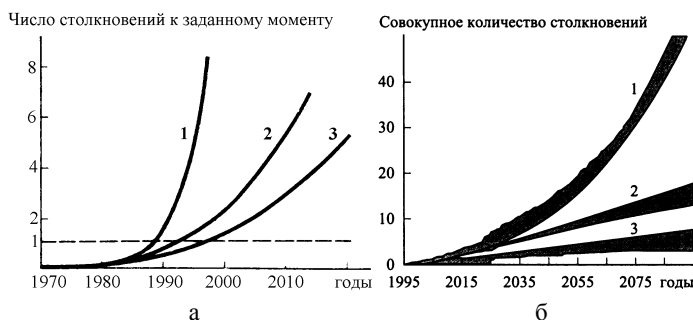


Рис. 1.15. Прогнозы числа столкновений крупных искусственных объектов при различных сценариях космической деятельности

На рис. 1.15а приведены результаты расчета числа столкновений крупных искусственных объектов к заданному моменту времени для трех вариантов предполагавшегося ежегодного прироста количества техногенных объектов на низких околоземных орбитах: 1 – на 13%; 2 – на 510 объектов; 3 – на 320 объектов. Такие варианты увеличения числа техногенных объектов в ОКП были выбраны на основании анализа их количества в разные периоды до 1976 г. Согласно этим данным, при наиболее быстром ежегодном приросте числа крупных объектов в ОКП (ежегодно на 13%) первое столкновение крупных техногенных тел прогнозировалось к 1989 г., а при наиболее медленном приросте (на 320 объектов в год) – к 1997 г., что приблизительно соответствует времени столкновения фрагмента ракеты *Ariane* с КА *Cerise* (июль 1996 г.). Данные о времени второго и третьего зарегистрированных столкновений (январь 2005 г. и февраль 2009 г.) также согласуются с этим прогнозом.

Из приведенного выше рис. 1.5 видно, что реально в период 1964–1988 гг. средний ежегодный прирост числа каталогизированных искусственных космических объектов составлял около 300, а с начала 1990-х гг. он замедлился.

На рис. 1.156 приведены результаты более позднего (конец 1990-х гг.) прогноза числа столкновений между каталогизированными объектами за один год для следующих трех сценариев космической деятельности: 1 – сохранение существовавшей на тот период интенсивности запусков КА; 2 – сохранение интенсивности запусков КА в течение следующих 20 лет, а затем их прекращение; 3 – прекращение дальнейших запусков.

От корректности физического и математического описания взаимных столкновений техногенных объектов в значительной степени зависит точность определения условий начала и развития упоминавшегося выше каскадного процесса размножения таких объектов в ОКП. Ввиду чрезвычайной важности этой задачи на ее решении сосредоточены усилия многих специалистов ведущих космических держав.

Принципиально новым подходом к решению задачи, успешно развиваемым российскими учеными, является использование при проведении вычислений методов механики сплошной среды. При таком подходе описание методами небесной механики движения отдельных объектов заменяется моделированием пространственной плотности распределения некоторой совокупности объектов, число которых может быть значительно увеличено по сравнению с традиционным подходом. Включение в расчетную модель мелких объектов, частота взаимных столкновений которых достаточно высока, позволяет более полно исследовать специфику процессов каскадного размножения техногенных объектов и самоочищения ОКП в таких условиях. Важным новым результатом, полученным при таком моделировании, является установление возможности ускорения процесса самоочищения ОКП при каскадном размножении техногенных тел. Это связано с увеличением при размножении содержания мелких частиц, время жизни которых мало.

1.4. Характеристики потоков твердых частиц в окрестности Луны

В окрестности Луны существуют потоки твердых частиц трех видов:

- ♦ метеороидов;
- ♦ вторичных частиц, выбрасываемых из области соударения метеороидов с лунной поверхностью;
- ♦ частиц лунной пыли (реголита), которые способны подниматься над поверхностью до высоты около 100 км.

Распределение метеороидов по скоростям и массам в окрестности Луны в целом подобно аналогичным распределениям, используемым для оценки опасности столкновений с метеороидами КА, функционирующих на околоземных орбитах. Тем не менее такие распределения построены и для окрестности Луны. На рис. 1.16а показан интегральный массовый спектр метеороидов, бомбардирующих лунную поверхность, а на рис. 1.16б – аналогичный спектр для вторичных частиц, выбрасываемых из области удара.

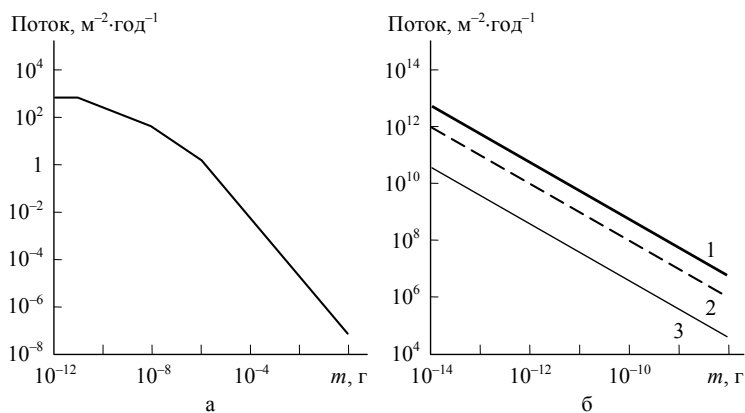


Рис. 1.16. Интегральный массовый спектр метеороидов (а) и вторичных частиц, выбрасываемых из области удара, при скоростях частиц, [км·с⁻¹]: 1 – 0,1; 2 – 0,25; 3 – 1,0 (б)

Имеются также оценки воздействия потока микрометеороидов на лунную поверхность по числу создаваемых ими кратеров определенного размера. Результаты таких оценок представлены в табл. 1.1.

Таблица 1.1

Оценка воздействия потока микрометеороидов
на лунную поверхность по числу создаваемых ими кратеров

Диаметр кратера, мкм	Образование микрократеров, $\text{м}^{-2}\cdot\text{год}^{-1}$
> 0,1	300 000
> 1	12 000
> 10	3 000
> 100	0,6
1000	0,001

На рис. 1.17 приведены изображения отдельных частиц лунной пыли (реголита). Пылинки могут иметь разнообразную форму, достаточно острые грани и пористую структуру. Плотность частиц реголита оценивается в $1,5\text{--}3,1 \text{ г}\cdot\text{см}^{-3}$. На обсуждаемом рисунке представлены достаточно мелкие частицы. Средний размер частиц лунной пыли составляет около 70 мкм, при этом количество частиц размером менее 20 мкм оценивается в 20%, а менее 10 мкм – в 10%.

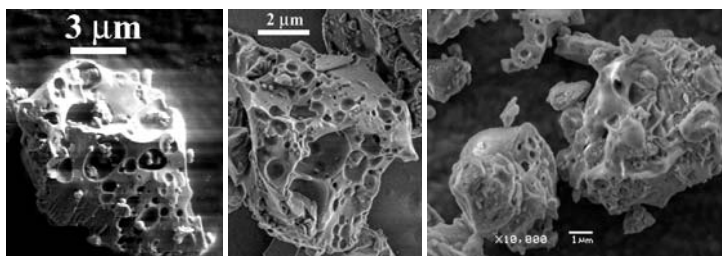


Рис. 1.17. Микрофотографии частиц лунной пыли

Частицы лунной пыли, которые, как уже отмечалось, могут подниматься над поверхностью Луны, создают низкоскоростные

вертикальные и горизонтальные пылевые потоки. Причиной формирования таких потоков является электризация поверхности Луны под действием факторов космического пространства, физические механизмы которой в целом подобны механизмам электризации КА, описанию которых посвящено отдельное учебное пособие, указанное в списке рекомендуемой литературы.

В качестве первичных воздействующих факторов, вызывающих электризацию лунной поверхности, рассматриваются плазма солнечного ветра и солнечное электромагнитное излучение. Оба фактора являются анизотропными по отношению к Луне.

На освещенной стороне Луны баланс токов обеспечивается первичными потоками электронов и ионов плазмы солнечного ветра, током фотоэлектронной эмиссии, обусловленной солнечным коротковолновым излучением, и вторично-эмиссионными токами, создаваемыми первичными токами плазмы. При этом преобладающим током является ток фотоэлектронной эмиссии, уносящий с поверхности отрицательный заряд, в результате чего освещенная поверхность Луны приобретает положительный потенциал порядка 5–100 В.

На неосвещенной стороне баланс токов определяется преимущественно потоками электронов плазмы солнечного ветра и вторично-эмиссионных электронов. В результате неосвещенная часть лунной поверхности заряжается до отрицательного потенциала ~50–200 В. Согласно некоторым оценкам, отрицательный потенциал неосвещенной лунной поверхности может достигать 600 В. Специфические условия заряжения Луны возникают при ее прохождении через область хвоста магнитосферы Земли. В этом случае состав и характеристики плазмы, взаимодействующей с лунной поверхностью, приобретают более сложный характер.

В результате заряжения в окрестности Луны образуется электрическое поле сложной конфигурации, имеющее ярко выраженные вертикальные составляющие над освещенной и неосвещенной частями поверхности, а в области терминатора (границы «свет–тьень») – сильную горизонтальную составляющую.

Частицы лунной пыли, находящиеся на поверхности, приобретают электрический заряд того же знака, что и поверхность в целом, вследствие чего под действием вертикальной составляющей электрического поля они поднимаются над поверхностью, а в области терминатора образуют интенсивные горизонтальные пылевые потоки. Поднимающиеся над лунной поверхностью частицы принято разделять на два вида: «левитирующие» (*levitating dust*) и «взлетевшие» (*lofted dust*). К первым относят частицы с размерами 10–20 мкм, поднимающиеся на высоту до 1 м, а ко вторым – частицы с размерами 0,01–0,1 мкм, достигающие высоты 100 км. Максимальная высота подъема частиц разных размеров в электрическом поле Луны при различных углах относительно подсолнечной точки показана на рис. 1.18.

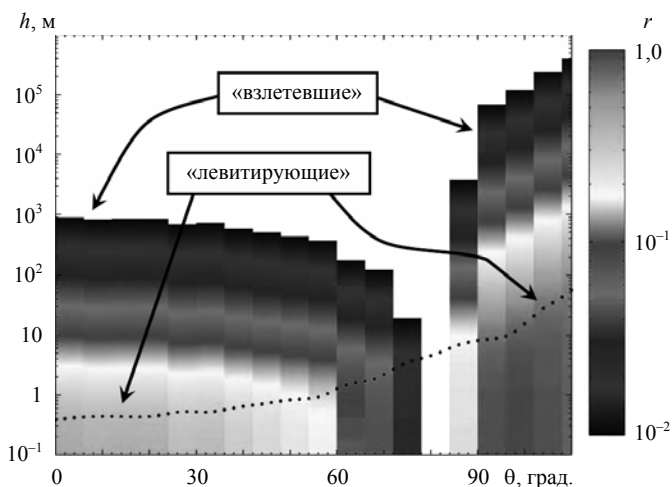


Рис. 1.18. Максимальная высота h подъема частиц лунной пыли разных размеров при различных углах θ относительно подсолнечной точки. Справа указан радиус частиц лунной пыли r , [мкм]

При таком подъеме концентрация частиц на высотах до 10–50 м может достигать 10^4 – 10^6 м $^{-3}$ в зависимости от угла относительно подсолнечной точки. В интервале высот 10–100 км кон-

центрация наиболее мелких частиц составляет $10^1\text{--}10^4\text{ м}^{-3}$ и достаточно резко снижается на высотах более 100 км.

Характерные параметры потоков твердых частиц рассмотренных видов в окрестности Луны приведены в табл. 1.2. Отличие соотношений указанных в таблице потоков [$\text{м}^{-2}\cdot\text{год}^{-1}$] и потоков массы [отн. ед.] для частиц разных видов объясняется различием скоростей и распределений по размерам.

Таблица 1.2

Характерные параметры потоков твердых частиц

Вид частиц	Скорость, $\text{км}\cdot\text{с}^{-1}$	Поток, $\text{м}^{-2}\cdot\text{год}^{-1}$ (при $d > 1\text{ мкм}$)	Относительная величина потока массы
Метеорные частицы	10–50	10^3	1
Вторичные частицы	0,1–1	10^{10}	$5\cdot 10^2$
Лунная пыль	0,1	10^{15}	10^7

1.5. Методы исследования метеорной материи и космического мусора

Полнота и достоверность данных о количестве, размерах и пространственном распределении искусственных космических объектов определяются, прежде всего, техническим уровнем средств наблюдения.

Данные о количестве и параметрах метеорных тел, вторгающихся в атмосферу Земли, получают на основании наблюдений создаваемых ими светящихся следов – метеоров, которые уже упоминались выше. Визуальные наблюдения следов дают информацию о метеорных телах с массами более $10^{-3}\text{--}10^{-2}\text{ г}$. Поскольку метеорный след ионизован, он может наблюдаться также с помощью радиолокаторов, регистрирующих отражение радиосигналов от следа. Применение радиолокаторов позволяет сни-

зить нижний предел масс регистрируемых частиц до 10^{-7} – 10^{-6} г. Кроме того, радиолокационные наблюдения обеспечивают получение информации круглосуточно вне зависимости от погоды.

Более мелкие метеорные частицы регистрируются с помощью различных детекторов, устанавливаемых на КА. Физические принципы работы таких детекторов, их параметры и конструктивные особенности будут рассмотрены далее. Дополнительную информацию о метеорных телах, прежде всего об их составе, получают на основании изучения найденных метеоритов.

Достаточно крупные техногенные объекты, как уже отмечалось, также регистрируются с помощью наземных оптических и радиолокационных средств. При этом, в отличие от метеорных тел, наблюдаются, естественно, сами объекты. Наблюдения сгорания в атмосфере искусственных объектов сравнительно редки и обычно планируются заранее, как это было, например, при контролируемом спуске с орбиты станции «Мир».

Наземные оптические телескопы позволяют достаточно уверенно наблюдать на околоземных орбитах объекты диаметром более 5–10 см, хотя известны отдельные оптические наблюдения космических объектов с поперечными размерами 1–2 см.

Большая часть используемых в настоящее время наземных радиолокационных средств позволяет надежно обнаруживать объекты с минимальными размерами в 5–20 см на высоте ~500 км. Мощный радарный комплекс Haystack/НАХ (США, штат Массачусетс) позволяет наблюдать осколки диаметром даже несколько менее 1 см. Именно с его помощью получены в последние годы наиболее достоверные данные о количестве осколков сантиметровых размеров в ОКП.

Наблюдение искусственных объектов на геостационарной орбите облегчается неподвижностью объектов относительно наземного наблюдателя. Поэтому, несмотря на значительную удаленность орбиты, с помощью интегрирующих многоимпульсных радаров и современных электронно-оптических средств удастся наблюдать объекты размером около 75 см.

Оптические и радиолокационные средства наблюдения техногенных объектов, а также применяемые для этих целей лазерные локаторы – лидары, могут устанавливаться и на КА, в том числе на пилотируемых орбитальных станциях. В этом случае возможна регистрация объектов размером ~1 мм на расстояниях свыше 100 км.

Основной объем информации о потоках техногенных микрочастиц в ОКП получен на основании лабораторного исследования возвращенных на Землю после пребывания в космосе фрагментов наружной обшивки КА, солнечных батарей или образцов материалов. В результате анализа элементного состава остатков вещества микрочастиц в кратерах, образованных ударами, удастся идентифицировать частицы естественного и искусственного происхождения. Первые такие результаты были получены после обследования ряда фрагментов ИСЗ *Solar Max*, доставленных на Землю в апреле 1984 г. экипажем корабля *Space Shuttle* после пребывания ИСЗ на околоземной орбите более 4-х лет. Позднее подобные исследования были проведены с помощью ряда других ИСЗ.

На ИСЗ LDEF (Long Duration Exposure Facility), находившемся на орбите высотой ~450 км более 5,5 лет (1984–1990 гг.), были установлены мишени из различных материалов. На ИСЗ EURECA (European Retrievable Carrier), возвращенном на Землю в середине 1993 г. после 324 дней пребывания на орбите высотой около 500 км, использовались специальные ловушки микрочастиц. Кроме того, были тщательно обследованы солнечные батареи этого ИСЗ.

В 1994 г. была доставлена на Землю солнечная батарея КА HST (Hubble Space Telescope), работавшая в космосе более 3,5 лет. Солнечная батарея размером $6,0 \times 1,3 \text{ м}^2$ была возвращена также с орбитальной станции «Мир» (1998 г.) после ее функционирования на орбите более 10 лет. Послеполетные исследования этой батареи, проводившиеся российскими и американскими учеными, позволили получить обширный материал о потоках твердых частиц в ОКП.

На рис. 1.19 в качестве примера приведены результаты измерений потока микрочастиц на ИСЗ LDEF в сопоставлении с расчетными данными для условий экспериментов на КА EURECA и HST, которые затем были подтверждены данными выполненных измерений.

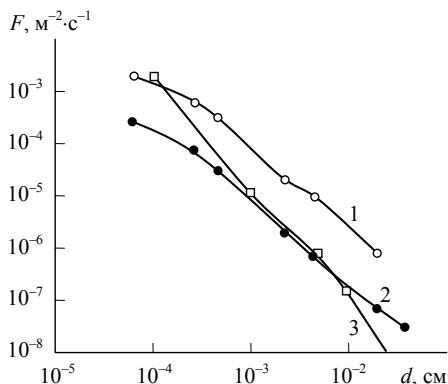


Рис. 1.19. Результаты прямых измерений и модельных расчетов зависимости потока микрочастиц F от их диаметра d : 1, 2 – экспериментальные данные для лобовой и тыльной поверхности ИСЗ LDEF соответственно; 3 – результаты модельных расчетов для экспериментов на КА EURECA и HST

Для регистрации микрочастиц искусственного происхождения, как и для регистрации микрометеорных частиц, используются бортовые приборы КА, данные которых непосредственно передаются по телеметрическим каналам либо записываются в бортовые компьютеры. Достоинством таких приборов является возможность получения информации о пространственно-временном распределении потоков твердых частиц. Подобные измерения, выполненные в последние годы, позволили установить, что потоки техногенных микрочастиц распределены в ОКП весьма неравномерно.

В первых приборах для измерения потоков твердых микрочастиц, устанавливавшихся на космических ракетах и ИСЗ, в качестве чувствительных элементов использовались пьезоэлектрические датчики. Анализ результатов измерений показал, что такие

датчики дают достаточно много ложных срабатываний, обусловленных изменениями их температуры. Позднее стали разрабатываться и применяться в космических экспериментах приборы, действие которых основано на регистрации эмиссии электронов и ионов, возникающей при высокоскоростном ударе, масс-спектрометрических исследованиях состава эмитируемых ионов, регистрации световых вспышек и других физических явлениях. В некоторых случаях для более точного определения параметров микрочастиц производится одновременная регистрация нескольких эффектов, сопровождающих высокоскоростной удар. Более детальное описание таких приборов будет дано ниже.

2. МЕТОДЫ УСКОРЕНИЯ ТВЕРДЫХ ЧАСТИЦ

2.1. Основные типы ускорителей твердых частиц

В лабораторных экспериментах по изучению воздействия на материалы и оборудование КА твердых частиц естественного и искусственного происхождения используются ускорители разных типов, сведения о которых приведены в табл. 2.1.

В зависимости от целей и задач проводимых исследований производится выбор ускорителя того или иного типа, при этом главными критериями являются диапазоны масс и скоростей ускоряемых частиц.

По принципу действия все ускорители, указанные в табл. 2.1, можно разделить на несколько групп. К первой группе отнесем ускорители, в которых частицы ускоряются с помощью быстро движущегося поршня. При этом в одних ускорительных установках поршень может присутствовать в явном виде как элемент конструкции, на котором размещаются ускоряемые частицы, а в других установках роль поршня выполняет струя нейтрального газа или плазмы.

Типичными ускорительными установками этого класса являются газовые пушки. В таких пушках рабочий газ подвергается сжатию за счет взрыва порохового заряда, а затем, расширяясь, толкает в трубе разгона (стволе) поршень–обойму с ускоряемыми частицами либо непосредственно ускоряемый ударник. При использовании обоймы она отделяется от ускоряемых частиц на выходе из ствола. Для повышения скорости газовой струи в подобных установках используются легкие газы (водород или гелий), поэтому часто используется термин «легкогазовые пушки».

Таблица 2.1

Основные типы и параметры ускорителей твердых частиц

Тип ускорителя	Масса частиц, кг	Скорость, км·с ⁻¹
Газовые пушки	10^{-3}	1–10
Электромагнитные пушки	10^{-3}	0,5–10
Ускорители с использованием взрывающихся проволочек	10^{-8} – 10^{-4}	1–10
Взрывные ускорители с использованием кумулятивных зарядов	10^{-5} – 10^{-3}	1–10
Плазменные ускорители	10^{-9}	10–20
Лазерные ускорители	10^{-6}	10–20
Электростатические и линейные ускорители	10^{-13} – 10^{-17}	10–100
Ускорители с бегущей магнитной волной с использованием явления сверхпроводимости	10^{-6}	100–1 000

К первой группе относятся также ускорители с использованием взрывающихся проволочек и плазменные ускорители. В этих ускорителях производится взрывообразное формирование плазменного сгустка за счет пропускания мощного импульса электрического тока через проволочку либо через газовый промежуток. Необходимая для этого электрическая энергия предварительно

накапливается в конденсаторной батарее. Расширяющаяся плазма воздействует на поршень или непосредственно на ускоряемые частицы.

В эту группу входят взрывные ускорители, в том числе использующие для повышения скорости частиц кумулятивные заряды. Частицы обычно располагаются на поверхности взрывчатого вещества и разгоняются взрывной волной.

К первой группе условно можно отнести и лазерные ускорители, хотя принцип их действия весьма своеобразен. В таких ускорителях короткий импульс мощного лазерного излучения воздействует на помещенную в вакуумную камеру частицу (кусочек фольги), которая может быть закреплена на прозрачной подложке. За счет поглощения энергии лазерного излучения частица получает механический импульс, а кроме того, при достаточно мощности импульсного излучения она может разогреваться до температуры испарения вещества, что создает дополнительный механизм реактивного ускорения.

Ко второй группе отнесем электромагнитные пушки разных видов, общий принцип работы которых основан на взаимодействии проводника, через который пропускается электрический ток, с магнитным полем. При этом ускоряемый снаряд выполняет роль подвижного проводника. Интересным развитием этого принципа является предложенная схема построения ускорителей с бегущей магнитной волной с использованием явления сверхпроводимости. В таких ускорителях предполагается использовать в качестве разгоняемого снаряда сверхпроводящую дейтериевую частицу с циркулирующим в ней круговым электрическим током. Движение частицы в ускоряющей системе должно происходить синхронно с распространением магнитной волны, энергия которой обеспечивает ускорение частицы.

Наконец, к третьей группе отнесем обычные электростатические и линейные ускорители, используемые в ядерно-физических исследованиях для ускорения электронов и ионов. Своеобразие применения этих ускорителей для работы с твердыми частицами определяется намного большими по сравнению с ионами значе-

ниями массы твердых частиц и их заряда, который предварительно должен быть сообщен ускоряемым частицам каким-либо способом.

Применение электростатических и линейных ускорителей, как видно из табл. 2.1, обеспечивает достижение достаточно высоких скоростей частиц. Параметры ускоренных частиц легко контролируются и не изменяются в процессе их движения от источника к мишени. Кроме того, исследования на электростатических и линейных ускорителях проводятся в чистых вакуумных условиях, что важно при изучении возникающих в зоне соударения физических явлений. Основным недостатком данных ускорителей при работе с твердыми частицами являются малые массы ускоряемых частиц.

Линейные ускорители, работающие на переменном напряжении, принципиально могут быть сделаны достаточно компактными. В таких ускорителях амплитуда напряжения, прикладываемого к электродам, составляет ~ 100 кВ, вследствие чего не предъявляются высокие требования к электрической изоляции установок. Однако при использовании в рассматриваемых задачах линейных ускорителей, как и упоминавшихся выше ускорителей с бегущей магнитной волной, остро встает проблема синхронизации, т. е. обеспечения попадания частицы в нужную фазу переменного напряжения на каждом ускоряющем промежутке. При ускорении твердых частиц решение этой проблемы сопряжено со значительными трудностями. Поэтому до настоящего времени для работы с твердыми частицами используются главным образом ускорители, работающие на постоянном напряжении (ускорители прямого действия).

Далее рассмотрим более подробно некоторые виды ускорителей твердых частиц.

2.2. Электростатический метод ускорения твердых частиц

В НИИЯФ МГУ для ускорения твердых микрочастиц используются электростатические ускорители двух типов: генератор Ван-де-Граафа и каскадный генератор, для которых общий диапазон ускоряющих напряжений составляет 0,2–4,0 МВ.

Ускоряются преимущественно металлические частицы: Al, Cr, Fe, Ni, Cu, Mo, W, Ti и др., но возможно и ускорение диэлектрических частиц при нанесении на них тонких проводящих покрытий. Поперечные размеры ускоряемых частиц лежат в интервале 0,5–10 мкм. Для таких частиц при указанных ускоряющих напряжениях достигаются скорости от 0,1 до 30 км·с⁻¹. При этом скорость частицы зависит от ее размера и плотности: при фиксированном ускоряющем напряжении более мелким и легким частицам сообщаются более высокие скорости. Интенсивность потока частиц может регулироваться в пределах от 0,1 до 100 частиц·с⁻¹.

Принцип электростатического ускорения твердых микрочастиц не отличается от общеизвестного принципа ускорения ионов. Для осуществления такого ускорения твердой частице, как уже отмечалось, необходимо каким-либо способом сообщить электрический заряд. В НИИЯФ МГУ разработан специальный инжектор, в котором зарядение микрочастиц происходит при контакте с вольфрамовой иглой, находящейся под потенциалом +(10–15) кВ. После контакта с иглой заряженная частица вводится в ускорительную трубку и далее попадает в экспериментальную камеру, где располагаются бомбардируемые мишени и датчики аппаратуры, регистрирующей эффекты взаимодействия частицы с мишенью.

Конструкция инжектора представлена на рис. 2.1. На внутреннюю поверхность центрального сферического электрода, показанного на рис. 2.1 темным цветом, помещаются металлические частицы, которые при наличии электрического поля между верх-

ним и средним электродами совершают хаотическое движение в межэлектродном пространстве. В процессе такого движения частицы попадают на вольфрамовую иглу заряжающего электрода, приобретают при контакте с иглой электрический заряд того же знака и затем выбрасываются электрическим полем заряжающего электрода через коллиматор в ускорительную трубку.

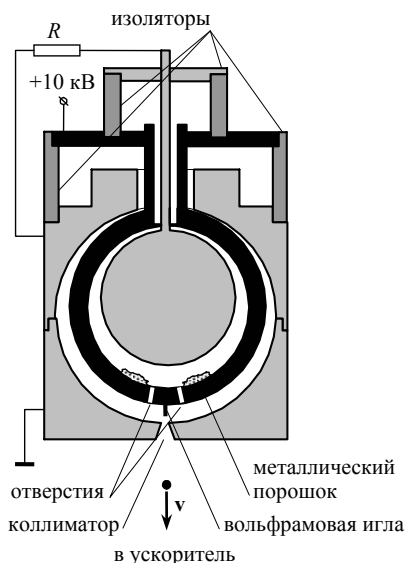


Рис. 2.1. Конструкция инжектора микрочастиц

Максимальный заряд, который может быть сообщен ускоряемой частице, лимитируется процессами автоэлектронной (при отрицательном заряде частицы), либо автоионной (при положительном заряде частицы) эмиссии. Критические значения напряженности электрического поля, при достижении которых возникают указанные эмиссионные процессы, составляют $10^9 \text{ В} \cdot \text{м}^{-1}$ и $10^{10} \text{ В} \cdot \text{м}^{-1}$ соответственно. Исходя из этого критерия, в экспериментах обычно используются положительно заряженные частицы.

Максимальный заряд, сообщаемый частице при контактном зарядении, определяется выражением:

$$q_{\max} = \pi \varepsilon_0 d^2 E_{\max},$$

а максимальная скорость, приобретаемая частицей в электрическом поле заряжающего электрода, – выражением:

$$v_{\max} = 3,5 \sqrt{\varepsilon_0 E_{\max} U / (d \rho)},$$

где ε_0 – электрическая постоянная; U – потенциал на ускоряющем электроде; d , ρ – диаметр и плотность материала частицы, E_{\max} – максимальная напряженность электрического поля на поверхности частицы после ее отделения от заряжающего электрода.

Из приведенного выражения видно, что при ограничении заряда частицы эмиссионным током $v_{\max} \propto U^{1/2}$, а в отсутствие такого ограничения $v_{\max} \propto U$.

Обычно используется второй режим ускорения, при котором справедливо следующее выражение для скорости частицы:

$$v \approx U \sqrt{2 \varepsilon_0 \pi^2 / (R d \rho)},$$

где R – радиус заряжающего электрода.

Это выражение как раз и показывает характер зависимости скорости частицы от ее размера и плотности – более высокие скорости достигаются для легких частиц. Такая зависимость скорости частиц от их массы также может быть отнесена к недостаткам электростатического метода ускорения. Для его устранения используются различные методические приемы и технические средства.

В описываемых экспериментах на ускорителях используется быстродействующая электростатическая система селекции частиц по скоростям, позволяющая пропускать в экспериментальную камеру частицы со скоростями, укладывающимися в заданный диапазон. Система селекции, состоящая из двух индукционных датчиков и электростатического затвора, устанавливается между выходным концом ускорительной трубки и экспериментальной камерой.

Схема системы селекции представлена на рис. 2.2. Проходя через кольцевые датчики, ускоренная металлическая частица индуцирует на них импульсы напряжения, которые после усиления подаются на блок измерения временных интервалов. При фиксированном расстоянии между кольцевыми датчиками это позволяет определять скорость частиц. Сведения об измеренных скоростях частиц подаются на быстродействующий процессорный блок, где происходит сопоставление измеренных скоростей с установленными границами интервала пропускания. Если значение измеренной скорости не укладывается в заданный интервал, процессорный блок подает команду, закрывающую электростатический затвор, в результате чего частица не проходит в экспериментальную камеру.

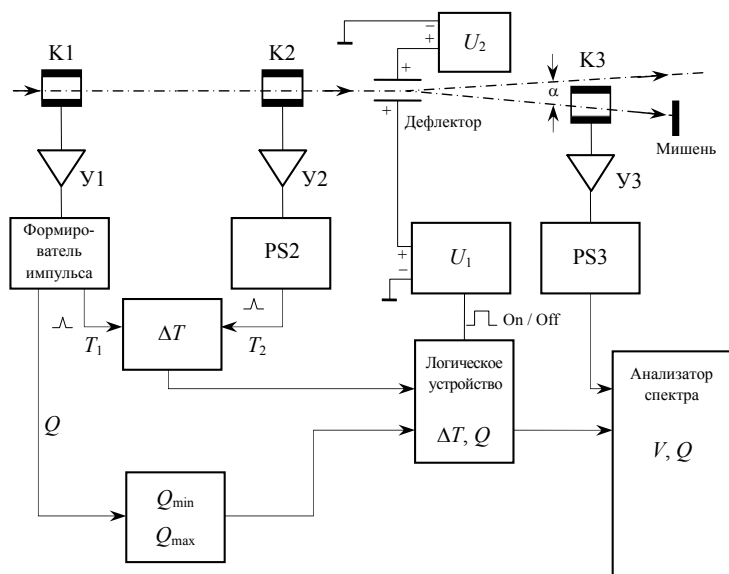


Рис. 2.2. Система селекции частиц по скоростям

По амплитуде импульса с кольцевых датчиков измеряется заряд частиц, на основании которого и данных о скорости частиц рассчитывается их масса. Таким образом, имеется возможность

определения параметров каждой ускоренной частицы. Для записи параметров ускоряемых частиц в установке используется многомерный амплитудный анализатор, с помощью которого можно, в частности, измерять распределение частиц по скоростям на выходе из ускорительной трубки.

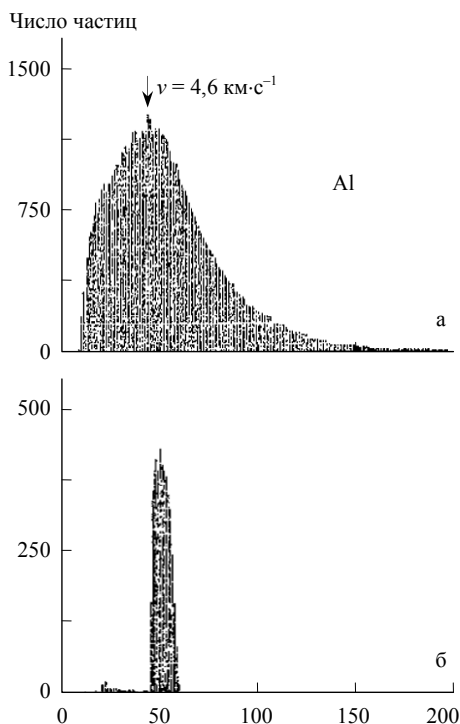


Рис. 2.3. Спектры скоростей ускоренных микрочастиц на выходе из ускорительной трубки (а) и после прохождения системы селекции (б)

На рис. 2.3 показаны полученные таким методом скоростные спектры частиц, измеренные непосредственно на выходе из ускорительной трубки (а) и после прохождения электростатического затвора (б). Здесь на оси абсцисс указаны номера скоростных интервалов, а на оси ординат – число частиц в каждом интервале.

Видно, что на выходе из электростатической трубки частицы имеют достаточно широкое распределение по скоростям. Это обусловлено, с одной стороны, разбросом размеров микрочастиц, помещаемых в инжектор, а с другой стороны – статистическим характером заряжения частиц при контакте их с заряжающим электродом инжектора. Использование описанной системы селекции позволяет бомбардировать исследуемые образцы частицами со скоростями, лежащими в выбранном достаточно узком скоростном интервале.

Изменение скоростей бомбардирующих частиц может осуществляться разными способами. Основным способом является изменение ускоряющего напряжения, прикладываемого к ускорительной трубке. Помимо этого используется изменение скоростного интервала пропускания частиц, задаваемого в системе селекции, а также изменение режима заряжения частиц в инжекторе.

С помощью описанной системы селекции может быть осуществлен также отбор частиц по величине их заряда, непосредственно связанной с размером частиц и следовательно – с их массой. При таком отборе в логическое устройство направляется информация об амплитуде импульса, индуцируемого на кольцевом датчике. Эта амплитуда сопоставляется в логическом устройстве с заданными граничными значениями заряда частиц.

Поскольку в некоторых физических исследованиях наличие у частиц электрического заряда является нежелательным, ускоритель снабжен устройством нейтрализации заряда, которое устанавливается после системы селекции. Нейтрализация собственного положительного заряда ускоренной частицы осуществляется путем пропускания ее через облако электронов, создаваемое накаливаемой спиралью. Регулируя ток накала спирали, можно изменять плотность электронного облака и тем самым обеспечивать полную или частичную нейтрализацию заряда ускоренной твердой частицы.

Электростатическим методом можно ускорять и жидкие частицы. Мелким жидким капелькам может быть сообщен большой

удельный (на единицу массы) электрический заряд, что принципиально позволяет достигать высоких скоростей частиц. В НИИЯФ МГУ был создан и исследован экспериментальный макет такого ускорителя.

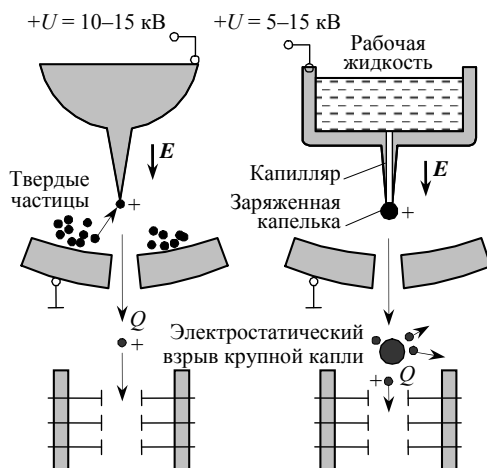


Рис. 2.4. Аналогия между случаями ускорения твердых и жидких частиц

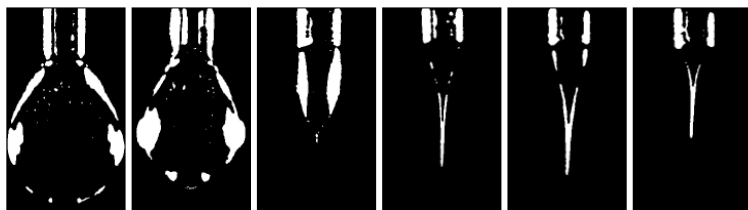


Рис. 2.5. Формирование капель на конце капилляра при разных значениях приложенного напряжения

Аналогия между случаями ускорения твердых и жидких частиц иллюстрируется рис. 2.4. Капельки жидкости формируются на конце иглы с капиллярным каналом. Процесс формирования в значительной степени зависит от напряжения на игле: при значениях напряжения $U \sim 8-10 \text{ kV}$ на выходе из капилляра образуется сильно вытянутая коническая капля, от конца которой отделяются мелкие заряженные капельки (рис. 2.5). При некоторых режи-

мах заряжения может происходить электростатический взрыв достаточно крупных капель во время их движения в ускоряющей системе. Такой случай условно отображен на рис. 2.4.

Как показали выполненные исследования, основным недостатком электростатического ускорителя при работе с жидкими частицами является значительная потеря исходного заряда частиц в процессе их ускорения, что ограничивает значения скоростей частиц.

2.3. Испытательные стенды на базе баллистических газовых установок

Установки этого класса обычно называют газовыми пушками. В таких пушках рабочий газ подвергается сжатию каким-либо способом, в частности за счет взрыва порохового заряда, а затем, расширяясь, толкает в трубе разгона (стволе) поршень—обойму с ускоряемыми частицами либо непосредственно ускоряемый ударник. При использовании обоймы она отделяется от ускоряемых частиц на выходе из ствола. Для повышения скорости газовой струи в подобных установках используются легкие газы (обычно водород), поэтому, как уже указывалось, их часто называют легкогазовыми пушками.

На рис. 2.6 показана принципиальная схема легкогазовой пушки НИИ механики МГУ. Пушка состоит из камеры сгорания пороха 1, поршневого ствола 2, камеры высокого давления 3 и сменного баллистического ствола 4. Заряд пороха 5 размещен на оси камеры 1 в гильзе 6 с отверстиями. В казенной части камеры 1 установлен затвор 7 с электровоспламенителем 8 для поджигания заряда пороха. Камера сгорания пороха соединена с одним из концов поршневого ствола 2 длиной 5 м. Диаметр поршневого канала ствола составляет 50 мм. Входная часть ствола 2 предназначена для размещения поршня 9 длиной 0,25 м из полиэтилена высокого давления. Второй конец поршневого ствола с помощью резьбового соединения скреплен с камерой высокого

давления 3. Осевое отверстие в камере 3 имеет два цилиндрических участка, соединенных коническим переходником 10 с углом конусности 8° . Диаметры цилиндрических каналов камеры 3 равны соответственно диаметрам каналов поршневого 11 и баллистического 12 стволов.

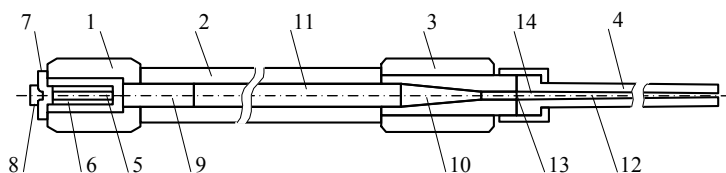


Рис. 2.6. Принципиальная схема легкогазовой пушки НИИ механики МГУ: 1 – камера сгорания пороха; 2 – поршневой ствол; 3 – камера высокого давления; 4 – сменный баллистический ствол; 5 – заряд пороха; 6 – гильза с отверстиями; 7 – затвор; 8 – электровоспламенитель; 9 – поршень; 10 – конический переходник; 11 – канал поршневого ствола; 12 – канал баллистического ствола

Камера высокого давления 3 рассчитана для работы при давлении $\sim 2 \cdot 10^9 \text{ Н} \cdot \text{м}^{-2}$. Выходная часть камеры 3 снабжена узлом для присоединения баллистического ствола 4 установки и разделительной мембраны 13. Мембрана изготовлена из нержавеющей стали и имеет нарезки, обеспечивающие ее раскрытие при избыточном давлении $0,3 \cdot 10^8 \text{ Н} \cdot \text{м}^{-2}$. Калибровка мембраны осуществляется с помощью гидравлического пресса. Баллистический ствол имеет длину 3,3 м при диаметре канала 12,7 мм. Специальный поддон 14 с метаемыми частицами размещается в баллистическом стволе 4 вблизи от мембраны.

Монтаж метательного устройства для проведения эксперимента производится после предварительной юстировки аэробаллистической трассы с помощью лазера. По лучу лазера устанавливают баллистический ствол, камеру высокого давления и поршневой ствол. Испытуемые образцы размещаются в камере, устанавливаемой на выходе баллистической установки.

Для измерения скорости метаемых тел в стандартном варианте описываемой легкогазовой пушки используется времяпролетный

метод, реализуемый с помощью двух пар светодиод – фотодиод, генерирующих сигналы при пересечении метаемым телом светового луча. На данной установке была применена также система измерения скоростей частиц с помощью индукционных бесконтактных датчиков, подобная используемой на электростатических ускорителях НИИЯФ МГУ.

Описанная установка, в которой сжатие газа осуществляется с помощью подрыва порохового заряда, обеспечивает достижение скоростей $\sim 6 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$ для метаемых тел с массой до 1 г.

2.4. Ускорение металлических частиц лазерным излучением

В Институте металлургии и материаловедения РАН создана ускорительная установка на основе импульсного ($\tau = 10\text{--}50 \text{ нс}$) рубинового лазера, обеспечивающего плотность мощности излучения на мишени $10^7\text{--}10^9 \text{ Вт} \cdot \text{см}^{-2}$. Ускоряемые частицы – кусочки металлической фольги диаметром 300–350 мкм и толщиной от 1,5 до 15 мкм – закрепляются на прозрачной подложке внутри вакуумной камеры. Лазерное излучение фокусируется через входное окно и подложку на поверхность частицы. Ускорение обеспечивается за счет действия двух физических механизмов: сообщения частице механического импульса при поглощении лазерного излучения и реактивного ускорения, возникающего вследствие испарения материала с сильно нагретой поверхности частицы.

Первый механизм в чистом виде действует только в начальный момент отделения частицы от подложки, а реактивный – при значительном удалении от нее. Между этими крайними случаями существует некоторая переходная область, в которой оба механизма действуют совместно. Следует учитывать, что при таком методе ускорения частица в полете может терять значительную часть исходной массы.

Рассчитанные зависимости скорости частицы от плотности потока поглощенной энергии лазерного излучения приведены на рис. 2.7. Расчет выполнен для алюминиевого диска диаметром 300 мкм при различных его толщинах и длительности импульса излучения 50 нс. Реактивное ускорение становится преобладающим при достижении скоростей $\sim 8 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$. Как уже отмечалось, в этом режиме ускорения происходит интенсивное испарение частиц. Для получения более высоких скоростей необходима точная установка оптимальных значений энергии и длительности импульса. Незначительное отклонение от оптимальных величин приводит к резкому снижению скорости частицы, либо к полному ее испарению. Например, диск из Al толщиной $\sim 15 \text{ мкм}$ при плотности потока энергии $2,0 \cdot 10^9 \text{ Вт} \cdot \text{см}^{-2}$ разгоняется до скорости $17,2 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$, но при этом доля испаренной массы составляет 0,99.

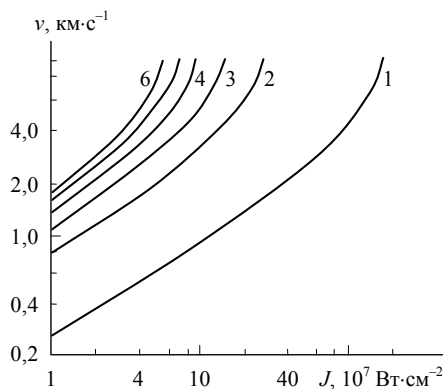


Рис 2.7. Зависимость скорости v алюминиевого диска диаметром 300 мкм от плотности поглощенного потока энергии при различных толщинах ускоряемого диска, [мкм]: 1 – 15,3; 2 – 2,75; 3 – 1,9; 4 – 1,6; 5 – 1,5; 6 – 1,4

На основании результатов проведенных исследований установлено, что существуют два противоречивых требования, которым должна удовлетворять ускоряемая частица для достижения максимальных скоростей. С одной стороны, для предотвращения полного сгорания частицы при высоких значениях мощности из-

лучения необходимо увеличивать ее толщину. С другой стороны, увеличение толщины частицы и мощности потока излучения приводят к возникновению недопустимо высоких давлений и разрушению частицы. Повышение мощности излучения ограничено также оптической прочностью подложки.

2.5. Пример построения лабораторной измерительной установки

В лабораторных экспериментах на ускорителях твердых микрочастиц используются различные измерительные установки. Схема одной из таких установок, которая предназначена для исследования эмиссионных процессов при высокоскоростном ударе, приведена на рис. 2.8.

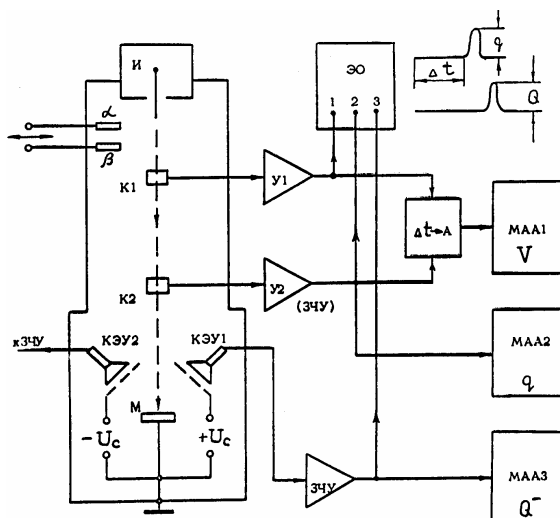


Рис. 2.8. Схема лабораторной установки: И – источник ускоренных частиц; K1, K2 – кольцевые индукционные датчики; М – мишень; КЭУ1, КЭУ2 – каналные электронные умножители; У1, У2 – усилители; ЗЧУ – зарядочувствительные усилители; ЭО – двухлучевой осциллограф с памятью; АА – многоканальные амплитудные анализаторы; α , β – радиоактивные калибровочные источники

В верхней части рисунка показан источник быстрых частиц И, под которым понимается электростатический ускоритель либо только инжектор, который обеспечивает скорости частиц до $3 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$. Скорость частиц измеряется по времени пролета между двумя кольцевыми электродами К1 и К2, расположенными на расстоянии около 0.5 м один от другого. Импульсы, индуцируемые на электродах пролетающей заряженной частицей, через усилители подаются на блок преобразования времени в амплитуду ($\Delta t \rightarrow A$) и далее информация записывается многоканальным амплитудным анализатором МАА1. Амплитуды импульсов с кольца К2, пропорциональные заряду частицы, записываются анализатором МАА2. Образующиеся при ударе частицы о мишень электроны и положительные ионы регистрируются с помощью двух канальных электронных умножителей (КЭУ), на входные сетки которых подается напряжение смещения относительно мишени. Сигналы КЭУ через зарядочувствительные усилители (ЗЧУ) поступают на амплитудный анализатор МАА3. Отличительным свойством ЗЧУ является то, что амплитуда импульса на их выходе пропорциональна полной величине заряда, поступившего на входную емкость. Система визуальной регистрации отдельных актов взаимодействия твердых частиц с мишенью построена на базе двухлучевого осциллографа с памятью. Импульс с кольца К1 запускает развертки обоих лучей. Спустя время Δt первый луч регистрирует импульс с кольца К2, амплитуда которого пропорциональна заряду частицы q . Второй луч записывает импульс КЭУ, амплитуда которого несет информацию о величине эмитируемого при ударе заряда Q . Измеренные параметры позволяют рассчитать массу и размер частиц. Для калибровки измерительной системы используются α и β источники.

Для обеспечения возможности корректного измерения величин зарядов с помощью КЭУ был выбран и детально исследован линейный режим их работы. На рис. 2.9 показана зависимость амплитуды выходного импульса КЭУ от величины напряжения на канале, поясняющая методику выбора линейного режима. Соответствующие данные приведены для случаев измерения эмиссии,

возникающей при бомбардировке мишени α -частицами и электронами (β -частицами), которые использовались для калибровки детекторов, а также для осколков деления изотопа ^{252}Cf и ускоренных металлических частиц (Al и Cr).

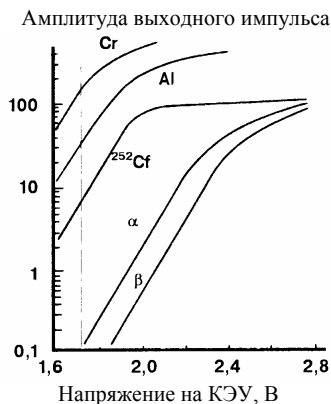


Рис. 2.9. Амплитудные характеристики КЭУ при измерении эмиссии электронов, вызываемой частицами разных видов

Для повышения информативности эксперимента в качестве мишени можно использовать полупроводниковый детектор, дающий собственный сигнал при ударе частицы. При установке вместо одного из КЭУ фотоэлектронного умножителя или фотодиода обеспечивается возможность одновременной регистрации световой вспышки. В промежуток между кольцевым датчиком К2 и мишенью М может быть помещено упоминавшееся выше устройство нейтрализации собственного заряда частицы. В этом случае после него устанавливается дополнительный кольцевой датчик, по амплитуде сигнала которого можно судить о степени нейтрализации заряда.

3. ФИЗИЧЕСКИЕ ЯВЛЕНИЯ ПРИ ВЫСОКОСКОРОСТНОМ УДАРЕ

3.1. Преобразование энергии и состояние вещества в области соударения твердых тел

Частицы космического мусора либо метеорные частицы при указанных выше характерных скоростях относительно КА $\sim 10\text{--}20 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$ обладают удельной кинетической энергией $\sim 10^7\text{--}10^8 \text{ Дж}\cdot\text{кг}^{-1}$ или $\sim 10\text{--}300 \text{ эВ}\cdot\text{атом}^{-1}$. При ударах таких частиц о твердую мишень энергосвободное выделение в области соударения происходит очень быстро – за время $\sim 10^{-8}\text{--}10^{-10} \text{ с}$, что позволяет считать процесс адиабатическим. В области соударения, линейные размеры которой близки к размерам бомбардирующей частицы, происходит сжатие вещества до давления $\sim 10^{11}\text{--}10^{12} \text{ Па}$, порождающее ударные волны как в мишени, так и в самой частице.

Ударная волна распространяется в веществе со скоростью, превышающей скорость звука. При этом на фронте ударной волны происходит скачкообразное изменение параметров вещества, подчиняющееся законам сохранения массы, импульса и энергии.

Будем характеризовать исходное состояние вещества перед фронтом ударной волны значениями давления P_0 , плотности ρ_0 и удельной внутренней энергии ϵ_0 , а состояние сжатого вещества за фронтом ударной волны – соответственно параметрами P_1 , ρ_1 , ϵ_1 .

При распространении в веществе ударной волны со скоростью U перемещение вещества за фронтом ударной волны характеризуется массовой скоростью u_1 , а для вещества перед фронтом ударной волны массовая скорость $u_0 = 0$.

С использованием указанных параметров законы сохранения описываются с помощью известных уравнений Ренкина–Гюгоньо:

$$\begin{aligned}\rho_0 U &= \rho_1 (U - u_1), \\ P_1 - P_0 &= \rho_0 U u_1, \\ P_0 u_1 &= \rho_0 U \left((\varepsilon_1 - \varepsilon_0) - u_1^2 / 2 \right).\end{aligned}$$

Используя понятия удельного объема вещества $V_0 = 1 / \rho_0$ и $V_1 = 1 / \rho_1$, из приведенных уравнений нетрудно получить уравнение ударной адиабаты, называемой также адиабатой Гюгоньо:

$$\varepsilon_1 - \varepsilon_0 = \frac{1}{2} (P_1 + P_0) (V_0 - V_1).$$

Ударная адиабата позволяет определить параметры вещества за фронтом ударной волны при известных исходных параметрах и термодинамических характеристиках вещества.

Параметры ударной адиабаты для различных материалов измеряются экспериментально, при этом наиболее надежно измеряемыми величинами обычно являются скорость ударной волны U и массовая скорость за фронтом ударной волны u_1 . В этой связи часто используется линейная аппроксимация ударной адиабаты вида:

$$U = c_0 + s u_1,$$

где c_0 – скорость распространения упругих волн в материале; s – константа материала.

При такой аппроксимации по изменениям угла наклона адиабаты удобно определять фазовые переходы вещества. Параметры ударной адиабаты для ряда материалов приведены в табл. 3.1.

Из проведенного рассмотрения следует, что при ударном сжатии вещества происходит его необратимый нагрев за фронтом ударной волны, т. е. энтропия системы возрастает. Этим ударная адиабата отличается от обычной (адиабаты Пуассона), классиче-

Таблица 3.1

Параметры ударной адиабаты для некоторых материалов

Материал	ρ , кг·м ⁻³	c_0 , м·с ⁻¹	s
Fe	8 870	4 330	1,55
Ti	4 540	4 810	1,10
Al	2 780	5 320	1,34
Si	2 330	4 800	1,25

ским примером условий реализации которой является медленное расширение и сжатие идеального газа в термически изолированном объеме.

При достижении ударной волной поверхности мишени, противоположной точке удара, или, как говорят, при выходе ударной волны на свободную поверхность в мишени начинает распространяться обратная волна разрежения (разгрузки), являющаяся обычной упругой волной. Процесс разгрузки сжатого вещества носит изоэнтропический характер. Совместный анализ ударной адиабаты и изоэнтропы, характеризующей процесс разгрузки ударно сжатого вещества, позволяет найти полную и внутреннюю энергию, передаваемую веществу ударной волной. Интенсивность ударной волны обычно характеризуется отношением $(P_1 - P_0)/P_0$. Из уравнения ударной адиабаты следует, что для интенсивных ударных волн при $P_1 \gg P_0$ полная переданная веществу энергия распределяется поровну между кинетической энергией и внутренней энергией, определяемой в этом случае выражением:

$$\varepsilon_1 - \varepsilon_0 = \frac{1}{2} P_1 (V_0 - V_1).$$

Внутренняя энергия твердого вещества разделяется на две существенно различные составляющие: упругую и тепловую. Первая составляющая, определяемая силами взаимодействия между атомами вещества, зависит только от параметра ρ (или $V = 1/\rho$). Вторая составляющая, непосредственно связана с энергией теплового движения атомов (ядер) и электронов. В соответствии с

этим она, в свою очередь, может быть разделена на две части. Энергию теплового движения электронов обычно принимают во внимание только при температуре $T > 10^4$ К.

Приведенные выше соотношения справедливы как для вещества мишени, так и для вещества бомбардирующей частицы. Параметры этих веществ в общем случае различны. Соответственно, будут отличаться величины внутренней энергии, переданной мишени и частице. Результаты выполненных расчетов показывают, что отличия переданной энергии, обусловленные свойствами материалов, обычно не превышают одного порядка величины. Абсолютное же значение переданной энергии зависит, прежде всего, от скорости соударения, т. е. от исходной кинетической энергии, выделяющейся в области соударения.

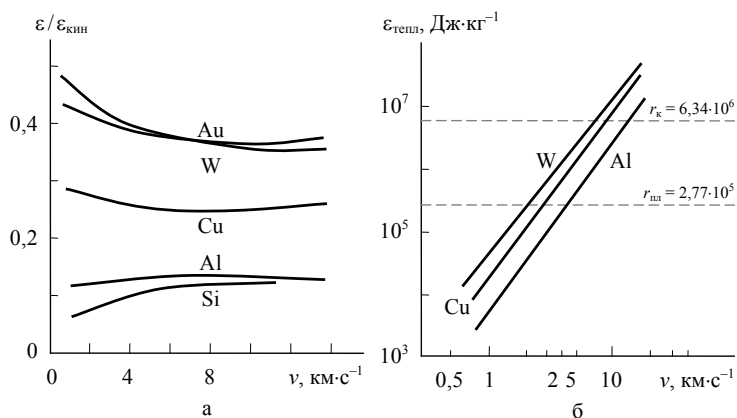


Рис. 3.1. Зависимость $\varepsilon/\varepsilon_{\text{кин}}$ (а) и $\varepsilon_{\text{тепл}}$ (б) от скорости частицы v при ударах о различные мишени

На рис. 3.1 показаны рассчитанные для частицы железа зависимости доли исходной кинетической энергии частицы $\varepsilon_{\text{кин}}$, переходящей в ее внутреннюю энергию ε (а), и внутренней тепловой энергии $\varepsilon_{\text{тепл}}$ (б) от скорости соударения с мишенями, изготовленными из разных материалов. На рис. 3.1б на оси ординат отмечены значения удельной теплоты плавления $r_{\text{пл}}$ и удельной

теплоты парообразования r_k , что позволяет судить о скоростях удара, при которых начинаются указанные процессы.

Таким образом, можно констатировать, что плавление вещества начинается при скоростях удара более $2\text{--}3 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$. 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 выше $10\text{--}15 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$, а при скоростях выше $20\text{--}25 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$ процесс термической ионизации идет очень интенсивно, в результате чего из области соударения выбрасывается облако плазмы, имеющей температуру $\sim 10^4 \text{ К}$.

Представление об энергетических затратах на процессы, происходящие в области удара, дает табл. 3.2, где приведены усредненные расчетно-экспериментальные данные, полученные при скоростях удара $\sim 10 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$.

Таблица 3.2

Относительные затраты энергии на различные процессы

Процесс	$\varepsilon / \varepsilon_{\text{кин}}, \%$
Нагрев, включая плавление и испарение:	
частицы	5–10
мишени	20–25
Дробление	10–25
Выброс осколков	40–50
Ударная ионизация	< 1
Световая вспышка	< 1

К настоящему времени разработаны эффективные численные методы решения уравнения состояния вещества в области удара, позволяющие рассчитывать для разных моментов после соприкосновения тел трехмерные картины распределения вещества, находящегося в различных фазовых состояниях. Результаты таких расчетов дают информацию о процессах образования крате-

ров в мишенях, процессах выброса осколков, расплава и плазмы из области удара и т. п. В числе первых работ такого рода следует особо отметить расчеты, выполненные российскими учеными в начале 1980-х гг. при подготовке упоминавшегося выше космического эксперимента по изучения кометы Галлея с помощью КА «ВЕГА-1» и «ВЕГА-2». Сейчас, при резко возросшей производительности компьютеров, подобные расчеты проводятся достаточно широко.

3.2. Образование кратеров в мишени

Рассмотренные выше энергетические соотношения показывают, что параметры кратера, образуемого в мишени ударом частицы, зависят в первую очередь от скорости частицы и соответственно от совокупности процессов, протекающих при заданной скорости.

Кинетическая энергия бомбардирующей частицы становится достаточной для преодоления предела упругости материалов при скоростях $\sim 0,1\text{--}0,3 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$. В этом случае при ударе частица заметно деформируется, а на поверхности мишени из пластичного материала (металла) образуется вмятина с отношением глубины к диаметру $H/D \leq 0,1$.

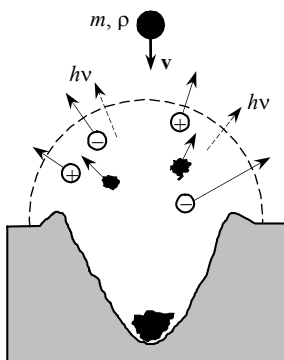


Рис. 3.2. Схема образования кратера в пластичной мишени

По мере увеличения скорости частицы последовательно достигаются указанные выше пороговые скорости для процессов плавления ($2\text{--}3 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$), парообразования ($10\text{--}15 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$) и интенсивной термической ионизации паров ($20\text{--}25 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$). В соответствии с этим изменяется конфигурация кратера. Расплавленный материал выдавливается из кратера и при застывании образует вокруг него валик (бруствер). Глубина кратера увеличивается до $H/D \sim 1$, а дно кратера приобретает полусферическую форму. Испарение вещества из области удара носит взрывной характер, при котором

растет диаметр кратера D , а глубина H изменяется незначительно.

В общем случае, при достаточно высокой скорости бомбардирующей частицы в области удара вещество присутствует одновременно в твердом, жидком и газообразном состояниях, причем пар может быть сильно ионизован. Схематически образование кратера в пластичной мишени изображено на рис. 3.2. На этом рисунке обозначены процессы выброса фрагментов вещества, эмиссии заряженных частиц и квантов электромагнитного излучения, а также показаны остатки бомбардирующей частицы на дне кратера.

Основные виды механических повреждений пластичной

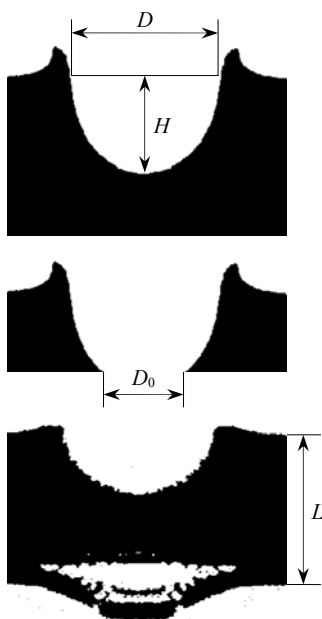


Рис. 3.3. Возможные механические повреждения пластичной мишени при высокоскоростном ударе

мишени, возникающих при высокоскоростном ударе, представлены на рис. 3.3. В верхней части рисунка показан случай образования кратера, характеризуемого диаметром D и глубиной H , в

достаточно толстой мишени. Далее показан сквозной пробой мишени с образованием в мишени отверстия диаметром D_0 . В нижней части рисунка показано образование откола на задней поверхности мишени толщиной L вследствие растяжения материала волной разрежения, уходящей от задней поверхности.

На рис. 3.4 представлен кратер диаметром ~ 50 мкм в металлическом образце, экспонировавшемся на внешней поверхности станции «Мир». Видно, что конфигурация реального кратера может быть существенно более сложной. Часто вокруг основного кратера могут образовываться вторичные кратеры за счет диссипации возникающих при высокоскоростном соударении ударных волн на структурно-фазовых неоднородностях материала.

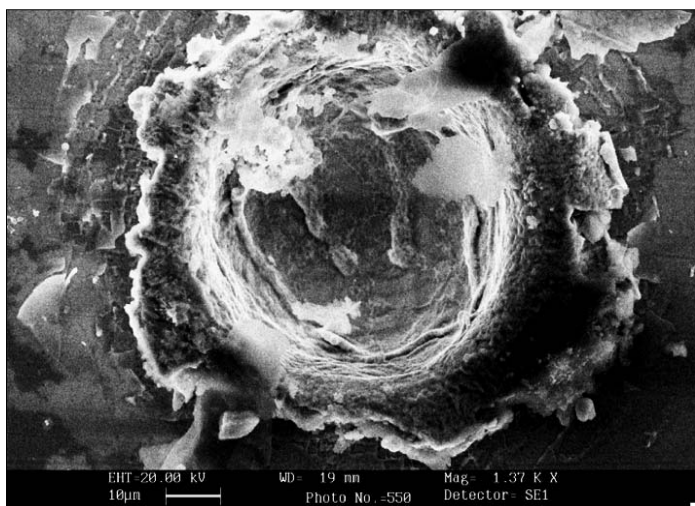


Рис. 3.4. Кратер в металлическом образце от удара космической частицы

Изображение кратера в образце алюминиевого сплава, созданного в лабораторном эксперименте ударом стального шарика диаметром 0,7 мм со скоростью $1,4 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$, приведено на рис. 3.5. Видно, что при такой скорости удара образовавшийся кратер имеет правильную форму, причем на фотографии отчетливо виден характер пластической деформации поверхности мишени,

включая бруствер, окаймляющий кратер, и деформацию поверхностного слоя, прослеживаемую по искривлению следов исходной обработки поверхности.

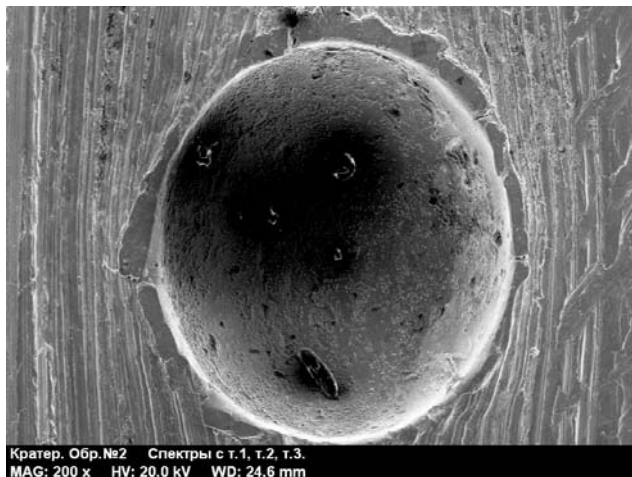


Рис. 3.5. Кратер в алюминиевом сплаве

Получено много эмпирических и теоретических соотношений для описания связи параметров, характеризующих повреждение мишени, с параметрами бомбардирующей частицы. Здесь приведем лишь наиболее простые и часто используемые выражения.

Отношение глубины кратера H к диаметру частицы d , плотность материала которой $\rho_{\text{ч}}$, а скорость v , определяется следующим образом:

$$\frac{H}{d} = k \rho_{\text{ч}}^{\alpha} v^{\beta},$$

где $k = 0,3-0,6$; $\alpha = 1/3-1/2$; $\beta \cong 2/3$. Значения параметров k , α , β зависят от свойств материала мишени и рассматриваемого диапазона скоростей удара.

Подобное выражение может быть использовано и для определения отношения D/d . На рис. 3.6 показана область значений D/d для разных скоростей удара v , полученная при варьировании параметров в расчетном выражении.

Диаметр отверстия в тонкой ($L/d < 0,5$) мишени определяется с помощью выражения

$$D_0/d = 2,4 \frac{v}{a} (L/d)^{2/3} + 0,9,$$

где a – скорость звука в материале мишени.

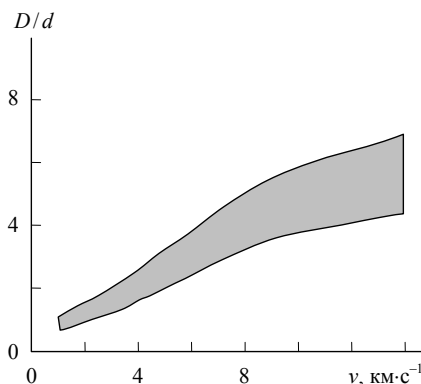


Рис. 3.6. Зависимость отношения диаметра кратера D к диаметру частицы d от скорости частицы v

Откольную пластину, отделяющуюся от задней поверхности мишени, принято характеризовать диаметром, который обычно составляет $(2-3)L$, и толщиной, лежащей в интервале $(0,1-0,5)L$.

Процесс образования кратеров в хрупких материалах, в значительном количестве присутствующих на поверхности КА (защитные стекла солнечных батарей (СБ), линзы оптических устройств, иллюминаторы и т. п.), более сложен. Для описания кратера, образованного ударом быстрой частицы о хрупкую мишень, обычно используются два значения диаметра кратера:

- ♦ диаметр центральной впадины D_p ;
- ♦ диаметр D_c , определяемый по максимальному размеру кольцевых трещин, которые образуются в хрупкой мишени вокруг центральной впадины.

В некоторых случаях для описания поперечных размеров кратера используются и другие параметры, например, диаметр D_s , определяемый по максимальному разлету осколков, выброшенных из кратера.

Однако этот параметр обычно мало отличается от значения D_c , измерение которого, как правило, производится более надежно.

Для определения диаметров кратера D_p и D_c используются следующие эмпирические выражения:

$$D_p = 0,1 d \rho_{\text{ч}}^{2/3} \rho_{\text{м}}^{-1/2} v^{2/3},$$

$D_c = (2-5) D_p$, а для определения глубины кратера H – выражение:

$$H = 0,6 d \left(\frac{\rho_{\text{ч}}}{\rho_{\text{м}}} \right)^{1/2} v^{2/3},$$

где d – диаметр бомбардирующей частицы; $\rho_{\text{ч}}$, $\rho_{\text{м}}$ – плотность вещества частицы и мишени; v – скорость соударения.

На рис. 3.7 представлены изображения кратеров, полученных в лабораторных экспериментах при бомбардировке кварцевых стекол металлическими микрочастицами. Эти рисунки наглядно иллюстрируют справедливость описания диаметра кратера в хрупкой мишени приведенными выше параметрами.

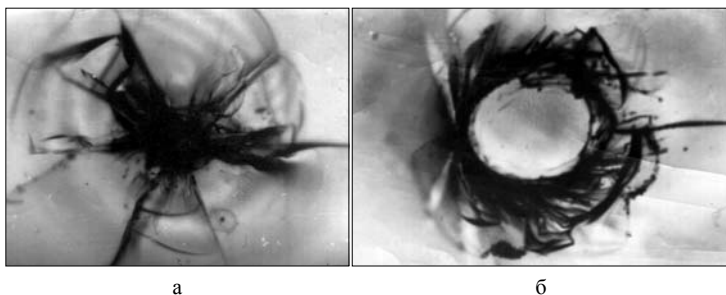


Рис. 3.7. Кратеры в кварцевом стекле, образованные ударами металлических микрочастиц со скоростью $\sim 8 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$

На рис. 3.7а отчетливо видна центральная область кратера, по которой определяется его диаметр D_p . От центральной области расходятся радиальные трещины, окруженные кольцевыми трещинами, по которым, как указывалось выше, определяется диаметр кратера D_c . На рис. 3.7б также хорошо видна центральная область, которая здесь выглядит светлой вследствие иных условий освещения при фотографировании мишени. Радиальные трещины в данном случае выражении менее отчетливо. Однако здесь

хорошо видны выброшенные из кратера осколки, по внешней границе зоны выброса которых определяется диаметр кратера D_S .

На рис. 3.8 показана микрофотография кратера на поверхности защитного стекла фотоэлектрического преобразователя (ФЭП), возвращенного с орбитальной станции «Мир». Общая структура кратера подобна наблюдавшейся в лабораторных экспериментах.

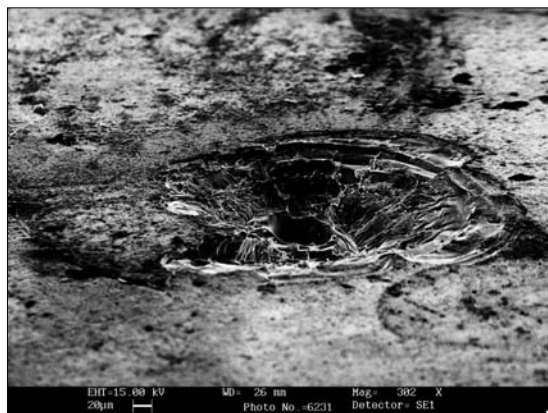


Рис. 3.8. Кратер в защитном стекле ФЭП

Некоторые экспериментальные данные, характеризующие зависимость параметров кратеров в хрупких мишенях (в качестве основного материала мишени рассматриваются кварцевые стекла), от параметров бомбардирующих частиц приведены в табл. 3.3.

На рис. 3.9 показана полученная с помощью электронного микроскопа фотография нескольких кратеров, образованных ударами частиц Ti разных размеров о Ge -мишень. Хорошо видно, что при ударах мелких частиц образования сколов и кольцевых трещин, по которым определяются размеры кратера D_S и D_c , не происходит. В то же время можно отметить, что процесс образования сколов носит вероятностный характер. Таким образом, параметры кратеров, образующихся в хрупких мишенях, имеют значительный разброс даже при весьма близких условиях взаимодействия бомбардирующих частиц с мишенью.

Таблица 3.3

Зависимость параметров кратеров в хрупких мишенях
от параметров бомбардирующих частиц

Скорость частиц v , $\text{км}\cdot\text{с}^{-1}$	Диаметр частиц d , см	Глубина кратера H , см	H/d	D_c/d	D_p/d
6	$4,0\cdot 10^{-4}$	$1,0\cdot 10^{-4}$	0,3	3,3	1,4
6	$3,4\cdot 10^{-4}$	$5,0\cdot 10^{-5}$	0,1	2,9	1,4
7	$3,3\cdot 10^{-4}$	$9,0\cdot 10^{-5}$	0,3	3,0	1,5
9	$2,0\cdot 10^{-4}$	$1,1\cdot 10^{-4}$	0,5	3,0	1,4
10	$1,8\cdot 10^{-4}$	$9,0\cdot 10^{-5}$	0,5	3,5	1,6
13	$1,4\cdot 10^{-4}$	$1,0\cdot 10^{-4}$	0,7	3,4	1,7
14	$1,1\cdot 10^{-4}$	$7,0\cdot 10^{-5}$	0,6	3,2	1,7
7	$6,0\cdot 10^{-2}$	$1,0\cdot 10^{-1}$	1,7	41,0	—
7	$6,0\cdot 10^{-2}$	$1,0\cdot 10^{-1}$	1,8	44,8	—
5	$4,0\cdot 10^{-2}$	$1,2\cdot 10^{-1}$	3,1	38,8	—
7	$6,0\cdot 10^{-2}$	$1,3\cdot 10^{-1}$	2,2	52,0	—
7	$4,0\cdot 10^{-2}$	$1,3\cdot 10^{-1}$	3,3	40,0	—
6	$8,0\cdot 10^{-2}$	$1,4\cdot 10^{-1}$	1,8	47,5	—
6	$4,0\cdot 10^{-2}$	$1,5\cdot 10^{-1}$	3,8	47,0	—
7	$1,0\cdot 10^{-1}$	$1,8\cdot 10^{-1}$	1,8	44,9	—

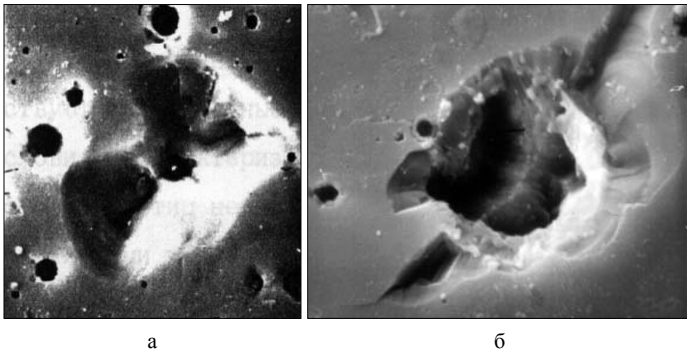


Рис. 3.9. Кратеры, образованные в пластине Ge ударами Ti частиц с поперечными размерами $d \sim 0,5\text{--}1,5$ мкм и скоростями $v \sim 4\text{--}6$ км·с⁻¹

3.3. Эмиссия заряженных частиц и электромагнитное излучение из области высокоскоростного удара

Явление эмиссии электронов и ионов при соударении твердых частиц с мишенью положено в основу работы различных приборов, используемых на КА для регистрации и измерения параметров метеорных частиц и частиц космического мусора, а также в лабораторных экспериментах с ускоренными твердыми частицами. По величине суммарного электронного или ионного заряда, эмитируемого при соударении, можно судить о скорости и массе регистрируемой частицы, а спектр масс эмитируемых ионов дает, кроме того, информацию о химическом составе частицы и физико-химических процессах, протекающих при ударном сжатии и нагревании вещества в области соударения частицы с мишенью. В то же время возникающая при ударе импульсная эмиссия заряженных частиц может создавать помехи работе различных бортовых устройств КА.

Основным механизмом образования электронов и ионов, эмитируемых из области удара, является термическая ионизация паров вещества. Выше указывалось, что интенсивность этого процесса растет с увеличением скорости соударения. Для описания зависимости суммарного эмитируемого заряда Q от скорости бомбардирующей частицы v получено эмпирическое выражение

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

где m – масса частицы; $\alpha \approx 0,85 - 1$; $\beta \approx 2,8 - 3,2$ – константы, зависящие от свойств материалов частицы и мишени; k – коэффициент, определяемый из экспериментальных данных.

Примечательно, что эта формула по структуре подобна приведенной выше формуле для отношения глубины кратера к диаметру частицы H/d . Такое совпадение не является случайным, поскольку интенсивность всех процессов, протекающих при высокоскоростном ударе, определяется исходной кинетической

энергией бомбардирующей частицы и закономерностями преобразования энергии в области соударения. В этой связи следует отметить, что показатель степени $\beta \approx 2,8-3,2$ в формуле для эмитируемого заряда Q практически совпадает с показателем в степенной зависимости удельной внутренней тепловой энергии частицы от скорости удара.

На рис. 3.10 показана полученная в лабораторных экспериментах зависимость величины удельного (на единицу массы бомбардирующей частицы) эмитируемого ионного заряда от скорости соударения при бомбардировке частицами Al и Cr серебряной мишени. Видно, что регистрируемый заряд претерпевает значительные вариации, которые обусловлены вероятностным характером наблюдаемых процессов, а также несферичностью использованных в экспериментах частиц и несовершенством поверхности мишени.

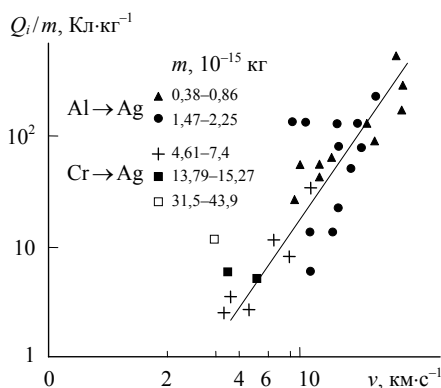


Рис. 3.10. Зависимость удельного эмитируемого ионного заряда от скорости бомбардирующих частиц

Помимо механизма термической ионизации паров вещества, некоторый вклад в величину эмитируемого заряда могут давать и другие механизмы: поверхностная ионизация, механоэмиссия и т. п. За счет этого регистрируемый отрицательный (электронный) заряд обычно несколько больше ионного.

При использовании электростатического метода ускорения частиц действует специфический дополнительный механизм возникновения эмиссии, связанный с наличием у ускоренной твердой частицы собственного электрического заряда. В этом случае при сближении налетающей частицы с мишенью на расстояние, меньшее диаметра частицы d , между частицей и мишенью происходит электрический разряд. Ток разряда вызывает сильный локальный разогрев вещества частицы и мишени до температуры $T \sim 10^3\text{--}10^4$ К, что обеспечивает эмиссию электронов и ионов даже при скоростях удара ниже $2 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$, т. е. ниже пороговой скорости начала плавления вещества при ударе.

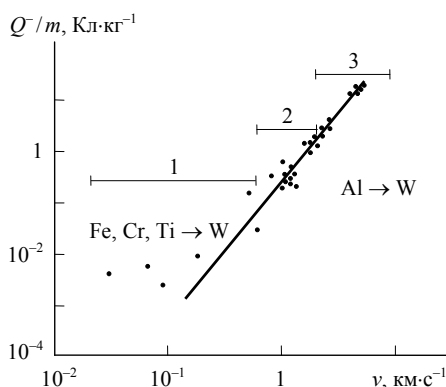


Рис. 3.11. Зависимость удельного эмитируемого электронного заряда от скорости бомбардирующих частиц при $v < 10 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$

Проведенные в НИИЯФ МГУ исследования позволили установить, что указанный электроразрядный механизм эмиссии достаточно эффективен. На рис. 3.11 представлена зависимость от скорости частицы удельного электронного заряда Q^-/m , полученная в диапазоне скоростей бомбардирующих частиц $v \sim 0,03\text{--}10 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$. На этом рисунке цифрами 1–3 указаны характерные интервалы скоростей, в которых действуют различные механизмы эмиссии:

- ♦ при скоростях удара $v < 1 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$ (интервал 1) эмиссия обусловлена наличием у бомбардирующей частицы собственного электрического заряда;

- ♦ в интервале скоростей 2 действует как механизм эмиссии, связанный с собственным зарядом частицы, так и механизм, обусловленный преобразованием кинетической энергии частицы;
- ♦ в интервале 3 механизм, обусловленный преобразованием кинетической энергии частицы, становится преобладающим.

Подтверждение эффективности механизма эмиссии, связанного с возникновением электрического разряда между подлетающей частицей и мишенью, получено и при изучении масс-спектров эмитируемых ионов.

На рис. 3.12 приведены две масс-спектрограммы, полученные при бомбардировке мишени из Nb частицами Сг. Верхние кривые на обеих масс-спектрограммах являются записью сигнала, снимаемого с мишени, который отражает процесс индукции заряда на мишени подлетающей микрочастицей. Спектры получены для частиц с близкими скоростями 265 и 250 м·с⁻¹ соответственно, а заряд частицы для нижней спектрограммы был в 2 раза больше ($3,5 \cdot 10^{-13}$ и $7,0 \cdot 10^{-13}$ Кл). Однако, несмотря на большую величину заряда второй частицы, нижняя масс-спектрограмма содержит меньшее число линий, нежели верхняя масс-спектрограмма. Это обусловлено более высокой в первом случае интенсивностью электрического разряда, возникающего при сближении заряженной частицы с мишенью.

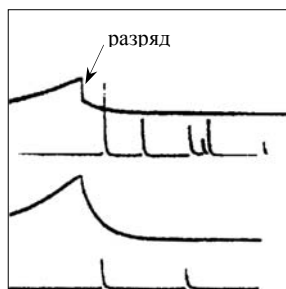


Рис. 3.12. Масс-спектры ионов при возникновении эмиссии за счет электрического разряда с частицы на мишень

Следует отметить, что космические частицы естественного и искусственного происхождения также могут иметь достаточно значительный электрический заряд, образующийся за счет воздействия на них окружающей плазмы и солнечного ультрафиолетового излучения. Поэтому при создании приборов для проведения измерений в космосе и при обработке результатов космических экспериментов нужно учитывать возможность протекания эмиссионных процессов как за счет кинетической энергии регистрируемых частиц, так и за счет их потенциальной энергии, обусловленной наличием электрического заряда.

Нагретое до высокой температуры вещество в области удара является также источником электромагнитного излучения в широком диапазоне длин волн. Неоднократно проводились лабораторные эксперименты по регистрации световых вспышек при высокоскоростном ударе. Было установлено, что зависимость интенсивности вспышки от массы и скорости частицы аналогична приведенной выше зависимости эмитируемого заряда Q от указанных параметров. Это опять-таки объясняется общими закономерностями преобразования энергии в области удара.

Если в качестве мишеней использовать сцинтилляторы, например широко применяемые в ядерных исследованиях кристаллы CsI(Tl) или ZnS(Ag), то интенсивность регистрируемых при ударе вспышек значительно возрастает. При этом вспышки, вызываемые частицами с поперечными размерами ~ 1 мкм и скоростями $\sim 3\text{--}5 \text{ км}\cdot\text{с}^{-1}$, можно наблюдать невооруженным глазом. Следует однако помнить, что в этом случае увеличение интенсивности вспышки обеспечивается за счет эффективного преобразования кинетической энергии частицы в энергию возбужденных состояний в кристалле. Применение сцинтилляторов в подобных экспериментах интересно с точки зрения создания приборов для регистрации твердых микрочастиц и измерения их параметров

Известны эксперименты и по регистрации в радиодиапазоне излучения, сопровождающего высокоскоростной удар. Так, японскими учеными с помощью высокочувствительного приемника

были выполнены измерения радиоизлучения на частотах 2–20 ГГц, возникавшего при ударах нейлоновых шариков с массой около 0,2 г и скоростью $4 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$ о металлические мишени. Оказалось, что энергия регистрируемого излучения составляет ничтожную долю ($\sim 3 \cdot 10^{-18}$) от кинетической энергии бомбардирующей частицы. Тем не менее предполагается использовать подобные приемники в космических условиях для регистрации ударов твердых частиц о поверхность КА.

3.4. Инициирование ударами твердых микрочастиц электрических разрядов в вакууме и в диэлектриках

На внешней поверхности современных КА располагается значительное количество оборудования, работающего при напряжениях от единиц до десятков киловольт: детекторы и спектрометры заряженных частиц, ионные и плазменные двигатели, преобразователи энергии СБ, антенны телевизионного и связного оборудования и т. д. Для таких устройств космический вакуум является естественной изолирующей средой. В связи с наметившейся в последние годы тенденцией создания негерметизированных КА, что выгодно как с точки зрения минимизации их габаритно-весовых характеристик, так и с экономической точки зрения, количество бортового оборудования, работающего в открытом космосе, будет возрастать. Это повлечет за собой дальнейшее обострение проблемы возникновения электрических разрядов на КА.

В оборудовании, находящемся на поверхности КА, могут возникать электрические разряды двух основных форм: газовый разряд и вакуумный разряд. При сравнительно низком вакууме вероятность возникновения самостоятельного газового разряда между электродами определяется процессами в самом газе. Применительно к анализу электрического разряда вакуум принято харак-

теризовать произведением давления газа p на длину разрядного промежутка l . Область наиболее низких напряжений зажигания самостоятельного газового разряда (минимум кривой Пашена) соответствует значениям $pl \sim 1-10$ Па·м. Такие вакуумные условия вблизи поверхности КА могут существовать в первые дни и даже недели после вывода КА на орбиту, в течение которых идет процесс интенсивного обезгаживания КА.

При давлениях, соответствующих значениям $pl \leq (3-5) \cdot 10^{-2}$ Па·м (граница левой ветви кривой Пашена со стороны низких давлений), происходит переход от газового разряда к разряду в вакууме, когда определяющими в возникновении разряда становятся процессы на электродах, а давление и состав остаточного газа играют роль лишь в той мере, в какой от них зависит состояние поверхности электродов.

При ударах твердых микрочастиц об электроды или изоляторы высоковольтного оборудования, функционирующего вне герметичных отсеков КА, эмитируемые из области соударения электроны и ионы ускоряются электрическими полями в межэлектродных промежутках оборудования и при попадании на электроды дают начало новым вторично-эмиссионным процессам, что и приводит в конечном итоге к возникновению электрического разряда (пробоя) в межэлектродном промежутке.

Физический механизм инициирования электрического разряда в вакууме ударом твердой микрочастицы об электрод первоначально изучался в связи с конструированием электростатических ускорителей электронов и ионов. При этом в качестве инициирующей частицы рассматривалась металлическая частица, отрывающаяся от одного из электродов и ускоряемая существующим в межэлектродном промежутке электрическим полем.

Предполагалось, что удар частицы приводит к электрическому пробую при следующих условиях:

- ♦ кинетическая энергия частицы перед соударением с электродом достигает величины, достаточной для испарения частицы;

- ♦ количество образовавшихся паров в еще не расширившемся облаке должно быть достаточным для зажигания в нем газового разряда, соответствующего минимуму кривой Пашена;
- ♦ возникший слабый разряд перерастает в пробой только в том случае, если продукты этого разряда, воздействуя на катод, создадут там условия для образования достаточно интенсивного источника электронов, например, нагреют какой-то участок катода до появления заметной термоэмиссии.

Очевидно, что в условиях космического пространства при высоких скоростях ударов твердых частиц об электроды указанные условия будут выполняться с большей вероятностью по сравнению с рассматривавшимся случаем инициирования пробоев в электростатических ускорителях. Проведенные лабораторные исследования механизма инициирования электрических пробоев ударами твердых частиц подтвердили его высокую эффективность.

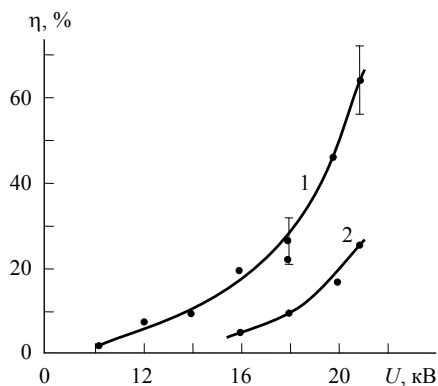


Рис. 3.13. Вероятность инициирования электрического пробоя в вакуумном промежутке при бомбардировке сплошного электрода микрочастицами: 1 – при отрицательном напряжении на сплошном электроде; 2 – при положительном напряжении

На рис. 3.13 представлены результаты измерения в лабораторных экспериментах вероятности инициирования электрического

пробоя ударами ускоренных микрочастиц. В эксперименте использовался плоский конденсатор с сетчатым верхним электродом, сквозь который бомбардирующие частицы проникали к нижнему сплошному электроду. Исследования проводились с использованием частиц алюминия диаметром около 1 мкм при скоростях частиц $v \sim 10 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$. Здесь по оси абсцисс отложено напряжение на вакуумном промежутке, а по оси ординат – вероятность возникновения пробоя при ударе. Видно, что вероятность инициирования пробоя достаточно велика, причем она зависит от полярности напряжения, приложенного к вакуумному высоковольтному промежутку: при ударах частиц о катод вероятность пробоев выше по сравнению со случаем ударов частиц об анод. Такая зависимость хорошо согласуется с рассмотренной выше физической картиной развития пробоя.

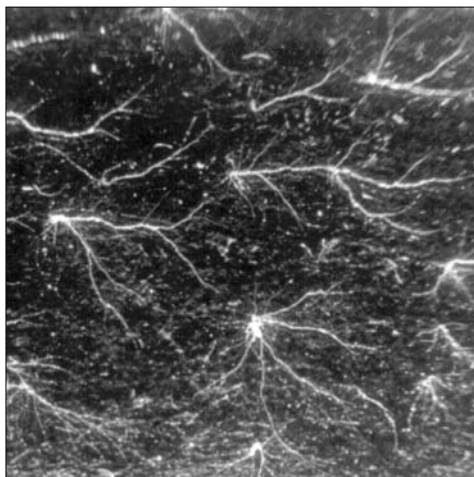


Рис. 3.14. Электрические пробой в радиационно-заряженном стекле, вызываемые ударами микрочастиц

В случае бомбардировки твердыми частицами диэлектриков, подвергшихся облучению электронами с энергией 1–5 МэВ, которая характерна для электронов радиационных поясов Земли, удары частиц могут инициировать электрические разряды в объ-

еме диэлектрика, сопровождающиеся образованием характерных разрядных фигур. В облученном диэлектрике образуется внедренный электронный заряд, создающий электрическое поле между поверхностью диэлектрика и областью залегания заряда. Инициирование разряда происходит за счет локального повышения проводимости диэлектрика в области распространения ударной волны.

На рис. 3.14 показаны результаты лабораторного моделирования описанного явления. В этом эксперименте образец оптического стекла заряжался электронами с энергией ~ 1 МэВ при флюенсе $\sim 5 \cdot 10^{12} \text{ см}^{-2}$ и затем подвергался бомбардировке частицами алюминия с поперечными размерами ~ 1 мкм и скоростями около $3,0 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$. В результате такого воздействия в образце возникли разрядные фигуры с выходом канала на поверхность в точку удара микрочастицы.

Такое совместное, причем не обязательно одновременное, воздействие на диэлектрики электронов радиационных поясов и твердых микрочастиц может являться причиной значительного ускорения ухудшения их механических и оптических характеристик, что чрезвычайно важно для анализа повреждений защитных стекол СБ, линз оптических приборов, иллюминаторов и т. п.

4. ПРИБОРЫ ДЛЯ РЕГИСТРАЦИИ И ИЗМЕРЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ БЫСТРЫХ МИКРОЧАСТИЦ

4.1. Детекторы твердых микрочастиц

В разд. 1.5. указывалось, что накопленная к настоящему времени информация о плотности потоков твердых микрочастиц естественного и искусственного происхождения в космическом пространстве и о параметрах частиц (скорость, масса, элементный состав) получена главным образом путем лабораторного исследования открытых элементов конструкции КА и образцов материалов после пребывания их в космосе.

В этом разделе рассмотрим детекторы, вырабатывающие электрический сигнал при взаимодействии с ними твердых микрочастиц. Сигнал детектора может нести информацию не только о факте попадания частицы, но и о ее параметрах, от которых зависят амплитуда и форма сигнала. Преимуществом таких детекторов является, как уже указывалось, возможность изучения с их помощью пространственно-временных вариаций потоков частиц, а недостатком – относительно малая площадь чувствительной поверхности, что при низкой плотности измеряемых потоков

требует проведения длительных измерений для набора необходимой статистики.

Работа детектора может основываться на любом из рассмотренных выше физических явлений, возникающих при ударе твердой микрочастицы о мишень. Поскольку величина практически любого эффекта, вызываемого соударением микрочастицы с поверхностью твердого тела, зависит, как это было показано выше на примерах образования кратеров и эмиссии электронов и ионов из зоны соударения, от двух параметров воздействующей частицы – ее массы и скорости, при создании приборов следует стремиться к тому, чтобы их работа основывалась на двух–трех различных физических явлениях. В этом случае из экспериментальных данных возможно независимое определение массы и скорости частиц.

В соответствии со спецификой физических явлений, лежащих в основе работы детекторов последние могут быть разделены на группы. Так, использовавшиеся в первых измерениях потоков твердых частиц в ОКП пьезоэлектрические датчики реагируют на *механическое воздействие*. К детекторам этой группы относятся также твердотельные и газонаполненные ячейки. В первом случае удар частицы вызывает резкое изменение электрического сопротивления ячейки, а во втором – создает сквозной пробой в тонкой стенке ячейки, что влечет за собой выход газа из ячейки и замыкание связанных с ней электрических контактов.

Наиболее совершенными детекторами, реагирующими на механическое воздействие, являются тонкопленочные конденсаторы, представляющие собой структуру «металл–диэлектрик–металл» (МДМ), в которой толщина диэлектрика (полимерной пленки) составляет обычно от 2 до 20 мкм, а толщина напыленных на нее с обеих сторон металлических электродов – 20–50 нм. Такие детекторы вырабатывают сигналы на нагрузочном сопротивлении как при ударах, не приводящих к сквозному пробое пленки, так и при сквозных пробоях. В отсутствие пробоя импульс тока в электрической цепи возникает за счет резкого увеличения проводимости диэлектрика при его ударном сжатии, а

при пробое – за счет замыкания обкладок конденсатора через сквозной проводящий канал. Важно, что даже при сквозных пробоях, датчик срабатывает многократно, так как при прохождении импульса тока металлизация вокруг отверстия оплавляется и отходит от него, предотвращая тем самым стационарное замыкание обкладок. На рис. 4.1 показан фрагмент МДМ-структуры со сквозными отверстиями, образованными множественными ударами металлических микрочастиц при проведении исследований таких структур на электростатическом ускорителе НИИЯФ МГУ.

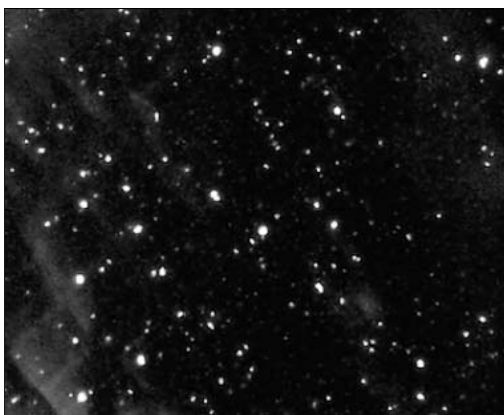


Рис. 4.1. Фрагмент металлизированной лавсановой пленки после бомбардировки частицами Al на электростатическом ускорителе

Существует достаточно много разновидностей детекторов, в которых используется *эффект преобразования кинетической энергии* частицы во внутреннюю энергию вещества. К этой группе относятся детекторы, работающие на основе возникновения при ударе эмиссии электронов и ионов, световых вспышек, радиоизлучения, и некоторые другие.

При регистрации световых вспышек, вызываемых ударами твердых частиц, для повышения их интенсивности можно, как уже отмечалось, использовать сцинтилляторы, применяемые в ядерно-физических исследованиях. Методы и технические средства регистрации световых вспышек (фотоэлектронные умножи-

тели, фотодиоды), используемые в обоих случаях, во многом схожи. Продолжая эту аналогию, укажем, что полупроводниковые детекторы, являющиеся в настоящее время одним из главных инструментов при исследовании ионизирующих излучений, также могут быть использованы для регистрации твердых микрочастиц, поскольку при интенсивном ударном сжатии полупроводника в зоне проводимости образуется достаточное количество неравновесных носителей заряда.

Наибольший интерес в числе детекторов данной группы представляют эмиссионные детекторы, использовавшиеся в ряде космических экспериментов. В эмиссионных детекторах производится измерение полного электронного или ионного заряда, эмитируемого из области соударения твердой частицы с мишенью. Заряд собирается на расположенный вблизи мишени коллектор, подключенный к измерительной цепи. В качестве коллектора часто используется металлическая сетка.

Для измерения очень малых эмитируемых зарядов (менее 10^{-14} – 10^{-15} Кл) можно использовать вторично-электронные умножители (ВЭУ), разновидностью которых являются упоминавшиеся выше каналные электронные умножители (КЭУ). При этом масса регистрируемых частиц может быть снижена до $\sim 10^{-18}$ кг. При использовании ВЭУ между металлической мишенью, о которую ударяются твердые микрочастицы, и первым динодом или экранирующей сеткой, часто устанавливаемой на входе ВЭУ, прикладывается некоторое ускоряющее напряжение, полярность которого определяется знаком заряда собираемых на динод частиц: электронов или положительных ионов. Коэффициент усиления ВЭУ составляет $\sim 10^4$ – 10^5 .

Важным типом эмиссионных детекторов являются времяпролетные масс-спектрометрические преобразователи, более подробное описание которых будет дано ниже.

Рассмотренные выше детекторы твердых микрочастиц являются детекторами контактного типа, т. е. они вырабатывают сигнал только при ударах частиц о чувствительную поверхность. Существуют также и бесконтактные детекторы: *индукционные и*

оптические. Применение первых возможно только при наличии у регистрируемых частиц электрического заряда. Оптические детекторы достаточно громоздки и даже в случае искусственной подсветки регистрируемых частиц уступают по чувствительности ионизационным детекторам.

В заключение данного раздела еще раз подчеркнем, что все эффекты, вызываемые ударами твердых частиц, зависят от двух параметров: скорости частиц и их массы, которая в свою очередь определяется размерами и плотностью частиц. Поэтому при построении измерительных приборов следует по возможности использовать сочетания из двух–трех детекторов, работающих на разных физических принципах. В этом случае мы получим необходимый набор исходных данных для определения указанных параметров. Если же мы имеем только один детектор, и соответственно при обработке экспериментальных данных имеем одно уравнение с двумя неизвестными, то значение одного из указанных параметров приходится задавать. Именно по этой причине даются рекомендации по выбору средних значений скорости метеорных и техногенных частиц при обработке результатов экспериментов, о чем сообщалось в разд. 1.1.

4.2. Приборы для измерений в космосе

На основании опыта лабораторных исследований были сконструированы различные приборы, предназначенные для изучения потоков твердых микрочастиц естественного и искусственного происхождения в натурных космических экспериментах.

В этом разделе в качестве примеров рассмотрим приборы двух типов: комбинированный прибор на основе тонкоплочных конденсаторных датчиков и времяпролетный масс-спектрометрический преобразователь с электростатическими зеркалами.

На рис. 4.2 приведена схема прибора, построенного на основе двух тонкоплочных конденсаторных датчиков MDM1 и MDM2.

В данном приборе имеется возможность измерения скорости частицы времяпролетным методом, если она пробивает верхний тонкопленочный датчик. Если параметры частицы таковы, что сквозного пробоя верхнего датчика не происходит, частица регистрируется по параметрам импульса верхнего датчика. Импульсы от верхнего и нижнего конденсаторных датчиков регистрируются соответственно в каналах A1 и A2. Сетки, установленные вблизи поверхности конденсаторных датчиков, позволяют измерять величины зарядов, эмитируемых при ударе (каналы A3 и A4), что, как уже указывалось, позволяет получить необходимый набор исходных данных для независимого определения скорости и массы регистрируемой частицы.

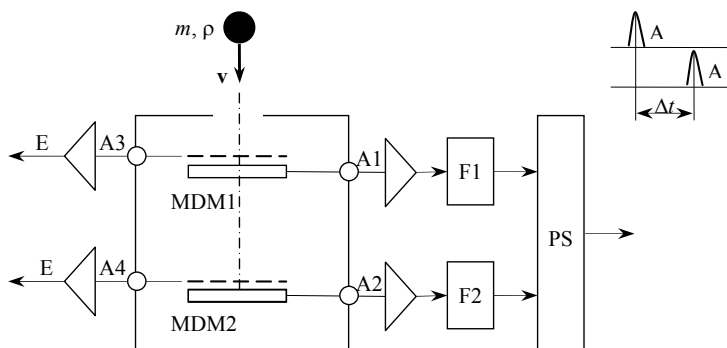


Рис. 4.2. Схема прибора с двумя тонкопленочными конденсаторными датчиками

На рис. 4.3 показана диаграмма чувствительности этого прибора (зависимость диаметра регистрируемых частиц от их скорости), полученная на основании расчетов и лабораторных экспериментов.

Мы видим, что медленные частицы (область 1), которые следует интерпретировать как частицы космического мусора, могут быть зарегистрированы посредством ударного сжатия конденсаторного датчика MDM1 только при размерах частиц $d \geq 10$ мкм. Размеры микрометеорных частиц, которые регистрируются с измерением скорости времяпролетным методом (область 3) и без

измерения скорости (область 4), зависят от скорости частиц. Отметим, что при использовании сигналов только от конденсаторных датчиков, т. е. без регистрации эмиссии заряженных частиц с поверхности датчиков, невозможно разделить сигналы, от частиц космического мусора в области 1 и от микрометеорных частиц в области 4.

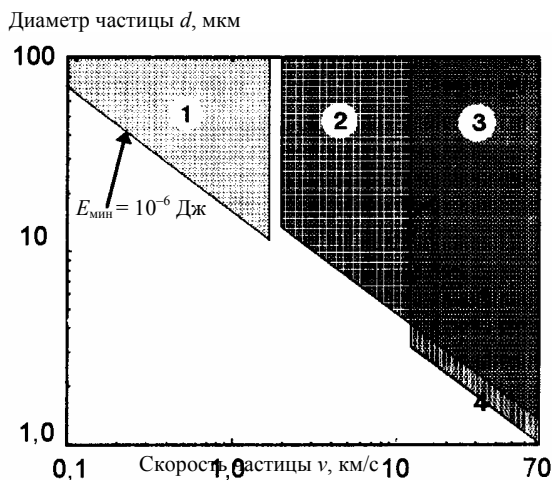


Рис. 4.3. Диаграмма чувствительности прибора с двумя тонкопленочными конденсаторными датчиками. На данной диаграмме цифрами 1–4 указаны следующие области регистрации: 1 – ударное сжатие диэлектрика датчика MDM1 частицами со скоростями $v \leq 1,6 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$ (минимальная энергия частиц $E_{\min} = 10^{-6} \text{ Дж}$); 2 – проникновение частиц со скоростями $2,0 \leq v \leq 12 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$ через MDM1; проникновение частиц со скоростями $v > 12 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$ через MDM1; ударное сжатие диэлектрика датчика MDM1 частицами с размерами $d < 3\text{--}4 \text{ мкм}$ и скоростями $v > 12 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$

Описанный прибор был использован в упоминавшихся выше измерениях на двух российских геостационарных ИСЗ серии «Горизонт», которые позволили впервые в мире получить данные о степени засоренности геостационарной орбиты техногенными микрочастицами. Результаты этих измерений приведены на рис. 4.4.

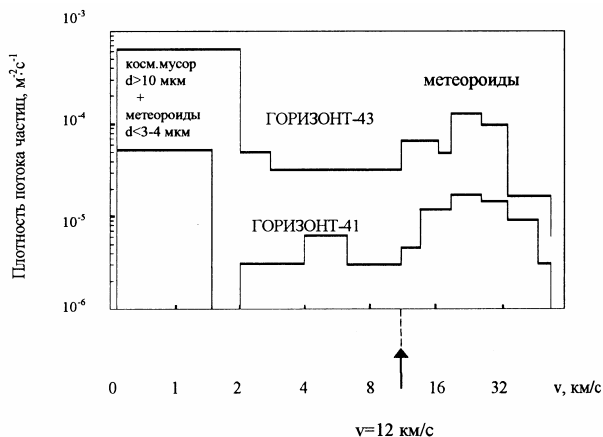


Рис. 4.4. Результаты измерения плотности потока микрочастиц естественного и искусственного происхождения с поперечными размерами $d = 1\text{--}1000 \text{ мкм}$ в области ГСО

Схемы разработанных времяпролетных масс-спектрометрических преобразователей представлены на рис. 4.5. В преобразователе первого типа (рис. 4.5а) ионы, образованные при ударе микрочастицы о мишень 1, ускоряются в промежутке между мишенью и сеткой 2 и далее движутся в верхнем дрейфовом промежутке. Затем ионы отражаются электростатическим зеркалом 3, состоящим из двух сеток, и через центральное отверстие в мишени направляются в нижний дрейфовый промежуток. При этом имеется возможность регистрации спектра масс после прохождения ионами только верхнего дрейфового промежутка, либо после прохождения и нижнего дрейфового промежутка. В первом случае ионы регистрируются каналным электронным умножителем У2, в который они направляются электрическим полем, создаваемым в промежутке между отклоняющим электродом 4 и входной сеткой умножителя У2. Во втором случае это поле отсутствует и ионы, отражаясь фокусирующим электростатическим зеркалом 5, направляются на умножитель У3. Преобразователь позволяет также измерять суммарный ионный заряд и скорость разлета ионов от мишени. При этом мишень 1 и верхняя сетка

электростатического зеркала 3 находятся под нулевым потенциалом, а ионы, движущиеся в верхнем дрейфовом промежутке за счет начальных скоростей, регистрируются с помощью умножителя У1. Необходимую для эффективной регистрации энергию ионы приобретают за счет наличия отрицательного потенциала на входной сетке умножителя У1. Общая длина преобразователя около 500 мм.

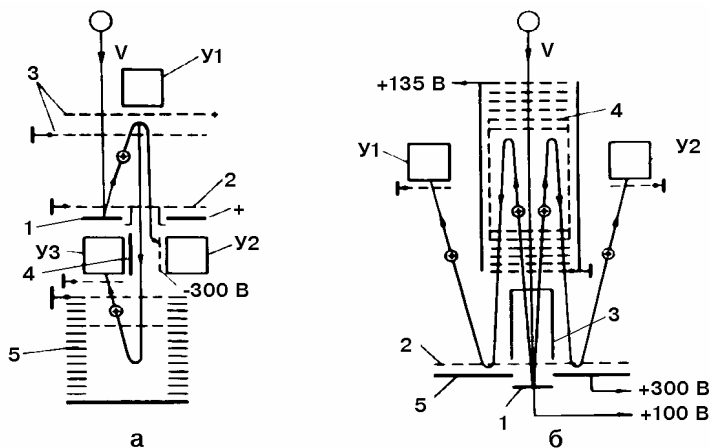


Рис. 4.5. Схемы времяпролетных масс-спектрометров с электростатическими зеркалами

Испытания показали, что разрешающая способность этого преобразователя при использовании только верхнего дрейфового промежутка составляет 50–60, а при использовании обоих дрейфовых промежутков достигает 200.

Однако во втором случае существенно уменьшается количество ионов, доходящих до детектора, что затрудняет использование преобразователя при малых скоростях регистрируемых частиц.

Преобразователь второго типа (рис. 4.5б) имеет более высокую чувствительность по заряду, а его разрешающая способность близка к 100 при длине конструкции 370 мм. В этом преобразователе ионы, образующиеся при ударе частицы о мишень 1, ускоряются сеткой 2 и через экранирующий цилиндр 3 попадают в

дрейфовый промежуток, где отражаются электростатическим зеркалом 4, а затем зеркалом, образованным сеткой 2 и электродом 5, попадая в конечном итоге на умножители У1 и У2. Использование этого преобразователя при низких скоростях регистрируемых частиц более предпочтительно.

Масс-спектры ионов, обсуждавшиеся выше (рис. 3.12), были получены при лабораторных испытаниях описанных масс-спектрометрических преобразователей.

Для устранения основного недостатка контактных детекторов – малой площади их чувствительной поверхности – была предложена и теоретически обоснована концепция создания малого КА, тонкопленочная оболочка которого является МДМ-структурой, т. е. конденсаторным датчиком ударов микрочастиц, а внутри оболочки установлен сферический коллектор для регистрации ионов при сквозном пробое оболочки.

Диаметр такого КА составляет около 10 м, при этом его чувствительная поверхность может быть разделена на секции, что позволит получить более полную информацию пространственно-временных вариациях потоков регистрируемых частиц.

5. МЕТОДЫ ЗАЩИТЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ МЕТЕОРНЫХ И ТЕХНОГЕННЫХ ТЕЛ

Методы защиты КА от повреждающего воздействия ударов твердых тел, входящих в состав метеорной материи и космического мусора, можно разделить на три группы:

- ♦ инженерно-конструкторские методы обеспечения необходимой прочности элементов конструкции КА и создания защитных экранов;
- ♦ активные методы предотвращения столкновений КА с метеороидами и техногенными телами;
- ♦ меры организационно-правового характера, направленные на снижение уровня засоренности ОКП техногенными объектами.

5.1. Применение защитных экранов

Наиболее разработанными и широко применяемыми являются инженерно-конструкторские методы защиты КА, реализуемые на стадиях проектирования, изготовления и испытаний КА. Ключевой задачей является выбор конструкции и толщины стенок корпуса КА исходя из требований обеспечения необходимого уровня

защиты КА при допустимых габаритно-весовых характеристиках конструкции.

Простейшим способом достижения высокого уровня защиты является применение достаточно толстых стенок, изготовленных из материалов, устойчивых к ударным воздействиям. Оценочные расчеты требуемой толщины стенок несложно сделать с помощью выражений, приведенных выше в разд. 3, используя сведения о параметрах бомбардирующих частиц (разд. 1).

Для определения минимальной толщины стенки, при которой не возникает сквозного пробоя, можно использовать так называемое баллистическое уравнение:

$$d = \left(0,106022 \, t H^{1/4} \sqrt{\rho_t / \rho_p} (c / V)^{2/3} \right)^{0,947368},$$

где d – диаметр бомбардирующей частицы, [см]; t – критическая толщина мишени, [см]; H – твердость материала мишени по Бринеллю, [МПа]; ρ_p, ρ_t – плотности частицы и мишени; c – скорость звука в материале частицы, [км·с⁻¹]; V – скорость частицы, [км·с⁻¹].

Уточненные данные получаются на основании трехмерного математического моделирования ударных воздействий и лабораторных испытаний материалов и элементов конструкции.

Более эффективную защиту можно обеспечить с помощью многослойных конструкций, состоящих из чередующихся слоев материалов с различными механическими свойствами. В этом случае на границах раздела слоев происходит частичное отражение ударной волны, распространяющейся от наружной поверхности, что в конечном итоге позволяет обеспечить необходимое ослабление ударной волны при меньшей толщине многослойной конструкции по сравнению с монолитной стенкой.

При расчете многослойных конструкций удобно использовать понятие акустического сопротивления материала: $G = \rho U$, где ρ – плотность материала рассматриваемого слоя, U – скорость распространения ударной волны в слое. С помощью этого параметра записываются выражения, устанавливающие связь между давле-

нием в импульсе сжатия в первом слое P_1 , давлением в отраженном от границы слоев импульсе $P_{отр}$ и давлением в импульсе, прошедшем во второй слой P_2 ,

$$\frac{P_{отр}}{P_1} = \frac{G_2 - G_1}{G_2 + G_1},$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{2G_2}{G_2 + G_1},$$

где G_1 и G_2 – акустическое сопротивление материалов первого и второго слоев соответственно.

Из приведенных соотношений видно, что при $G_2 \ll G_1$ происходит почти полное отражение импульса сжатия от границы раздела слоев, а при $G_2 = G_1$ импульс полностью передается через границу раздела. На основании этих соображений можно выбрать материалы для слоистой конструкции и оценить уровень обеспечиваемой защиты.

Типичным примером двухслойной конструкции является СБ КА с покровным защитным стеклом. Основным назначением защитных стекол СБ является снижение уровня радиационных повреждений ФЭП протонами радиационных поясов Земли. При этом стекла создают и защиту СБ от ударов твердых частиц.

Традиционно рассматриваемым механизмом деградации СБ в результате бомбардировки их микрометеорными частицами и частицами космического мусора является снижение прозрачности защитных стекол за счет образования на их поверхности кратеров, трещин и царапин. При этом предполагается, что степень снижения прозрачности пропорциональна суммарной площади поврежденных участков защитных стекол. На основании рассмотренных выше в предыдущих разделах данных о потоках частиц и размерах образующихся кратеров можно показать, что суммарная площадь поврежденных участков в течение года составит менее 0,1% от общей поверхности СБ. Если полагать, что снижение мощности СБ составит такую же величину, то данный вид деградации СБ можно считать не представляющим серьезной опасности.

В последние годы был теоретически обоснован и экспериментально подтвержден еще один механизм деградации СБ в результате ударных воздействий. Таким механизмом является повреждение n - p переходов ФЭП ударной волной, распространяющейся из области соударения частицы с поверхностью защитного стекла СБ.

В основе рассматриваемого физического механизма лежат представления о процессах образования кратера непосредственно на поверхности кремниевой пластины ФЭП, протекание которых приводит к повреждению n - p перехода. Наиболее важным из этих процессов является плавление полупроводниковой пластины на глубинах залегания n - p перехода (доли микрометра), в результате чего может происходить шунтирование n - p перехода или даже его короткое замыкание.

При бомбардировке твердыми частицами ФЭП с защитным стеклом ударная волна формируется в области соударения частицы с поверхностью защитного стекла и далее распространяется в глубь ФЭП, проходя границу раздела между стеклом и кремниевой пластиной. С помощью приведенных выше выражений можно определить давление за фронтом ударной волны, сформированной на поверхности защитного стекла, достаточное для плавления кремния в приповерхностной области ФЭП, где располагается n - p переход.

Очевидно, что для возникновения шунтирования n - p перехода ФЭП, снабженного защитным стеклом, значения диаметра и скорости бомбардирующих частиц должны быть выше некоторых пороговых величин, при достижении которых начинается плавление кремниевой пластины и образование кратера в ФЭП. На рис. 5.1 приведены рассчитанные для разных материалов бомбардирующей частицы зависимости отношения порогового значения диаметра частиц $d_{пор}$ к толщине защитного стекла L от скорости частиц v . В области скоростей $v < 10 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$ все кривые начинаются от порогового значения скорости, ниже которого плавление кремния невозможно.

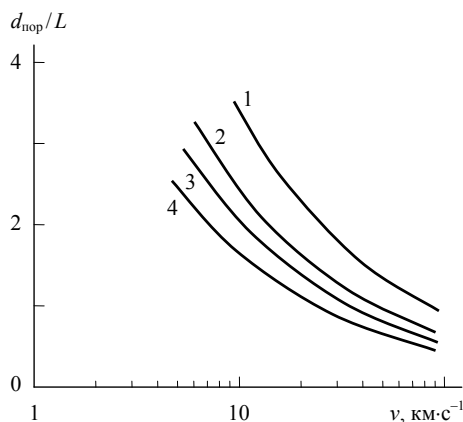


Рис. 5.1. Зависимость отношения порогового значения диаметра частиц к толщине защитного стекла от скорости частиц: 1 – вещество с $\rho = 1 \text{ г·см}^{-3}$; 2 – алюминий; 3 – титан; 4 – железо

Лабораторные исследования данного механизма повреждения ФЭП, проведенные на электростатическом ускорителе НИИ-ЯФ МГУ, и данные натурального эксперимента в целом подтвердили справедливость сделанных теоретических оценок. На рис. 5.2а показана трансформация исходной вольт-амперной характеристики 1 ФЭП СБ в характеристику 2 за счет одиночного удара твердой частицы, зарегистрированная в лабораторном эксперименте, а на рис. 5.2б приведены аналогичные результаты, полученные в натуральных условиях. Во втором случае показаны вольт-амперные характеристики ФЭП СБ, возвращенной с орбитальной станции «Мир». Характеристики 1, 2 относятся к преобразователям, не получившим существенных повреждений, а характеристики 3, 4 свидетельствуют о шунтировании n - p перехода преобразователей в результате ударов твердых частиц.

Полученные данные позволяют сделать прогноз деградации характеристик СБ за счет рассмотренного физического механизма. Расчеты для фрагмента СБ с защитным стеклом толщиной 155 мкм показывают, что за счет воздействия частиц космического мусора в области низких околоземных орбит могут достигать 1% в год.

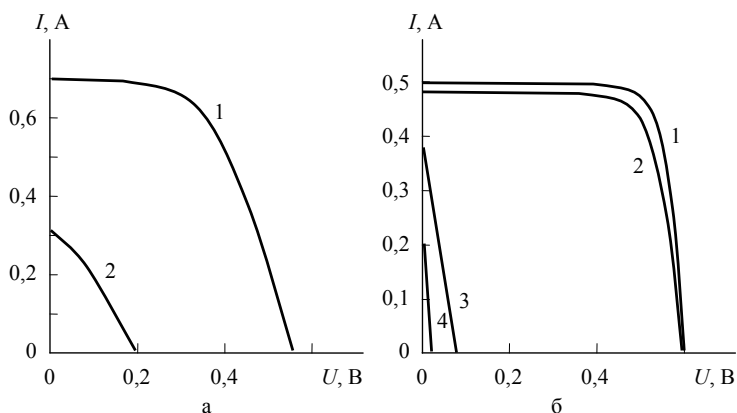


Рис. 5.2. Зарегистрированные изменения вольт-амперных характеристик ФЭП СБ: а – в лабораторном эксперименте; б – в натуральных условиях

Еще более эффективная защита корпуса КА может быть обеспечена с помощью экранов, располагаемых с некоторым зазором относительно корпуса. При этом могут использоваться 2–3 экрана, между которыми также имеются зазоры. Схема такой защитной конструкции показана на рис. 5.3, где изображены два защитных экрана толщиной L_1 и L_2 соответственно с зазором между ними S , расположенные над стенкой корпуса КА.

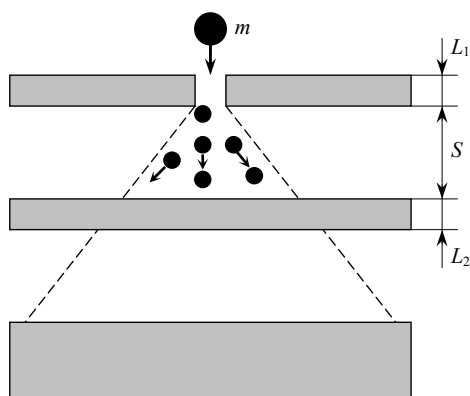


Рис. 5.3. Схема защиты с двумя экранами

Увеличение эффективности защиты обеспечивается за счет того, что при высокоскоростном соударении бомбардирующей частицы даже с относительно тонким первым экраном она разрушается. В результате на второй экран воздействует расходящийся поток фрагментов частицы и пробитого экрана, которые могут находиться в твердом, жидком и парообразном состоянии, в зависимости от скорости соударения. Ударное воздействие расходящегося потока значительно слабее по сравнению с локальным воздействием монолитной частицы.

Если расходящийся поток все же пробивает второй экран, процесс фрагментации и расширения потока повторяется. Варьируя толщины экранов, свойства их материалов и расстояние между экранами и защищаемым корпусом КА, можно добиваться оптимальных условий ослабления ударного воздействия на корпус.

В настоящее время интенсивно исследуются возможности применения в составе многослойных защитных экранов различных композиционных материалов, керамик и даже химически активных материалов, которые будут способствовать более полному разрушению бомбардирующих частиц. Большое внимание при этом уделяется изучению возможностей использования разнообразных наноматериалов.

Имеется значительное количество результатов лабораторных исследований эффективности экранов разных конструкций. В качестве примера на рис. 5.4 показан макет комбинированного защитного экрана, который был подвергнут испытаниям на легкогазовой пушке Научно-исследовательского института механики МГУ. Первый экран в данном случае представляет собой двухслойную конструкцию, состоящую из стального листа толщиной около 1 мм и мелкоструктурной металлической сетки. В качестве второго экрана использована металлическая сетка другой структуры. Масса бомбардирующей частицы составляла около 1 г, а скорость $\sim 6 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$.

Хорошо видно увеличение диаметра отверстия во втором сетчатом экране по сравнению с первым экраном, а также расширение зоны разлета фрагментов, воздействующих на толстую стен-

ку, в которой тем не менее сохраняется центральное ядро потока. В качестве основы испытывавшегося лабораторного макета в данном случае использован толстый блок полиметилметакрилата. В отсутствие защитного экрана удар частицы с указанными параметрами создает в таком блоке глубокие кратеры (рис. 5.5).

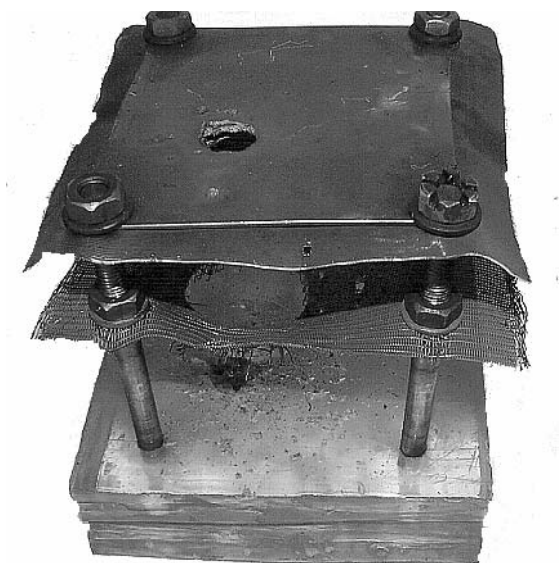


Рис. 5.4. Макет комбинированного защитного экрана после воздействия частицы массой 1 г со скоростью $\sim 6 \text{ км} \cdot \text{с}^{-1}$

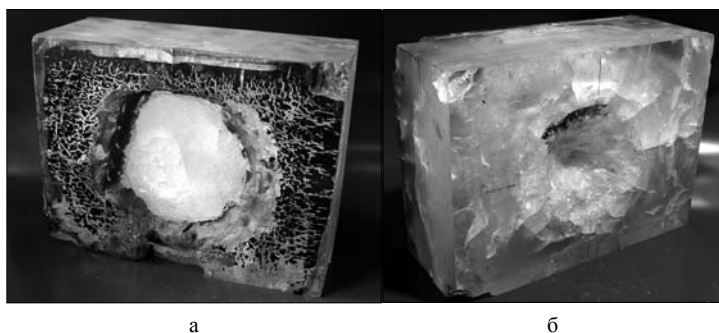


Рис. 5.5. Кратеры в толстой мишени из полиметилметакрилата

5.2. Активные методы предотвращения столкновений и меры организационно-правового характера

Существующие в настоящее время и разрабатываемые активные методы предотвращения столкновения КА с метеорными и техногенными телами основываются на раннем обнаружении объектов, представляющих потенциальную опасность для КА, и выполнении экстренного маневра КА либо воздействию на потенциально опасный объект с целью изменения параметров его орбиты или уничтожения. В качестве инструмента воздействия рассматриваются главным образом мощные импульсные лазеры, излучение которых фокусируется и направляется в нужную область с помощью зеркал. Такой лазер может быть установлен как на самом защищаемом КА, так и на автономном специализированном КА. В последнем случае возможно удаление опасных объектов из обширных областей ОКП. Концепция такого проекта, рассматриваемого немецкими исследователями, иллюстрируется рис. 5.6. Основной трудностью при создании подобных систем является требуемая высокая мощность лазеров, что влечет за собой необходимость создания соответствующих источников энергии на борту КА. Основной трудностью при создании подобных систем является требуемая высокая мощность лазеров, что влечет за собой необходимость создания соответствующих источников энергии на борту КА.

Обсуждаются также различные проекты очистки околоземного пространства от осколков и мелких частиц, один из которых был описан в настоящем разделе. Все эти проекты являются пока весьма дорогостоящими и трудновыполнимыми. Для их реализации необходима консолидация усилий мирового космического сообщества.

Некоторые меры организационно-правового характера, направленные на снижение уровня засоренности ОКП техногенными объектами, уже указывались в разд. 1 при рассмотрении раз-

личных сценариев космической деятельности в связи с обсуждением прогноза изменения числа техногенных объектов в ОКП. В числе таких мер назывались: исключение взрывов космических объектов, ограничение количества запусков КА, уменьшением числа сопутствующих фрагментов, выводимых на орбиты при запусках КА. Отмечалось, что ощутимого снижения уровня засоренности можно добиться только при совокупном использовании указанных мер.

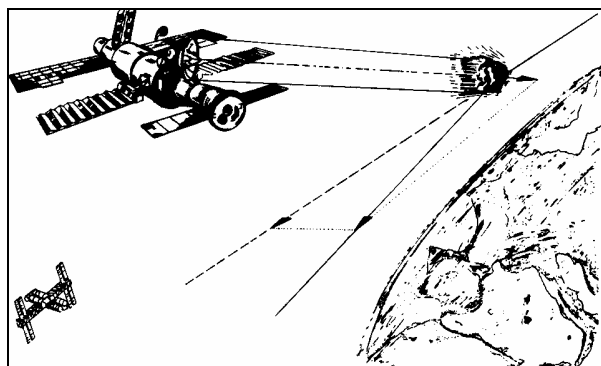


Рис. 5.6. Проект удаления опасных объектов с околоземных орбит с помощью мощного лазера, установленного на автономном КА

Помимо этого, необходимо удаление с околоземных орбит КА, прекративших активное функционирование. Эта мера уже широко практикуется. Для ее реализации в двигателях коррекции орбиты КА сохраняется необходимый запас топлива. С низких орбит неработающие КА энергетически выгоднее удалять путем их дополнительного снижения с последующим сгоранием в атмосфере, как это было сделано с орбитальной станцией «Мир». А для орбит с высотой более 20–25 тыс. км неработающие КА выгоднее удалять путем их перевода на далекие от Земли орбиты.

Продолжающиеся в различных направлениях работы по совершенствованию международного права в области космической деятельности позволяют надеяться на выработку в ближайшие годы эффективных мер по ограничению и снижению уровня засоренности околоземного пространства техногенными объектами.

5.3. Специфика защиты лунных аппаратов

В связи с важностью разрабатываемых проектов создания долговременных обитаемых баз на Луне следует указать, что для оборудования, располагаемого на поверхности Луны, важным фактором, вызывающим ухудшение характеристик оптических элементов, в частности снижение прозрачности защитных стекол СБ, является обсуждавшаяся выше лунная пыль. Потоки низкоскоростных пылинок не вызывают существенной эрозии поверхности защитных стекол, однако они могут загрязнять поверхность.

На рис. 5.7 показано полученное теоретически и экспериментально относительное снижение коэффициента пропускания τ стеклянного образца в зависимости от массы пылинок S , осажденных на 1 см^2 .

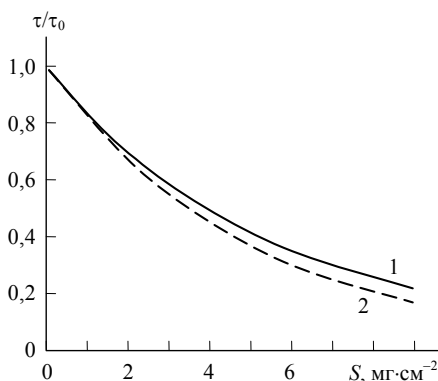


Рис. 5.7. Полученное теоретически (1) и экспериментально (2) относительное снижение коэффициента пропускания стеклянного образца

Используя данные, представленные на рис. 5.7, и полученные расчетным путем предельные значения пылевых потоков в области терминатора, можно оценить максимальное годовое снижение коэффициента пропускания стеклянной пластины в 15–25%. При проведении оценки учитывалась продолжительность пребывания

объекта в области терминатора и предполагалось, что все упавшие на поверхность пылинки остаются на ней, т. е. коэффициент прилипания равен 1. Такая оценка заведомо соответствует «наихудшему» сценарию, поскольку величины пылевых потоков изменяются в достаточно широких пределах, а кроме того, существуют естественные механизмы удаления осевших пылинок с поверхности. В качестве одного из таких механизмов рассматривается сброс пылинок под действием сил электростатического отталкивания при смене знака потенциала поверхности.

Имеющиеся весьма немногочисленные экспериментальные данные не противоречат приведенным выше оценкам. Так, коэффициент пропускания оптической линзы аппарата *Surveyor* после пребывания его на поверхности Луны в течение 31 месяца (1967–1969) снизился на 25% с учетом дополнительного запыления, созданного посадкой *Apollo-12* в 155 м от аппарата *Surveyor*. При этом было констатировано, что общая массовая толщина слоя пыли составила не менее 10^{-3} г·см⁻², а вклад в ее величину за счет посадки корабля *Apollo-12* составил 10^{-5} – 10^{-4} г·см⁻². Таким образом, среднее снижение коэффициента пропускания оптического элемента за 1 год по результатам этого эксперимента составило около 10%.

Проведенные оценки показали, что загрязнение защитных стекол СБ лунной пылью может являться основным фактором, вызывающим снижение эффективности СБ оборудования, функционирующего на поверхности Луны. Значимость этого фактора иллюстрируется данным табл. 5.1, в которой приведены данные о деградации СБ лунной базы под действием различных факторов космического пространства.

Помимо рассмотренных ухудшений характеристик оборудования лунных аппаратов, связанных с загрязнением поверхности оседающими пылинками, исследуют абразивное повреждающее воздействие низкоскоростного пылевого потока на материалы и повреждение узлов трения накапливающейся пылью, в том числе нарушение герметичности скафандров в местах сгибов.

Таблица 5.1

Оценка деградации солнечных батарей лунной базы
за счет действия различных факторов космического пространства

Воздействующий фактор	Ожидаемое снижение эффективности солнечных батарей за год, %
Метеорные частицы	0,2–0,3
Вторичные частицы	< 1
Лунная пыль	10–15
Космическая радиация	1,5–2
Электромагнитное излучение Солнца	0,5

В связи с тем, что лунная пыль является, согласно приведенным оценкам, одним из важнейших факторов, приводящих к ухудшению характеристик оборудования лунных аппаратов, изучаются различные методы защиты поверхностей от накопления пыли и методы ее удаления.

К числу наиболее перспективных методов относят:

- ♦ электростатические многоуровневые экраны;
- ♦ электромагнитные экраны;
- ♦ специальные покрытия;
- ♦ бесконтактные электромагнитные «щетки»;
- ♦ сдувание пыли потоком газа;
- ♦ очистку поверхности лазерным излучением;
- ♦ плазменную очистку.

Для оценки эффективности предлагаемых методов и технических возможностей их реализации еще предстоит провести необходимые лабораторные и натурные исследования.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проблема засорения ОКП техногенными объектами носит глобальный характер, и для ее решения, как уже подчеркивалось, необходимы согласованные усилия всех космических держав. К настоящему времени принят ряд международных документов, регулирующих деятельность в космическом пространстве. Эти документы в той или иной степени включают указанные выше меры, направленные на ограничение и снижение уровня засоренности ОКП. Особенно это относится к низким околоземным орбитам, где, как мы видели, вероятность столкновений КА с техногенными объектами наиболее высока, и к ГСО.

Первое широкое обсуждение вопроса о космическом мусоре на международном уровне было проведено на заседании Генеральной Ассамблеи ООН в декабре 1993 г. Через год этот вопрос более детально обсуждался на заседании Научно-технического подкомитета Комитета ООН по использованию космического пространства в мирных целях. Подкомитет констатировал, что стратегия снижения потенциальной опасности для космической деятельности, создаваемой космическим мусором, может быть выработана только в тесном сотрудничестве всех заинтересованных государств. Для разработки такой стратегии и создания необходимых технических документов был учрежден Меагентский координационный комитет по космическому мусору, в работе которого принимают участие представители национальных космических агентств, в том числе специалисты Федерального космического агентства нашей страны.

Координационным комитетом был подготовлен к 2002 г. документ «Руководящие принципы предупреждения образования космического мусора», основные положения которого реализу-

ются при разработке под эгидой Международной организации по стандартизации (ISO) серии стандартов, направленных на ограничение техногенного засорения ОКП и обеспечение безопасного функционирования КА. Таким образом, проблему засорения ОКП космическим мусором можно рассматривать как часть более общей проблемы техногенного загрязнения ОКП, рассматриваемой в рамках нового научного направления, получившего название «Экология околоземного космического пространства».

Разрабатываемые международным сообществом эффективные меры по снижению засоренности ОКП космическим мусором в сочетании с новыми техническими решениями при создании систем защиты КА от ударов твердых частиц, в частности с использованием в таких системах нанокompозитов, безусловно, позволят обеспечить необходимые условия для дальнейшего развития космонавтики и расширения круга научных и прикладных задач, решаемых с помощью космической техники.

РЕКОМЕНДУЕМАЯ ЛИТЕРАТУРА

1. Энциклопедия «Новые наукоемкие технологии в технике», тт. 16, 17. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов», под ред. Л.С. Новикова и М.И. Панасюка. М.: ЭНЦИТЕХ 2000.
2. Зельдович Я.Б., Райзер Ю.П. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. – М.: Наука, 1966.
3. Высокоскоростные ударные явления. Пер. с англ. под ред. В.Н.Николаевского. – М.: Мир, 1973.
4. Новиков Л.С. Основы экологии околоземного космического пространства. – М.: Университетская книга, 2007, 84 с.
5. Новиков Л.С. Взаимодействие космических аппаратов с окружающей плазмой. – М.: Университетская книга, 2006, 120 с.
6. Физика высоких плотностей энергии. Пер. с англ. под ред. О.Н. Крохина. – М.: Мир, 1974.
7. Proceedings of the 1st Europ. Conf. on Space Debris, Darmstadt, Germany, 5–7 April 1993 (ESA SD-01).
8. Proceedings of the 2nd Europ. Conf. on Space Debris, Darmstadt, Germany, 17–19 March 1997 (ESA SP-393).
9. Proceedings of the 3rd Europ. Conf. on Space Debris, Darmstadt, Germany, 19–21 March 2001 (ESA SP-473).
10. Proceedings of the 4th Europ. Conf. on Space Debris, Darmstadt, Germany, 18–20 April 2005 (ESA SP-587).

Научно-исследовательский институт ядерной физики
имени Д.В. Скобельцына

Лев Симонович Новиков

**ВОЗДЕЙСТВИЕ ТВЕРДЫХ ЧАСТИЦ
ЕСТЕСТВЕННОГО И ИСКУССТВЕННОГО ПРОИСХОЖДЕНИЯ
НА КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ**

Учебное пособие

Подписано в печать 10 декабря 2009 г.
Формат 60х84/16. Бумага офсетная.
Гарнитура: Times New Roman, Futura
Печать цифровая.
Печ. л. 6,5. Тираж 90 экз. Заказ № Т-396

Отпечатано в типографии КДУ
Тел./факс: (495) 939-40-36
E-mail: press@kdu.ru